



### Уважаемые читатели!

Интерес к научно-техническому журналу Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей» постоянно растет. По результатам 2018 г. количество загрузок статей с сайта Концерна на 8 % превысило аналогичный показатель 2017 г.

Напоминаю, что на сайте Концерна [www.almaz-antey.ru/about/618](http://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](mailto: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**





А. Ф. Коваленко, А. П. Коновальчик, Д. К. Щеглов,  
Д. А. Фёдоров, Ю. А. Башкатова

## Опыт работы молодых ученых АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей» по отбору способных школьников на Всероссийском форуме профессиональной ориентации «ПроеКТОриЯ»

Одной из основных задач корпоративной кадровой политики АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей» (далее – Концерн) является обеспечение текущих и перспективных потребностей высокопрофессиональным и мотивированным персоналом. Для решения этой задачи предприятиями Концерна установлены и поддерживаются партнерские отношения с 64 высшими учебными заведениями, 52 из которых являются опорными. С этими вузами заключены договоры (соглашения) о сотрудничестве в области подготовки специалистов с высшим образованием, организации всех видов практик и стажировок, повышении квалификации работников, участии в научных исследованиях и проведении совместных мероприятий. В 16 опорных вузах предприятиями Концерна созданы 33 базовые кафедры, на которых осуществляется подготовка специалистов по направлениям (специальностям), соответствующим потребностям производства в Концерне.

В 2018 г. в опорных вузах Концерна проходили обучение 3244 студента целевого набора по 92 образовательным программам. Целевое обучение и базовые кафедры зарекомендовали себя как эффективные инструменты подготовки высококвалифицированных мотивированных молодых специалистов. В июле 2018 г. на факультете аэромеханики и летательной техники МФТИ была открыта базовая кафедра Концерна «Технологии проектирования сложных технических систем».

Тем не менее механизмы привлечения на целевые места талантливых и мотивированных абитуриентов, способных за время обучения в вузе получить существенно больший объем научно-практических знаний, умений и навыков, нуждаются в совершенствовании.

За счет индивидуальной работы такие студенты к моменту получения диплома уже готовы к решению сложных наукоемких междисциплинарных задач, которые большинство молодых специалистов изучают в течение нескольких лет уже непосредственно на рабочем месте. Лучшие выпускники школ зачастую мало заинтересованы в целевом обучении и последующей работе на предприятиях оборонно-промышленного комплекса. Возможной причиной этого является неосведомленность о полном объеме, важности и сложности научно-технических задач, решаемых в том числе и на предприятиях Концерна.

Одним из эффективных путей привлечения в Концерн для целевого обучения на базовых кафедрах способных и мотивированных школьников является сотрудничество со Всероссийским форумом профессиональной ориентации «ПроеКТОриЯ» (далее – форум).

Необходимо отметить, что под определением «способные и мотивированные школьники» авторы имеют в виду учащиеся, проявляющие интерес к научному познанию, готовых к решению задач, которые сложнее школьной программы, т. е. победителей олимпиад, научно-технических и иных проектов.

### **Всероссийский форум профессиональной ориентации «ПроеКТОриЯ» как площадка для отбора способных школьников**

Всероссийский форум профессиональной ориентации «ПроеКТОриЯ» (ранее – «Будущие интеллектуальные лидеры России») проводится по распоряжению Президента Российской Федерации с 2013 г.

Среди главных спикеров и почетных гостей на мероприятии присутствуют первый заместитель руководителя Администрации Президента Российской Федерации С. В. Кириенко, министр просвещения Российской Федерации О. Ю. Васильева.

© Коваленко А. Ф., Коновальчик А. П., Щеглов Д. К.,  
Фёдоров Д. А., Башкатова Ю. А., 2018



В форуме ежегодно принимают участие более 500 школьников из 85 субъектов Российской Федерации – победители международных и всероссийских олимпиад, конкурсов в области научно-технического творчества, а также представители ведущих вузов России, руководители крупных государственных корпораций и компаний: ГК «Ростех», ГК «Росатом», ГК «Р-Фарм», ОАО «РЖД», НИЦ «Курчатовский институт», ГК «Роскосмос», АО «Роснано», ПАО «Ростелеком», Mail.Ru Group, ПАО «Россети» и др.

Программа форума включает дискуссии, научные лекции, а также проектную деятельность по решению инженерных задач (кейсов) в рамках нескольких направлений: технологии здоровья, безопасности, материалов, движения, энергии, космические технологии и др.

Впервые Концерн принял участие в форуме в 2015 г., после которого руководство приняло решение о продолжении сотрудничества с организаторами мероприятия.

Ежегодно эксперты – коллектив молодых ученых Научно-технического совета, созданного на базе «Научно-образовательного центра воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей» имени академика В. П. Ефремова (далее – НТС НОЦ), – разрабатывают для школьной аудитории инженерные кейсы, включающие в себя адаптированные элементы типовых для Концерна задач. Работу с командой школьников по решению инженерного кейса эксперты проводят на площадке форума в течение трех (либо двух) дней. Такой формат позволяет решить несколько важных задач. Эксперты получают возможность оценить уровень предметной подготовки учащихся, их кругозор и эрудированность, мотивацию и работоспособность, навыки поиска информации, умение работать в команде, а также навыки публичного выступления. По результатам защиты кейса перед членами жюри определяются победители – наиболее способные учащиеся. Школьники при сопровождении экспертов получают практический опыт решения сложной, на первый взгляд неразрешимой инженерной задачи. Совместная деятельность, содержательное общение с компетентными представителями крупной компании и общая атмосфера

мероприятия способствуют развитию у учащихся интереса к вопросу целевого обучения в Концерне с перспективой трудоустройства. Кроме того, работа над решением кейсов направлена на развитие инженерных компетенций учащихся.

Деловая программа форума также включает научно-популярные лекции. Тематика лекций, которые читают ученые Концерна, ежегодно меняется, но соответствует поставленной задаче – информированию школьников о специфике деятельности Концерна, истории его становления и о реализуемой на предприятиях молодежной политике.

Таким образом, работа по профессиональной ориентации на площадке форума является комплексной. Содержательная часть этой работы выполняется непосредственными заказчиками – руководителями, чьи подразделения нуждаются в хорошо подготовленных и мотивированных молодых специалистах.

Далее приведено описание инженерных кейсов, которые предлагались школьникам для решения на площадке форума начиная с 2016 г. **Инженерные кейсы, представленные коллективом молодых ученых Концерна на Всероссийском форуме «ПроеКТОрия»**  
*Инженерный кейс «Добыча полезных ископаемых, освоение объектов ближнего и дальнего космоса» (2016).* Концерн представил свой инженерный кейс на форуме 2016 г. в техническом кластере «Космические технологии».

Школьникам был предложен футуристический проект возможного перспективного столкновения цивилизаций в борьбе за ресурсы ближнего и дальнего космоса. В самом деле за сотни лет добычи ресурсов на Земле человечество уже исчерпало все, что можно было добыть без усилий, и вероятно, в какой-то момент возникнет необходимость добычи полезных ископаемых в космосе. Почти любой объект Солнечной системы – от относительно малых астероидов до Солнца – обладает потенциалом для добычи полезных ископаемых. Различные планеты и астероиды содержат золото, кобальт, железо, марганец, молибден, никель, осмий, палладий, платину, рений, родий, рутений и другие металлы, а



также водосодержащие минералы, из которых можно получить воду, кислород и водород. Кроме того, на некоторых планетах и астероидах находится большое количество изотопа гелий-3, который считается перспективным топливом для управляемых термоядерных реакций.

В результате интенсивной двухдневной работы команда школьников Концерна (рис. 1) вышла на защиту с презентацией «Добыча полезных ископаемых, освоение объектов ближнего и дальнего космоса», в рамках которой представила проект комплексной национальной программы промышленного освоения астероидов Солнечной системы с использованием Марса в качестве промежуточной транспортно-добывающей базы.

Очевидная сложность заявленной проблемы потребовала от участников команды детальной проработки решения следующих задач:

- разработка международного законодательства, регулирующего выполнение работ в космосе, в том числе добычу полезных ископаемых;
- предварительное исследование астероидов и Марса с помощью космических аппаратов (КА) научного назначения;

- создание нового поколения многообразных средств выведения для доставки полезной нагрузки на орбиту Земли;

- создание линейки многообразных модульных космических буксиров;

- разработка ключевых промышленных технологий (космическая 3D-печать, сверхпрочные материалы малой плотности и т. д.);

- создание космодрома на геостационарной орбите Земли (завод по сборке КА, заправочная станция для КА, база по приему космических грузов и спуску их на Землю);

- создание базы на поверхности Марса (производство топлива для КА из ресурсов, имеющихся на Марсе, доставка топлива на орбиту Марса, геологоразведка Марса и поиск редкоземельных металлов, подготовка экспериментальных полигонов);

- строительство космической базы на геостационарной орбите Марса (станция для заправки КА, станция для добычи ресурсов из космических объектов, доставленных на орбиту Марса);

- изменение орбиты астероидов для их вывода на орбиту Марса за счет направленных термоядерных/ядерных взрывов.

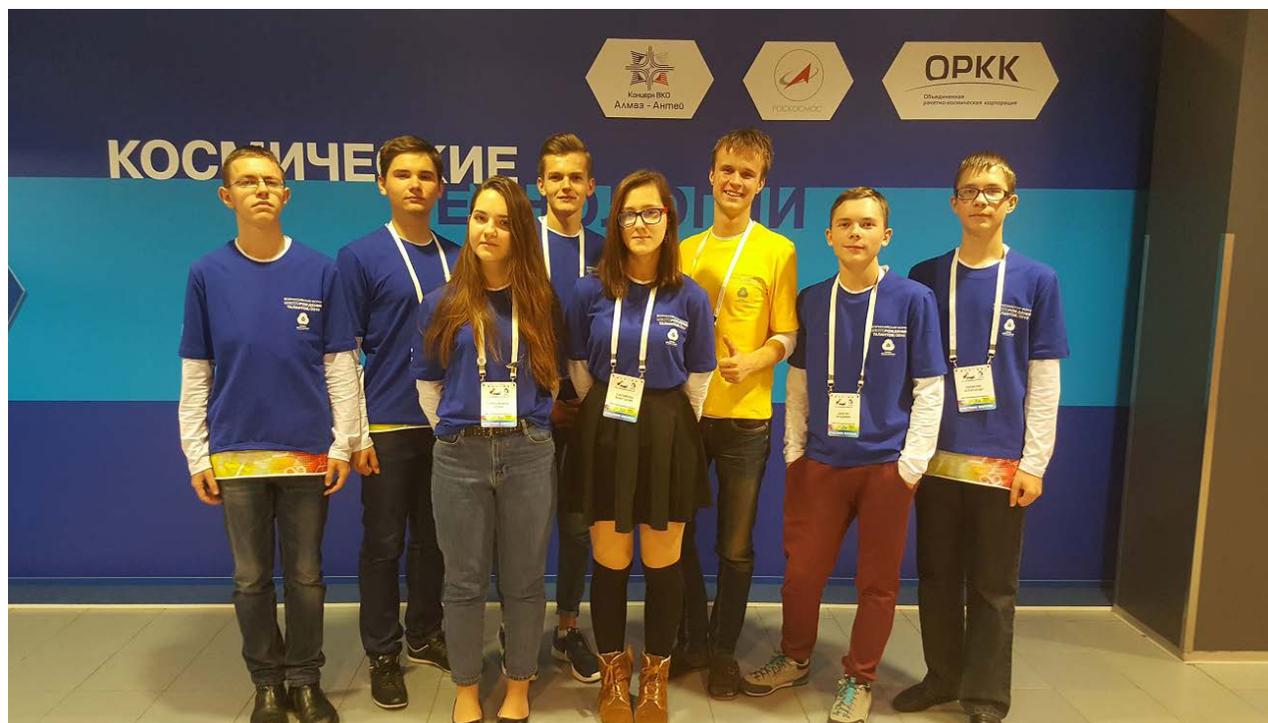


Рис. 1. Участники команды Концерна на форуме «ПроеКТОриЯ» в 2016 г.



Рис. 2. Презентационный плакат Концерна на форуме «ПроеКТОриЯ» в 2017 г.

Отдельно были озвучены ожидаемые социально-экономические эффекты от реализации предлагаемого проекта:

- проект востребован, поскольку из космоса можно получить ресурсы и полезные ископаемые в объемах, значительно превышающих земные запасы;
- пользователями результатов проекта являются все ресурсоемкие производства России и мира;
- благодаря реализации проекта обеспечена ресурсная база для поддержания существующих темпов промышленного развития и уровня жизни людей.

По результатам работы на форуме в 2016 г. был сделан вывод, что инженерный кейс на общую широкую тему вызывает большой интерес участников (дает возможность ребятам проявить фантазию, знания и эрудицию), но не позволяет отобрать потенциальных целевых студентов. Для решения этой задачи необходимо понимать, как учащиеся справляются с решением частных инженерных задач, поэтому было решено изменить тематику кейсов.

**Инженерный кейс «Синтез концептуального облика инфраструктуры и перспективных средств доставки для освоения ближнего космоса» (2017).** В 2017 г. Концерн

вновь представил кейс в кластере «Космические технологии» (рис. 2). В рамках форума было принято решение продемонстрировать, что работа по космической тематике является одним из перспективных видов деятельности предприятий Концерна. Тем более что Концерн никогда не находился в стороне от данного направления. Так, например, петербургское Конструкторское бюро специального машиностроения является разработчиком кабель-заправочной башни для семейства ракет-носителей «Ангара» на космодроме Плесецк. Но особенно актуальной космическая тематика стала после того, как 5 февраля 2015 г. Президент Российской Федерации В. В. Путин подписал Указ о переименовании Концерна ПВО «Алмаз – Антей» в Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей». Кроме того, в феврале 2015 г. в соответствии с указом Президента Российской Федерации в состав Концерна вошла корпорация космических систем специального назначения «Комета».

Актуальность тематики кейса Концерна также обусловлена положениями Федеральной космической программы России на 2016–2025 гг. Программа предполагает развертывание работ, направленных на интен-

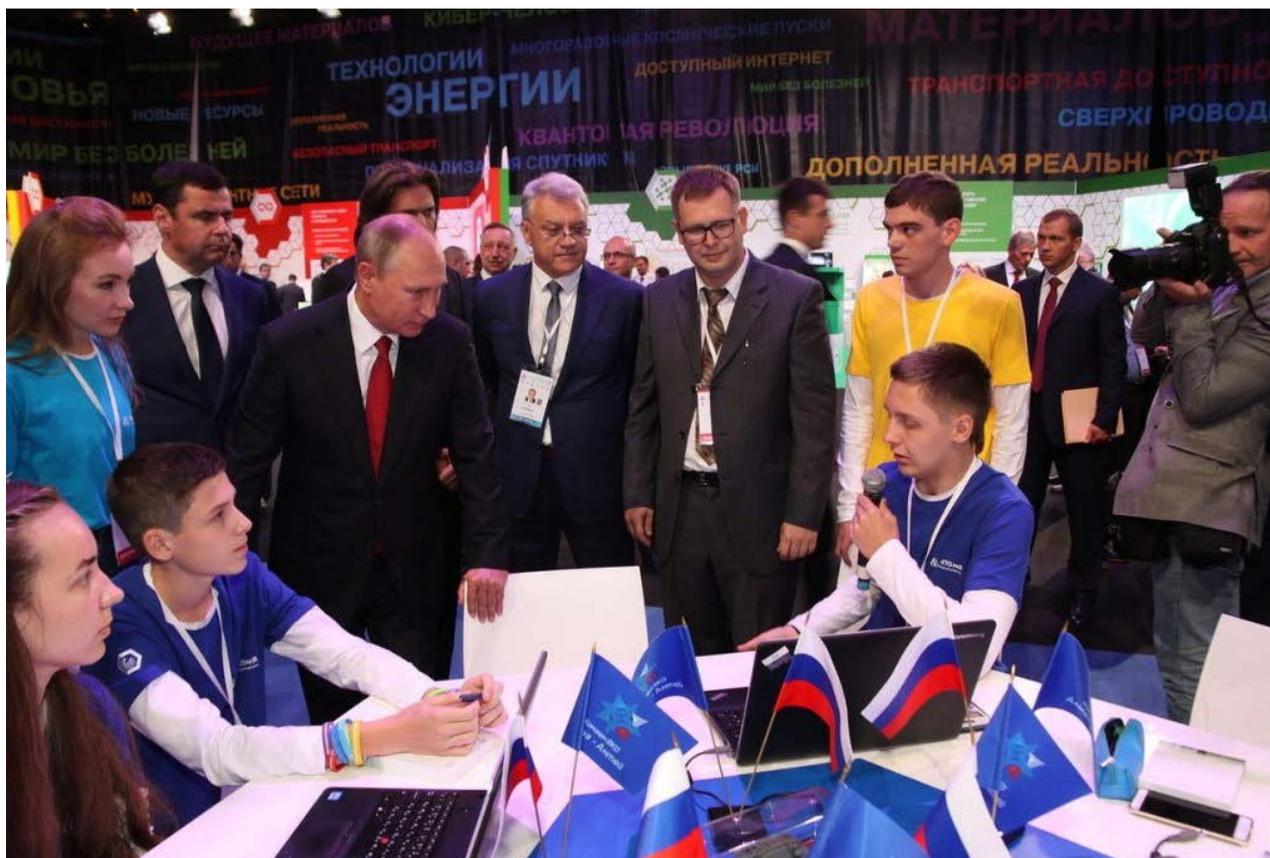


Рис. 3. В. В. Путин общается с участниками команды Концерна на V Всероссийском форуме «ПроеКТОрия»

сивное исследование и освоение ближнего космоса, в том числе выведение космических аппаратов на траектории полета к Луне. В связи с этим тема кейса была сформулирована следующим образом: «Синтез концептуального облика инфраструктуры и перспективных средств доставки для освоения ближнего космоса».

Представители делегации Концерна во главе с генеральным директором Я. В. Новиковым успешно провели презентацию инженерного кейса для В. В. Путина (рис. 3).

Формат кейса предполагал работу над многочисленными частными инженерно-техническими задачами, решения которых в итоге должны быть объединены в общий комплексный результат. В процессе работы школьники решили следующие задачи:

- изучили состав и структуру типовых существующих ракет-носителей (РН);
- составили модель масс РН для полета к Луне;
- рассмотрели основные базовые уравнения теории полета космических кораблей;

- составили программу расчета траекторий полета космических аппаратов (рис. 4);
- обосновали выбор ракетных топлив;
- провели элементарные расчеты прочности несущих отсеков РН;

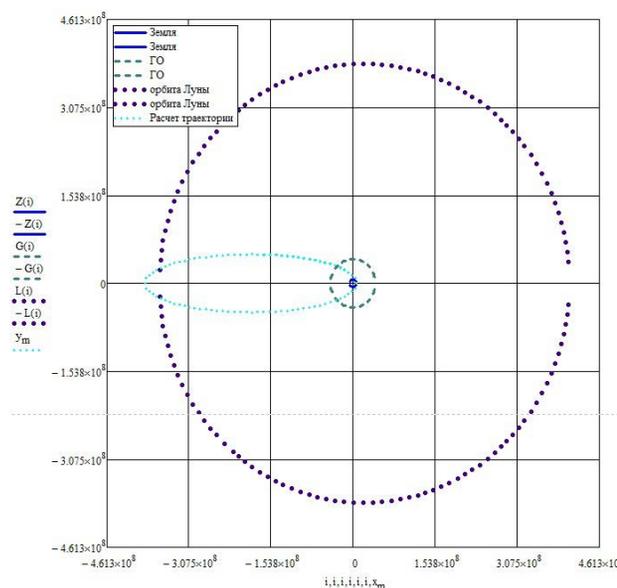


Рис. 4. Полученная школьниками расчетная траектория РН при полете к Луне



- определили конструктивно-компоновочную схему РН;
- выбрали типы ракетных двигателей для различных ступеней;
- назначили конструкционные материалы;
- подобрали на основе расчета траекторий оптимальные характеристики РН исходя из критерия минимизации массы конструкции;
- предложили методику оценки экономической эффективности проекта.

По окончании работы форума проводится анализ полученных результатов. Каждый последующий год работа по профессиональной ориентации школьников корректируется, дополняется и расширяется. В 2017 г. было продолжено взаимодействие с учащимися за пределами площадки мероприятия. Содержание и результаты этой работы изложены далее.

**Инженерный кейс «Проектирование средств противодействия аэродинамическим целям с применением суперкомпьютерных технологий» (2018).** При подготовке к участию в форуме 2018 г. были учтены результаты предыдущих лет, на основании которых внесены следующие изменения:

- выбрана актуальная для Концерна тематика инженерного кейса;
- в качестве участников команды Концерна по решению кейса на мероприятие приглашены учащиеся из подшефных школ, с которыми предприятия сотрудничают по вопросам профориентации;
- увеличено количество экспертов для работы с учащимися.

Несмотря на то что Концерн в очередной раз работал в кластере «Космические технологии», было принято решение предложить ребятам кейс на тему «Проектирование средств противодействия аэродинамическим целям с применением суперкомпьютерных технологий», в рамках которого требовалось провести математическое моделирование процесса поражения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) осколочным полем зенитной ракеты.

Задача кейса состояла в том, чтобы на основе анализа существующих БПЛА и зенитных управляемых ракет:

- определить наиболее уязвимые узлы и элементы конструкции БПЛА;

- сформировать перечень начальных условий для решения задачи поражения БПЛА осколочным полем боевой части;
- создать математическую модель поражения БПЛА осколочным полем боевой части;
- решить оптимизационную задачу по критерию максимальной вероятности поражения цели;
- провести суперкомпьютерное моделирование для подтверждения точности полученного решения.

Решение кейса представляло собой последовательное выполнение следующих этапов:

- анализ конструкционных материалов БПЛА, средств управления и наведения ракет, систем и средств поражения, габаритно-массовых и иных ограничений для формирования перечня граничных и начальных условий решаемой задачи;
- экспертная оценка живучести БПЛА при поражении отдельных его узлов;
- создание математической модели поражаемости БПЛА (рис. 5);
- создание математической модели годографа разлета поля осколков, учитывающей точку подрыва боевой части относительно цели, относительные скорости, неравномерность распределения осколков;
- совмещение двух предыдущих моделей в единую математическую модель поражения БПЛА;
- поиск оптимального облика боевой части для максимальной вероятности поражения цели;
- моделирование задачи на суперкомпьютере для подтверждения точности полученного решения;
- перевод полученного математического (теоретического) решения в конструктивное решение, формирование облика конструкции боевой части.

Выбранная инженерная задача позволила оценить предметную подготовку и эрудированность каждого школьника, а также отобрать наиболее способных учащихся в качестве кандидатов на целевое обучение (рис. 6).

Положительный опыт участия в форуме, полученный выпускниками подшефных школ

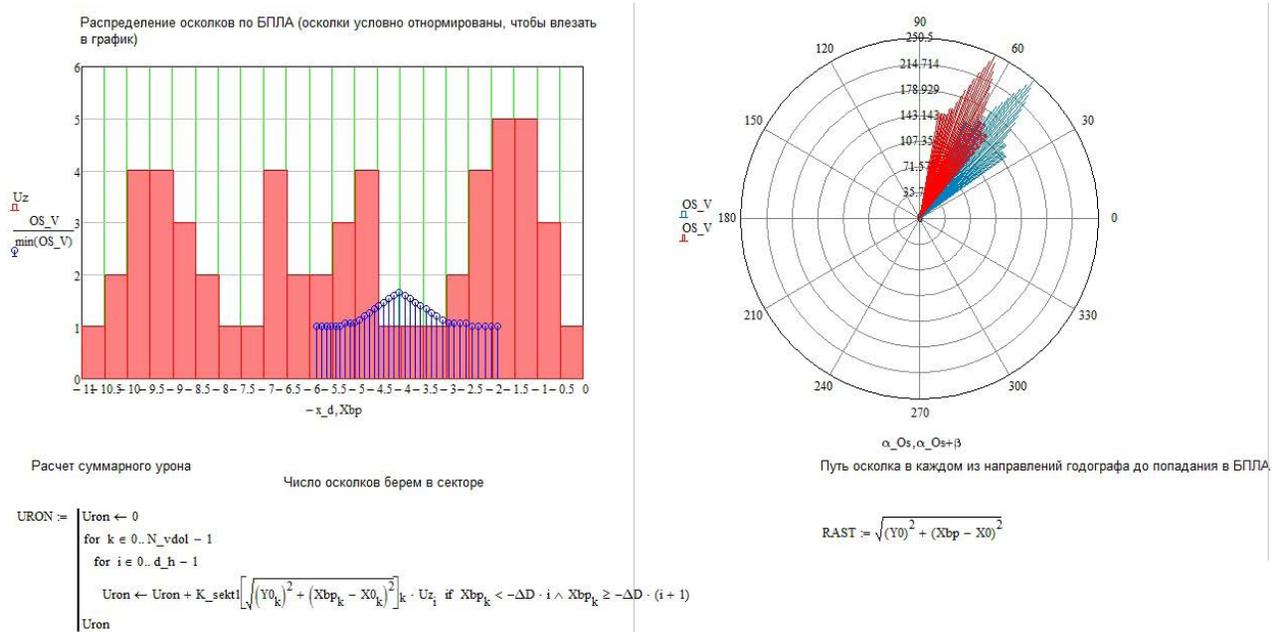


Рис. 5. Часть программной реализации математической модели поражения БПЛА, составленной школьниками



Рис. 6. Командная работа над кейсом Концерна на форуме «ПроеКТОрия» в 2018 г.



предприятий Концерна, погружение в содержани инженерной задачи способствовали разви тию у ребят интереса к вопросу целевого обуче ния и перспективы трудоустройства в Концерн. Это подтверждается результатами проведенного анкетирования: 80 % от общего числа участни ков команды отметили, что их интересует воз можность сотрудничества с Концерном.

Таким образом, форум «ПроеКТОриЯ» является площадкой, которая позволяет эф фективно проводить работу по отбору спо собных и мотивированных целевиков для предприятий Концерна. Тем не менее отбор является лишь этапом профориентационной работы. Решающую роль в ее результате име ет дальнейшее взаимодействие с отобранны ми школьниками.

**Профориентационная работа с победителями кейса Концерна на форуме «ПроеКТОриЯ» 2017 г.**

Как было отмечено ранее, в 2017 г. проф ориентационная работа со способными и мо тивированными школьниками, показавшими наилучшие результаты при защите кейса Кон церна, была продолжена. Победителями стали учащийся 9-го класса ГОБУ «Физтех-лицей» имени П. Л. Капицы (Долгопрудный) и вы пускница МАОУ «Гимназия № 31» (Пермь).

Для школьников была организована экс курсия в Северо-западный региональный центр Концерна ВКО «Алмаз – Антей» в Санкт-Пе тербурге. Учащиеся получили возможность посетить не имеющие аналогов в России на учно-исследовательские, производственные и лабораторно-испытательные промышленные комплексы для разработки и производства вы сотехнологичной продукции специального назначения.

Ребята также приняли участие в конфе ренции по теме «Математическое моделирова ние и инженерные расчеты», которая прошла на базе НТС НОЦ (Москва). На конференции уча щиеся представили предложения по профори ентационной работе, которую могут провести ученые Концерна. На основе этих предложений коллектив молодых ученых НТС НОЦ разрабо тал и провел программу профориентационных занятий со школьниками МАОУ «Гимназия № 31» (Пермь).

Основу программы составил двухднев ный инженерный кейс, в рамках которого ребятам было предложено определить такти ко-технические характеристики осколочной боевой части зенитной управляемой ракеты для уничтожения БПЛА потенциального про тивника (рис. 7). В качестве объекта пораже ния рассматривался разведывательно-удар ный БПЛА.

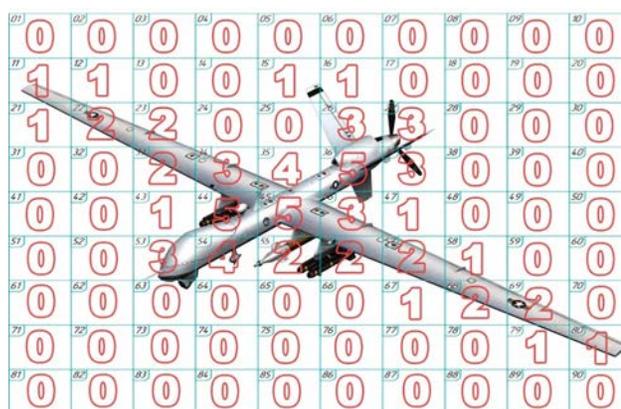


Рис. 7. Таблица поражаемости БПЛА, используемая в кейсе

Для Концерна вопрос о создании специ альных систем защиты критически значимых объектов от различных типов БПЛА является существенным. Анализ современных локаль ных и региональных конфликтов служит под тверждением того, что исход боевых действий кардинально зависит от возможности противо действия современным средствам воздушного нападения.

Таким образом, в основу кейса была по ложена актуальная инженерно-техническая задача, позволяющая определить заинтересо ванность ребят в научно-практической работе по важным для Концерна направлениям.

Формат кейса предусматривал использова ние широкого спектра знаний из многих школь ных дисциплин (алгебры, геометрии, физики, химии и пр.). Кроме того, он позволял участни кам раскрыть свои инженерные способности, почувствовать себя настоящими конструктора ми, инженерами и проектировщиками.

Отдельной частью программы являлись дискуссионные поединки, которые помогли школьникам отработать навыки ведения де



Рис. 8. Лекция специалистов Концерна для учащихся МАОУ «Гимназия № 31» (Пермь)

ловых переговоров и развить свои коммуникативные качества.

Кроме того, ребятам/участникам были показаны увлекательные фильмы и презентации о работе Концерна, а также о современных и перспективных средствах воздушно-космической и противовоздушной обороны (рис. 8).

По результатам работы два способных выпускника гимназии поступили на целевое обучение в МГТУ им. Н. Э. Баумана от одного из дочерних предприятий Концерна, расположенных в Москве.

В 2018 г. победитель кейса Концерна 2017 г. повторно принял участие в форуме «ПроеКТОриЯ» и внес значимый вклад в успешную защиту командой кейса Концерна.

#### **Этапы работы по профессиональной ориентации способных и мотивированных школьников**

Авторы статьи выделили перечисленные ниже этапы работы по профессиональной ориентации способных и мотивированных школьников (рис. 9), реализация которых позволит решить задачу по привлечению на целевые места абитуриентов, имеющих качественную предметную подготовку, и закреплению их на предприятиях Концерна.

1. Отбор способных и мотивированных учащихся.

Всероссийский форум профессиональной ориентации «ПроеКТОриЯ» является площадкой, которая позволяет эффективно проводить работу по отбору способных и мотивированных учащихся по целевому набору для предприятий Концерна.

К работе на форуме следует привлекать победителей региональных и федеральных олимпиад из подшефных школ дочерних предприятий Концерна. Кроме того, количество школьников необходимо увеличить: ранее работа проводилась в рамках кластера «Космические технологии» с небольшим числом участников (8–10 человек).

Расширение состава рабочей группы экспертов (ученых из состава НТС НОЦ и предприятий Концерна) также положительно повлияет на результаты. Как было отмечено ранее, участие в отборе непосредственного заказчика – руководителя, подразделение которого нуждается в хорошо подготовленных и мотивированных молодых специалистах, позволит повысить эффективность профориентационной работы.

2. Проведение работы по профессиональной ориентации в школах.

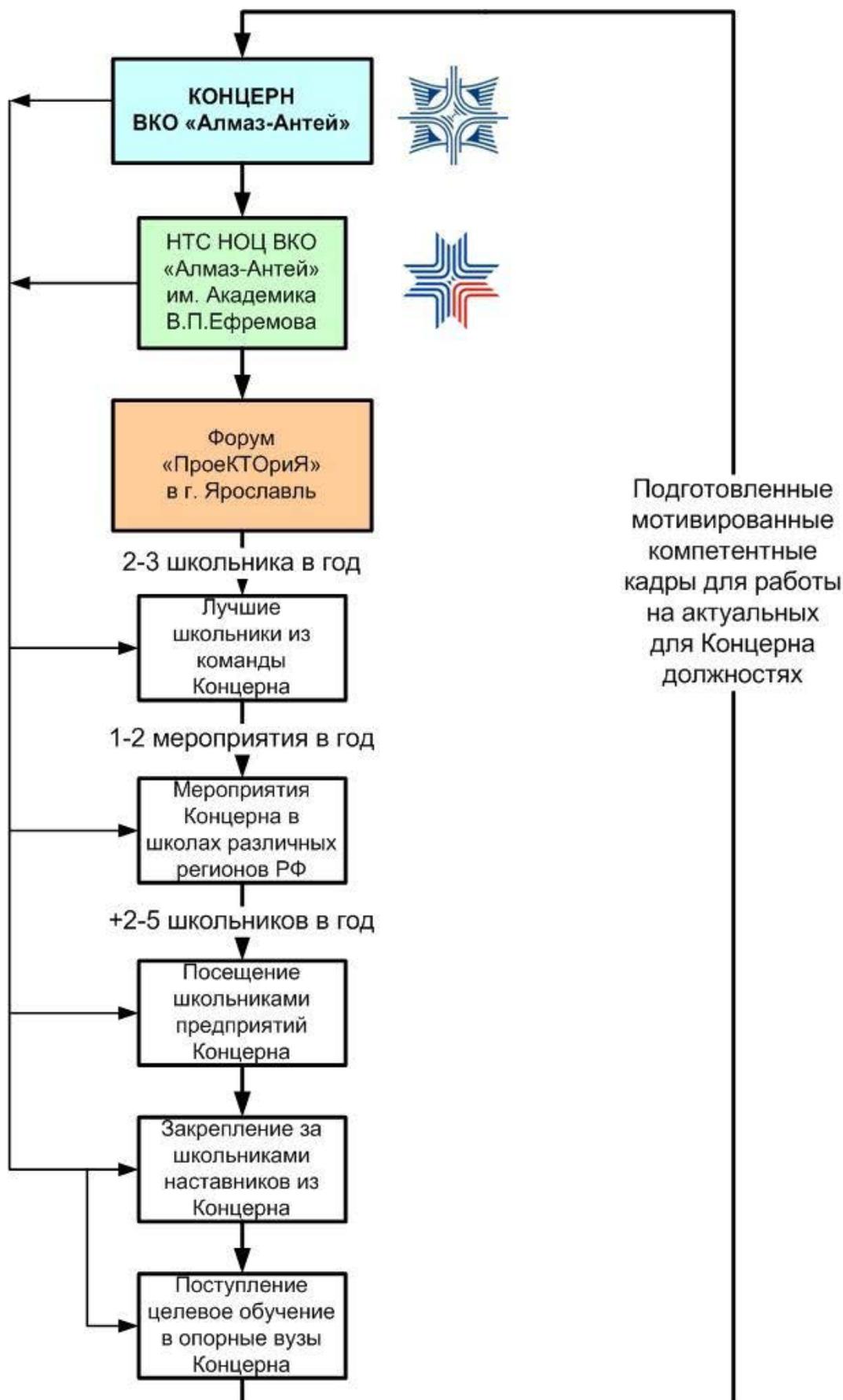


Рис. 9. Этапы профориентационной работы



Сотрудничество с администрацией школ, в которых обучаются победители форума, позволяет привлекать большее количество перспективных школьников, заинтересованных в вопросах целевого обучения и трудоустройства в Концерн. Кроме того, работа со школами способствует формированию имиджа Концерна как привлекательного работодателя, что является значимым для решения задачи корпоративной кадровой политики.

3. Организация и проведение экскурсий для школьников на предприятия Концерна.

По мнению авторов статьи, это неотъемлемая составляющая профориентационной работы, способствующая развитию у школьников понимания того, какие задачи решаются на предприятиях Концерна, каким образом осуществляется организация работы. Кроме того, общение учащихся с руководством и учеными предприятий является дополнительным мотивирующим фактором.

4. Индивидуальная проектная работа под руководством наставника.

Ранее было отмечено, что мотивированные и способные школьники – это учащиеся, которые готовы к решению сложных задач и интересуются научными проблемами. Одна из эффективных форм работы с такими школьниками – индивидуальная проектная деятельность под руководством наставника из числа членов рабочей группы. Данная деятельность должна быть продолжена и в период обучения студента на базовой кафедре. В итоге работа над проектом может послужить материалом для выполнения выпускной квалификационной работы.

#### **Заключение**

Последовательная реализация этапов профориентационной работы, которые выделены на основе осуществляемых в Концерне проектов, обеспечит предприятия Концерна талантливыми, высокомотивированными и профессионально подготовленными специалистами, готовыми к решению сложных и современных задач, связанных как с производством военной техники, так и с выпуском конкурентоспособной продукции гражданского назначения.

---

**Коваленко Александр Федорович** – директор департамента кадровой политики АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.

**Коновальчик Артем Павлович** – кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора по перспективным проектам АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.

**Щеглов Дмитрий Константинович** – кандидат технических наук, начальник расчетно-исследовательского отделения АО «Конструкторское бюро специального машиностроения», г. Санкт-Петербург.

**Фёдоров Дмитрий Александрович** – кандидат технических наук, начальник лаборатории динамики и прочности АО «Конструкторское бюро специального машиностроения», г. Санкт-Петербург.

**Башкатова Юлия Александровна** – кандидат психологических наук, руководитель направления корпоративных кадровых процедур отдела корпоративной кадровой политики департамента кадровой политики АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.



УДК 658.511

Е. А. Скорнякова, В. М. Васюков, В. Ш. Сулаберидзе

## Методы алгоритмизации планирования высокопроизводительного сборочного производства

Проведен анализ наиболее популярных систем планирования производства. К основному их недостатку относится отсутствие инструментов бережливого производства. Существует потребность в создании систем, ориентированных на клиента и учитывающих бережливые принципы. Описан уникальный алгоритм расчета оптимального времени такта, заложенный в основу разработанной системы планирования. Приведены методы алгоритмизации процесса планирования и результаты создания плана с использованием нескольких алгоритмов.

**Ключевые слова:** производственное планирование, время такта, алгоритмизация планирования, бережливое производство, высокопроизводительное предприятие.

Автоматизация процесса производственного планирования является обязательным условием для промышленных предприятий, стремящихся поддерживать качество изготавливаемой продукции и повышать спрос на нее. Несмотря на большое количество разработанных методик в области производственного планирования, их внедрение в производственный процесс и применение на практике вызывает серьезные трудности. Особенно эта проблема актуальна для высокопроизводительных предприятий, имеющих поточную организацию производства. Наибольшую известность получили системы *MRP II* [1] и *ERP* [2], а также более современные системы *CSRP*, *MES* и *APS*. В зависимости от целей планирования и функций, которые должны быть автоматизированы, руководство выбирает к внедрению одну или несколько систем. Следует отметить, что значительное число разработок связано с системами оперативного планирования. Эта область планирования является одной из самых изученных, но и наиболее сложных ввиду ряда факторов, таких как специфика производимой продукции и технологических процессов. Следует отметить, что указанные системы не имеют в своем арсенале инструментов бережливого производства, необходимых для эффективного управления производством. Некоторые из систем включают функции выравнивания плана [2] по определенным критериям, но это выравнивание носит условный характер. К ключевым инструментам и методам береж-

ливого производства, которые являются обязательными при планировании относятся:

- цикл *PDCA*, реализованный в виде элементов автоматизированной системы, включающей планирование сроков сбора данных для плана и его создания, обязательную оценку плана, анализ отклонений процесса и меры по устранению этих отклонений;
- стандартизированная работа, выраженная в планировании производства и производственных процессов на основе расчета оптимального времени такта;
- процесс постоянного обмена информацией *Nemawashi* – осуществление оперативного обмена данными за счет использования единой информационной среды;
- визуализация, выраженная в возможности системы представлять результаты построенного плана в виде наглядных графиков и таблиц.

Также следует отметить, что эти системы относятся к выталкивающему типу (*push systems*) [1], а это в принципе противоречит бережливому производству.

Несмотря на большое количество публикаций, посвященных вопросам организации поточных производств и разработке автоматизированных систем планирования, следует отметить, что не сформулированы идеи оперативного создания планов с плавающим горизонтом планирования на основе расчета оптимального времени такта в автоматизированной системе. Проводимые исследования нацелены на автоматизацию планирования [3, 4] высокопроизводительного предприятия, процессы которого организованы в виде потока.



Ключевым элементом процесса планирования поточного производства является время такта (ВТ) [5]. ВТ представляет скорость, с которой клиент хочет получать единицу готовой продукции и которая в общем случае рассчитывается как отношение доступного для производства времени к общему количеству единиц заказанной продукции.

Также на основе собранной статистики по простоям производства в формулу может быть заложен некий поправочный коэффициент (коэффициент операционной производительности  $K_{\text{оп}}$ ).

С учетом коэффициента операционной производительности объем производства можно рассчитать по формуле

$$Q_{\text{п}} = \frac{t_{\text{дост.раб}}}{\text{ВТ}} K_{\text{оп}}, \quad (1)$$

где  $Q_{\text{п}}$  – количество произведенных продуктов;

$t_{\text{дост.раб}}$  – доступное для производства время;

ВТ – время такта;

$K_{\text{оп}}$  – коэффициент операционной производительности.

Доступное для производства время рассчитывается по формуле

$$t_{\text{дост.раб}} = t_{\text{общ}} - t_{\text{пл.ост}},$$

где  $t_{\text{общ}}$  – общее рабочее время;

$t_{\text{пл.ост}}$  – плановые остановки.

При этом следует отметить, что полученное значение обязательно должно быть округлено в меньшую сторону, в противном случае результат производства за смену всегда будет ниже плана. Эта проблема особенно актуальна для высокопроизводительных производств, так как ввиду больших объемов количеству в 1–2 единицы продукции не придается большого значения, но в результате неправильного использования формулы за месяц накапливается отставание в десятки единиц продукции. Происходят эти ошибки чаще всего при построении плана в приложениях пакета *Microsoft Office*, так как при отсутствии в формуле расчета явного округления в меньшую сторону оно автоматически округляется в большую. В итоге незначительные на первый взгляд ошибки в расчетах приводят к постоянным переработкам сотруд-

ников линии сверх установленного времени и, как следствие, влияют на моральное и физическое состояние работников производства.

Доступное для производства время ( $t_{\text{дост.раб}}$ ) представляет собой общее рабочее время смены за вычетом плановых остановок.

Коэффициент  $K_{\text{оп}}$  позволяет закладывать в план риски, связанные с внеплановыми остановками по причине возможных дефектов, внедрением в производство различных проектов, производством тестовых партий продуктов, тестированием нового оборудования и т. д.

В созданной системе планирования каждый из участников (цеха, отделы) имеет возможность задать свою цель по  $K_{\text{оп}}$  с обязательным указанием причины. В таком случае при построении плана система выявляет минимальный  $K_{\text{оп}}$  ( $K_{\text{опmin}}$ ) для каждой смены и использует его для расчетов.

В идеальном случае объем производства полностью соответствует заказу на производство, т. е. продукция должна поставляться точно в срок (*Just In Time*), но практически всегда это условие не соблюдается ввиду стремления производителя использовать свои ресурсы максимально эффективно, поэтому был введен следующий критерий построения плана:

$$\begin{cases} \Delta = Q_{\text{п}} - Q_3; \\ \Delta \rightarrow \min, \end{cases} \quad (2)$$

где  $Q_3$  – количество заказанной продукции.

При построении плана решается следующее неравенство:

$$\sum_{i=0}^n Q_{3i} \leq \sum_{j=0}^m K_{\text{опmin}_j} \frac{t_{\text{дост.раб}_j}}{\text{ВТ}_j}, \quad (3)$$

где  $i$  — вид продукта,  $i \in 1...n$ ;

$j$  – количество смен.

В случае если данное неравенство не решается, вводятся дополнительные рабочие смены:

$$\begin{aligned} \sum_{i=0}^n Q_{3i} \leq & \left( \sum_{j=0}^m K_{\text{опmin}_j} \frac{t_{\text{дост.раб}_j}}{\text{ВТ}_j} + \right. \\ & \left. + \sum_{k=0}^l K_{\text{опmin}_k} \frac{t_{\text{дост.раб}_k}}{\text{ВТ}_k} \right), \end{aligned} \quad (4)$$

где  $k$  – количество дополнительных смен.



Также задача построения оптимального плана может быть решена с использованием теории графов [6], где вес узлов – производительность смены ( $Q_{a,b,c}$ , в которой  $a$  – номер недели в году;  $b$  – номер дня в неделе;  $c$  – номер смены), а вес ребра – сложность организации смены ( $W$ ), определенная экспертным методом. Чтобы граф было удобнее читать для веса ребра  $W$  введены индексы  $x$  и  $y$ , обозначающие предыдущую и последующую смены соответственно.

На рис. 1 приведен граф, описывающий алгоритм построения плана производства.

В качестве временной единицы построения плана выбрана неделя. Данная единица оптимальна для описания выбранного алгоритма, так как учитывает все основные критерии построения плана, задаваемые специалистом по планированию (количество смен и работа в выходной день). Следует отметить, что такой вид графа позволяет учитывать особенности российского законодательства в части Трудового кодекса Российской Федерации – добавлять в план работы в выходной день и изменять рабочий график (график сменности) с учетом

определенных временных требований, заданных специалистом по планированию.

На рис. 2 приведен пример построения плана производства для одной рабочей недели с ВТ в 3,2 минуты, плановой остановкой производства в пятницу.

При обходе данного графа можно формировать маршруты с требуемыми показателями веса и выбирать оптимальный маршрут.

Также следует отметить, что при создании программного продукта разработка алгоритма, заложенного в основу автоматизированной системы, проводилась в несколько этапов. Первоначально был использован алгоритм (А1), рассчитывающий идеальное ВТ для определенных временных промежутков, задаваемых цехами и подразделениями предприятия как минимальный интервал времени ( $T_{смены}$ ) с одним ВТ, т. е. интервал времени, за который цех или производственное подразделение может подготовиться к переходу на новое ВТ. Подготовка осуществляется следующим образом: на основе текущих стандартных операционных карт [7] проводится анализ времени цикла каждой операции

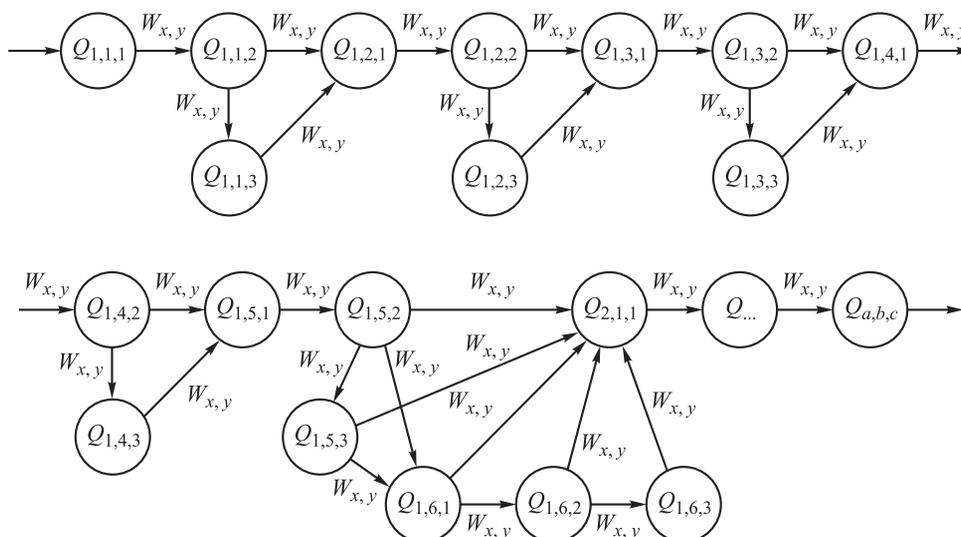


Рис. 1. Ориентированный граф построения производственного плана

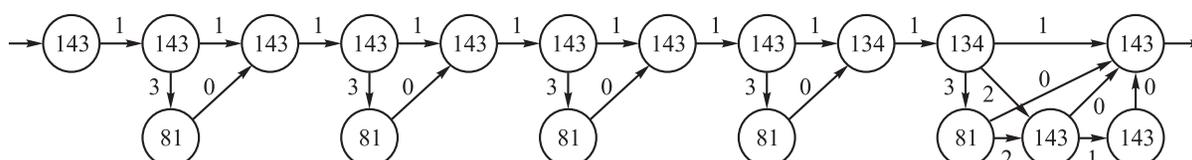


Рис. 2. Представление задачи построения производственного плана в виде ориентированного графа



и проектируются новые производственные процессы со временем цикла, максимально приближенным или равным ВТ, на которое планируется переход.

В качестве альтернативного был создан алгоритм (А2) (рис. 3), учитывающий  $T_{\text{смены}}$ , но для поиска идеальной  $\Delta$  (использовано обозначение  $D$  для дельты разных промежутков)

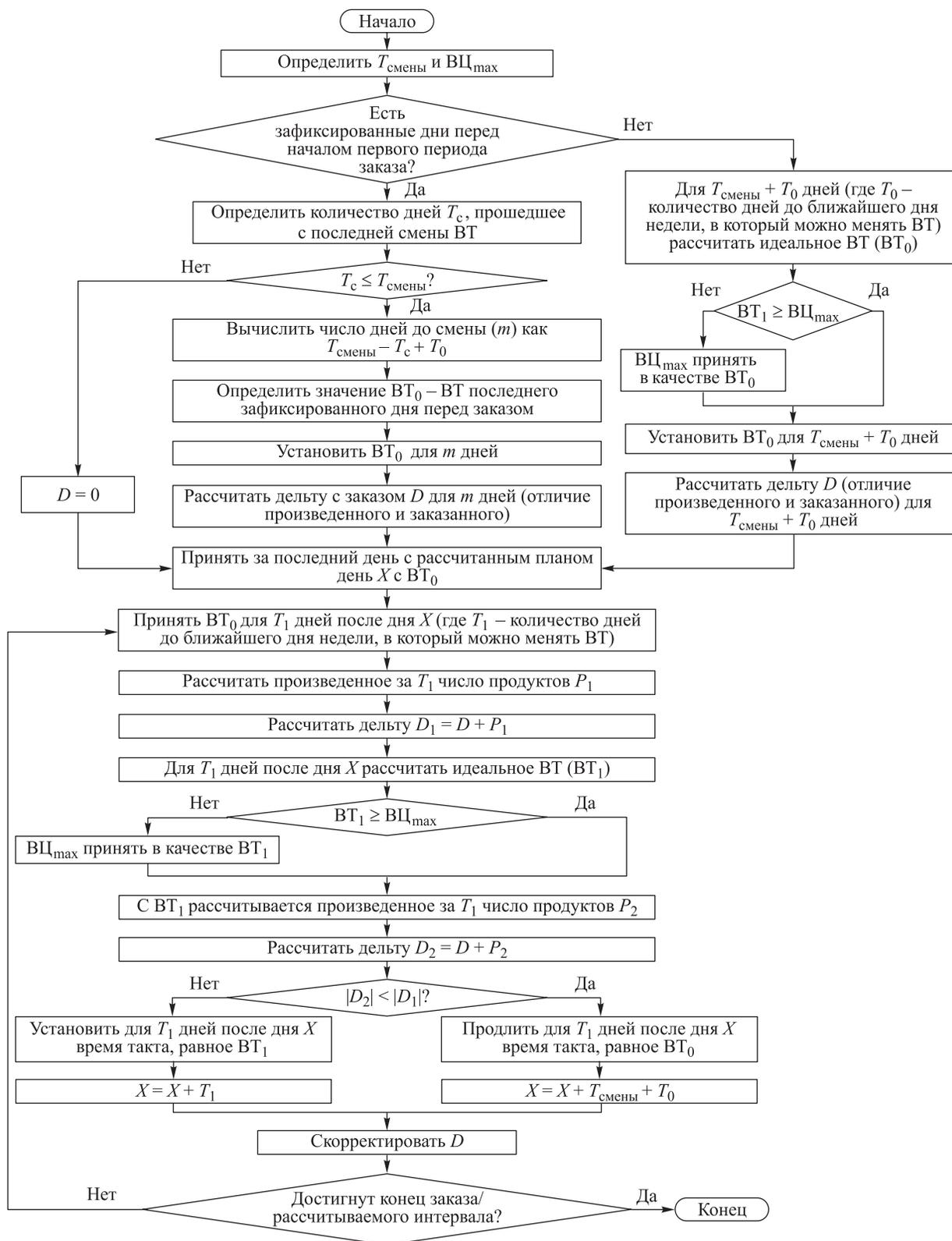


Рис. 3. Алгоритм расчета ВТ для разных временных промежутков



рассчитывающий различные варианты ВТ для промежутков разной длительности. Интервал является фиксированным значением, временные промежутки, в которые используется одно время такта, должны отвечать условию:

$$T_i \geq T_{\text{смены}} \text{ при } i \in 0 \dots n, \quad (5)$$

где  $T_i$  – временные промежутки различной длины.

Также должно выполняться следующее условие, которое ограничивает ВТ, возможное к использованию для выполнения заказа:

$$ВТ_i \geq ВЦ_{\text{max}} \text{ при } i \in 0 \dots n, \quad (6)$$

где  $ВТ_i$  – время такта, рассчитываемое для различных временных промежутков;

$ВЦ_{\text{max}}$  – максимальное значение времени цикла, полученное на основе информации от производственных подразделений (максимальная скорость оборудования или ограничения ручного процесса).

$T_{\text{смены}}$  и  $ВЦ_{\text{max}}$  определяются из сводной таблицы в базе данных автоматизированной системы.

С целью выявления оптимального алгоритма была проведена апробация результатов исследования в процессе производственного планирования. Для проверки алгоритмов выявления наилучшего, построение планов было осуществлено для заказа (31), учитывающего прогноз спроса на продукцию на 24 производственных периода, и заказа (32), характеризующегося значительно возросшим спросом в середине заказа (рис. 4). Исходные данные следующие:  $T_{\text{смены}}$  – 60 календарных

дней;  $ВЦ_{\text{max}}$  – 160 с;  $t_{\text{общ}}$  – 480 мин. День, с которого возможен переход на новое ВТ, – понедельник.

Данные по рабочему времени, плановым остановкам производства и коэффициенту  $K_{\text{оп}}$  для каждой рабочей смены на два года представляют большой массив, поэтому не приведены в настоящей статье.

Для создания планов с целью определения оптимального алгоритма было проведено сравнение трех вариантов построения планов производства: ручное построение плана (РП), алгоритм 1 (А1) и алгоритм 2 (А2).

Выполнение заказов осуществлялось тремя путями: только ВТ, ВТ и возможные рабочие выходные (ВТ + рабочие выходные), ВТ, возможные рабочие выходные и введение дополнительной смены (ВТ + рабочие выходные + дополнительные смены).

Результаты экспериментов приведены ниже. Так, на рис. 5, а показано кумулятивное (накопительное) значение  $\Delta$  планов, построенных для выполнения первого заказа двумя путями – только ВТ и ВТ + рабочие выходные. Для второго заказа приведен только график (рис. 5, б), отражающий кумулятивное значение  $\Delta$  (кумулятивную  $\Delta$ ) для плана, построенного с использованием ВТ + рабочие выходные + дополнительные смены; так как второй заказ значительно превышает производственные мощности и кумулятивную  $\Delta$  планов, построенных другими путями, и имеет слишком большой разброс значений, полученные графики не являются наглядными.

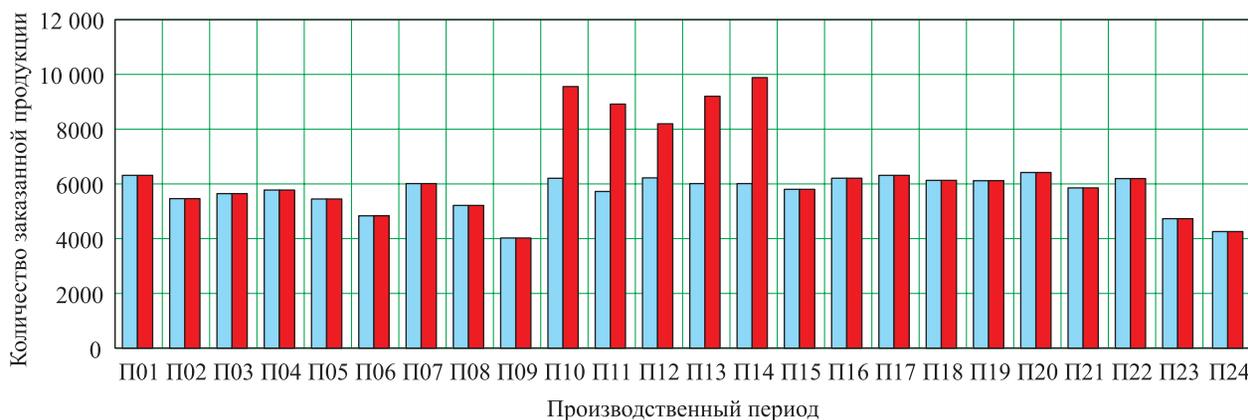


Рис. 4. Заказы на производство продукции:  
■ – 31; ■ – 32

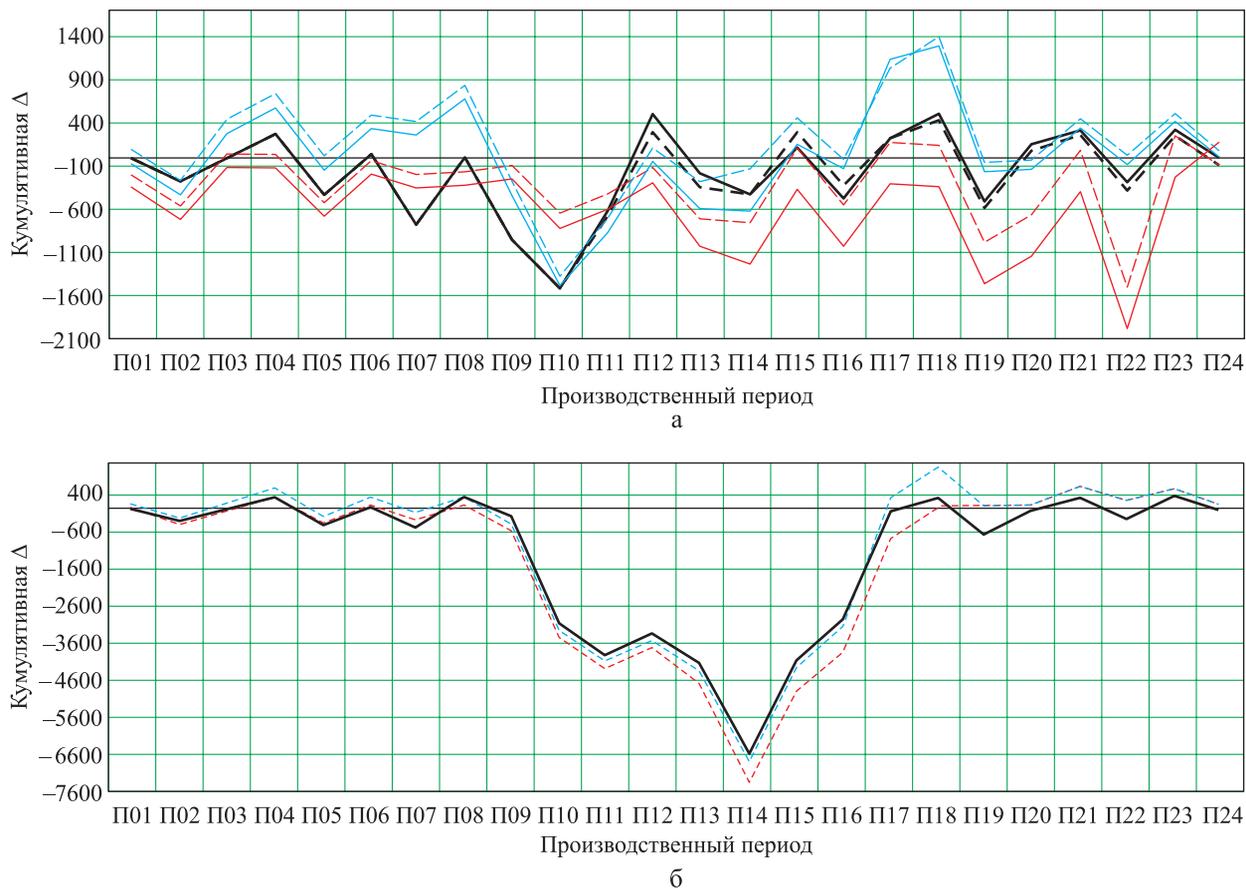


Рис. 5. Результаты экспериментов:

а – кумулятивная  $\Delta$  планов, построенных для выполнения 31; — — — только ВТ (РП); — — — только ВТ (А1); — — — только ВТ (А2); - - - - ВТ + рабочие выходные (РП); - - - - ВТ + рабочие выходные (А1); - - - - ВТ + рабочие выходные (А2); б – кумулятивная  $\Delta$  планов, построенных для выполнения 32; - - - - РП; - - - - А1; — — — А2

Учитывая объемы заказа и ограничения  $T_{смены}$  и  $ВЦ_{max}$ , можно отметить, что достижение нулевой  $\Delta$  для каждого производственного периода невозможно. Поэтому выбор наилучшего алгоритма осуществлялся исходя из:

- количества периодов, в которых кумулятивная  $\Delta$  приближена к нулю (кумулятивная  $\Delta = \pm 50$ );

- наименьшего значения кумулятивной  $\Delta$ ;
  - наибольшего значения кумулятивной  $\Delta$ .
- Значения каждого из критериев для планов, показанных на рис. 5, приведены в таблице. Практически во всех случаях построения плана благодаря А2 наименьшая кумулятивная  $\Delta$  достигается чаще, чем в случае с ручным построением плана и А1 (см. таблицу).

Анализ построенных планов

Критерий	Заказ 1						Заказ 2		
	Только ВТ			ВТ + рабочие выходные			ВТ + рабочие выходные + дополнительные смены		
	РП	А1	А2	РП	А1	А2	РП	А1	А2
Количество периодов, для которых кумулятивная $\Delta = \pm 50$	2	0	5	4	3	4	1	4	5
Наименьшее значение кумулятивной $\Delta$	-1518	-2017	-1521	-1358	-1525	-1521	-6778	-7335	-6607
Наибольшее значение кумулятивной $\Delta$	1347	195	528	1449	259	463	1107	566	334



Критерии наименьшего и наибольшего значения кумулятивной  $\Delta$  оценивались в совокупности, и для двух случаев из трех А2 обладает наилучшим их сочетанием. В случае плана для З1, построенного с использованием ВТ и рабочих выходов по А1, следует отметить, что был получен достаточно длительный период, характеризующийся отрицательной кумулятивной  $\Delta$  (см. рис. 5, а), что говорит о длительном невыполнении заказа, и такой план не может быть выбран в качестве наилучшего. Учитывая проведенный анализ созданных планов, в качестве оптимального был выбран А2.

Разработанный алгоритм создания плана производства заложен в основу автоматизированной системы производственного планирования, реализованной в виде веб-сайта. Такой вариант реализации позволяет осуществлять работу с системой только при наличии доступа в Интернет и не имеет специфических системных требований. Следует отметить, что программный продукт создавали на основе исходного задания, сформулированного специалистами по планированию. Каждый из элементов тестировали и дорабатывали на всех стадиях разработки с учетом специфики исследуемого процесса. Проведенные исследования показали повышение результативности процесса производственного планирования за счет внедрения автоматизированной системы, выраженные в полном соблюдении сроков сбора информации для построения производственного плана благодаря автоматически рассылаемым уведомлениям, уменьшению времени создания плана производства с 30 до 1 мин, исключении ошибок в производственном плане и сокращении времени оценки опций в среднем на

80 % [8]. Результаты проведенных исследований внедрены на приборостроительном предприятии АО «Лазерные системы».

#### Список литературы

1. Гаврилов Д. А. Управление производством на базе стандартов MRP II. СПб.: Питер, 2005. 416 с.
2. Евгеньев Г. Б. Основы автоматизации технологических процессов и производств. В 2 т. Т. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 448 с.
3. Скорнякова Е. А. Модель системы оперативного реагирования при производственном планировании // Качество и жизнь. 2018. № 2. С. 39–41.
4. Скорнякова Е. А., Бабаев С. А. Проблемы принятия оперативных управленческих решений из-за отклонений в процессе производственного планирования высокопроизводительного предприятия // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2018. № 4. С. 35–39.
5. Лайкер Дж. Дао Toyota: 14 принципов менеджмента ведущей компании мира. М.: Альпина Паблишер, 2014. 400 с.
6. Кофман А. Введение в прикладную комбинаторику. М.: Наука, 1975. 480 с.
7. ГОСТ Р 56908–2016. Бережливое производство. Стандартизация работы. М.: Стандартинформ, 2017. 11 с.
8. Скорнякова Е. А., Сулаберидзе В. Ш. Проблемы автоматизации процесса производственного планирования // Сборник тезисов Всероссийской научно-технической конференции «Наука и АСУ – 2018». Москва, 2018. С. 67.

Поступила 10.12.18

**Скорнякова Елизавета Алексеевна** – старший преподаватель кафедры «Метрологическое обеспечение инновационных технологий и промышленной безопасности» Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: планирование производства, автоматизация производственных процессов, бережливое производство.

**Васюков Василий Михайлович** – индивидуальный предприниматель Васюков Василий Михайлович, г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: информационные системы и компьютерные технологии.



**Сулаберидзе Владимир Шалвович** – доктор технических наук, старший научный сотрудник, профессор кафедры «Метрологическое обеспечение инновационных технологий и промышленной безопасности» Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения», г. Санкт-Петербург.  
Область научных интересов: исследование новых материалов, прикладная метрология.

### **Algorithmisation methods for scheduling in high-performance assembly manufacturing**

The authors analysed the most popular production planning and scheduling software systems. Their main disadvantage is that they lack lean manufacturing tools. There exists a demand for client-oriented systems based on lean principles. The paper describes a unique algorithm for computing the optimum takt time, which forms the basis of the scheduling system developed by the authors. We present methods of algorithmising the scheduling process and results of generating schedules using several algorithms.

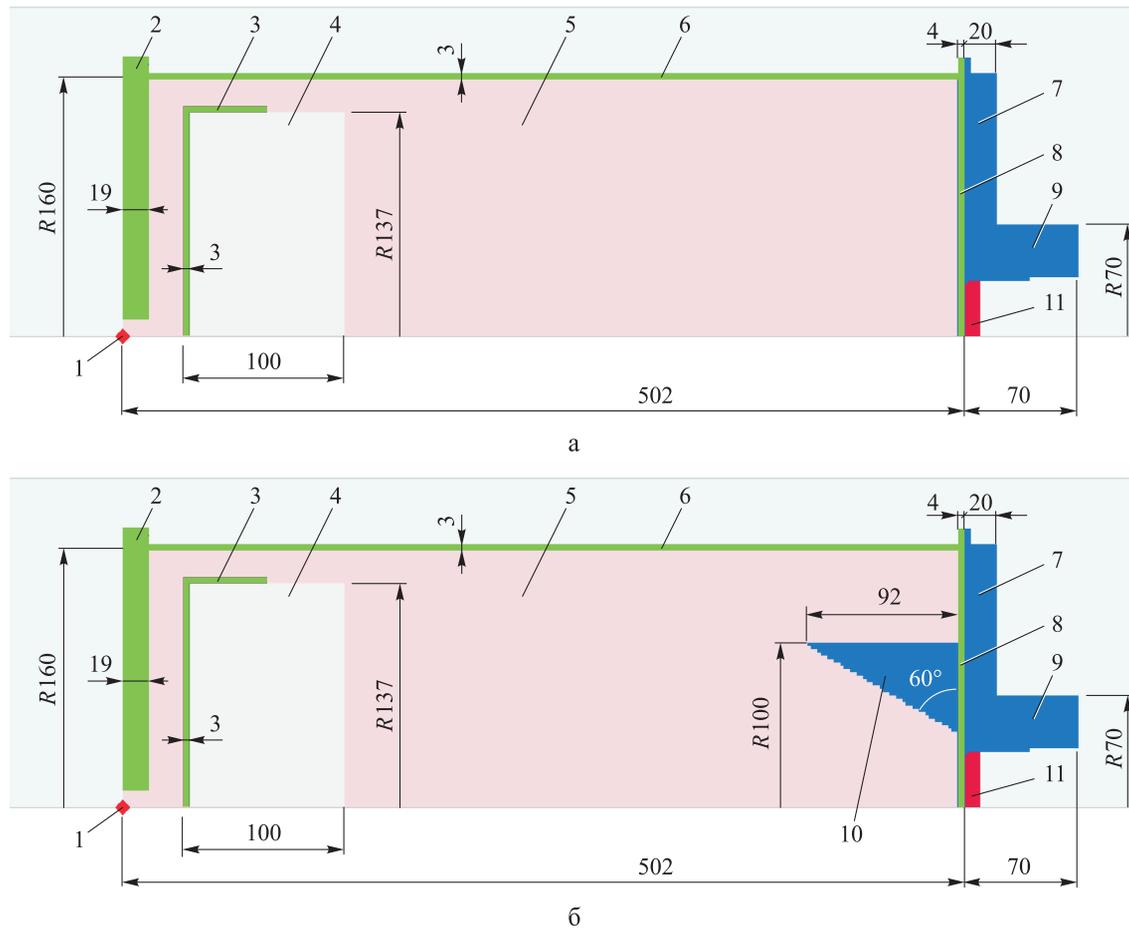
*Keywords:* production scheduling, takt time, algorithmisation of scheduling, lean manufacturing, high-performance enterprise.

**Skornyakova Elizaveta Alekseevna** – Assistant Professor, Department of Metrological Support of Innovation Technologies and Industrial Security, Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg.  
Science research interests: production scheduling, manufacturing process automation, lean manufacturing.

**Vasyukov Vasily Mikhaylovich** – sole proprietor Vasyukov Vasily Mikhaylovich, Saint Petersburg.  
Science research interests: data processing systems and digital technologies.

**Sulaberidze Vladimir Shalvovich** – Doctor of Engineering Sciences, Senior Research Fellow, Professor, Department of Metrological Support of Innovation Technologies and Industrial Security, Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg.  
Science research interests: investigating novel materials, applied metrology.





**Рис. 1.** Схема и размеры (в мм) основных деталей ВМУ, обеспечивающего высокоскоростное метание группы готовых ПЭ заданной формы:

а – вариант 1; б – вариант 2; 1 – точка инициирования; 2 – фланец (АМГб); 3 – обойма (АМГб); 4 – линза (полистирол); 5 – взрывчатое вещество (октол); 6 – обечайка (АМГб); 7 – крышка (сталь 3 толщиной 20 мм); 8 – торец (АМГб); 9 – ствол (сталь 3); 10 – фокусирующая втулка (сталь 3); 11 – группа готовых ПЭ (сталь 10)

2) от 62 мкс до завершения расчетов – в трехмерной (3D) постановке с размером ячейки разностной сетки, равным 4 мм (переход от двумерной к трехмерной постановке выполнен с помощью технологии *Remapping* с заменой одного сплошного элемента (см. рис. 1, поз. 11) на 16 отдельных элементов размерами 10×16×16 мм).

При проведении расчетов были использованы модели материалов стандартной библиотеки программного комплекса.

1. Для расчета давлений в областях, занятых деталями из сплава АМГб, стали 3, стали 10 и полистирола, применялось уравнение состояния Ми – Грюнайзена – Гюгионио (*Shock*):

$$P = \frac{\rho_0 a^2 \mu (1 + \mu)}{[1 - (S_1 - 1)\mu]^2} + \gamma_0 \rho e,$$

где  $\rho_0$  – начальная плотность;

$a, S_1$  – коэффициенты ударной адиабаты в  $D-u$  координатах, значения коэффициентов которых показаны в табл. 1;

$\mu$  – степень сжатия,  $\mu = (r/r_0 - 1)$ ;

$\gamma_0$  – коэффициент Грюнайзена;

$\rho$  – текущая плотность;

$e$  – удельная внутренняя энергия.

Таблица 1

Значения параметров и коэффициентов уравнения состояния

Материал	$\rho_0, \text{г/см}^3$	$a, \text{км/с}$	$S_1$	$\gamma_0$
Полистирол	0,10	0,724	0,6931	1,00
АМГб	2,64	5,330	1,3400	1,97
Сталь 3	7,83	3,800	1,5800	2,17
Сталь 10	7,89	3,800	1,5800	2,00

2. Зависимость сопротивления пластическому сдвигу указанных выше материалов в



динамических условиях описывалась моделью Джонсона – Кука:

$$Y = (A + B\epsilon^n)(1 + C \ln(\epsilon^{*})) (1 - T_*^m),$$

где  $A$  – статический предел текучести;

$B$  – коэффициент пропорциональности в функции деформационного упрочнения;

$\epsilon$  – эффективная пластическая деформация;

$n$  – показатель степени в функции деформационного упрочнения;

$C$  – коэффициент кинематического упрочнения;

$\ln(\epsilon^{*})$  – логарифм скорости эффективной пластической деформации, нормализованной значением, зависящим от выбранной системы размерностей;

$T_*$  – гомологическая температура,  $T_* = (T - T_0) / (T_{пл} - T_0)$ ;

$m$  – показатель степени влияния температуры;

$T_{пл}$  – температура плавления;

$T_0$  – начальная температура.

Значение коэффициентов модели приведены в табл. 2.

В 3D-расчетах метаемые элементы построены с применением модели *Rigid* (абсолютно твердое недеформируемое тело) с плотностью 7,86 г/см<sup>3</sup>. Вращение ПЭ не задано – моменты инерции равны 0.

3. Модель взрывчатого вещества. Для описания поведения продуктов детонации (ПД) выбрано уравнение состояния *JWL*:

$$P = A \left( 1 - \frac{\omega}{R_1 V} \right) e^{-R_1 V} + B \left( 1 - \frac{\omega}{R_2 V} \right) e^{-R_2 V} + \frac{\omega E}{V},$$

где  $P$  – давление;

$A, B, R_1, R_2, \omega$  – коэффициенты уравнения состояния;

$E$  – внутренняя энергия;

$V = \rho_0 / \rho$  – относительный объем;

$\rho$  – текущая плотность ПД;

$\rho_0$  – начальная плотность ВВ.

Значения параметров и коэффициентов уравнения состояния ПД (ВВ – октол) следующие:

$\rho_0$ , г/см <sup>3</sup> .....	1,821
$D$ , м/с .....	8480
$A$ , ГПа .....	748,6
$B$ , ГПа .....	13,38
$R_1$ .....	4,5
$R_2$ .....	1,1
$\omega$ .....	0,38
$E_0$ , кДж/м <sup>3</sup> .....	$9,6 \times 10^6$

Здесь  $E_0$  – начальная внутренняя энергия.

Процесс распространения детонационной волны, содержащей пересжатую маховскую конфигурацию, образованную при сжатии цилиндрической детонационной волны к оси заряда, показан на рис. 2, а, где изображена верхняя половина осевого сечения. Там же (рис. 2, б) представлена форма расчетных областей на момент 62 мкс после инициирования, когда задача из двухмерной была перестроена в трехмерную. Применение технологии *Remapping* позволило не только значительно сократить время расчета, но и благодаря применению для двухмерного варианта расчетной сетки с более мелкими ячейками понизить погрешности вычисления, значение которых во многом зависит от их размера.

Расчеты проведены до момента выхода скорости движения метаемых элементов на стационарный режим, что соответствует ~93 мкс. В момент перехода от 2D- к 3D-расчету проведена замена одного сплошного ПЭ, имевшего форму диска, на 16 отдельных ПЭ, имеющих форму параллелепипеда с размерами 10×16×16 мм (см. рис. 2, б).

Анализ результатов расчетов показывает, что при распространении детонационной вол-

Таблица 2

Значения коэффициентов модели Джонсона – Кука

Материал	$A$ , ГПа	$B$ , ГПа	$n$	$C$	$m$	$T_{пл}$ , К	$T_0$ , К
АМг6	0,167	0,596	0,551	0,001	0,859	893	293
Сталь 3	0,286	0,500	0,228	0,022	0,917	1836	286
Сталь 10	0,367	0,500	0,935	0,045	0,643	1836	286

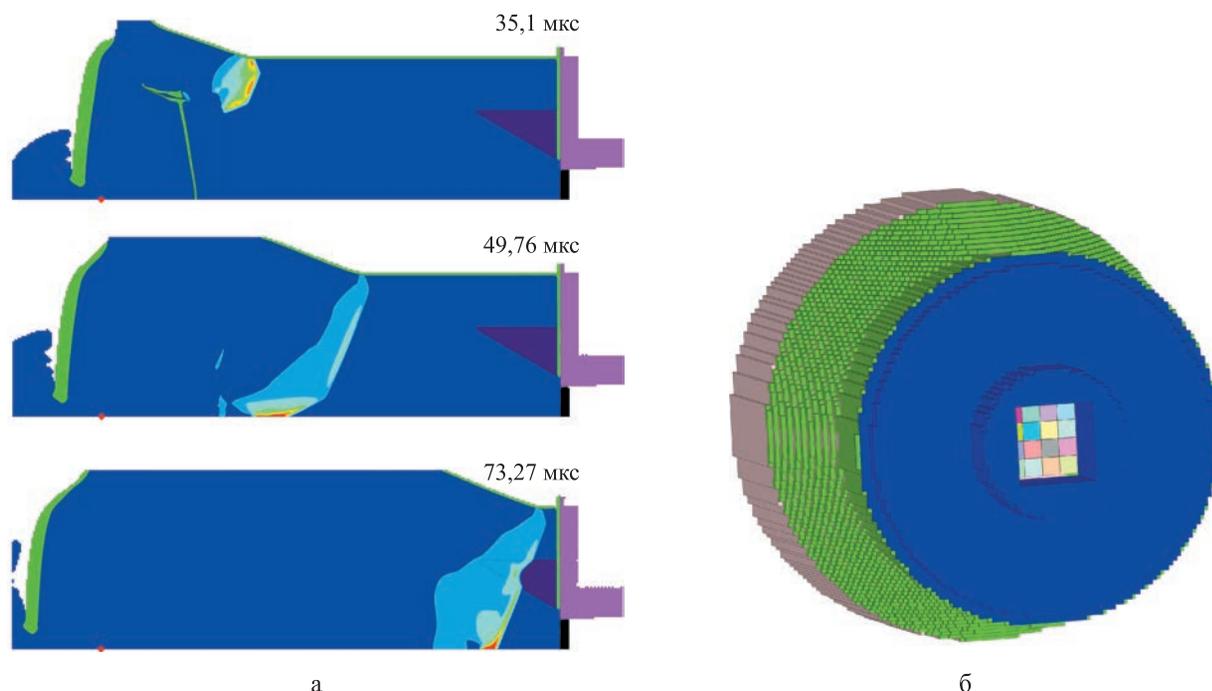


Рис. 2. Распространение детонации по заряду ВМУ (а) и форма расчетных областей в момент применения процесса перестройки двумерного решения в трехмерное (б)

ны по заряду ВВ формируется зона пересжатой (маховской) детонационной волны, движущаяся вдоль оси в направлении метаемых элементов. В результате взаимодействия маховской ДВ с находящимися в стволе ПЭ последние в процессе движения (рис. 3) подразделяются на 3 группы:

- 1-я группа (высокоскоростная) – 4 центральных элемента (темно-серый цвет на рис. 3, б);
- 2-я группа (основная) – 8 элементов, летящих с промежуточными значениями скоростей (серый цвет на рис. 3, б);
- 3-я группа (низкоскоростная) – 4 угловых элемента (белый цвет на рис. 3, б).

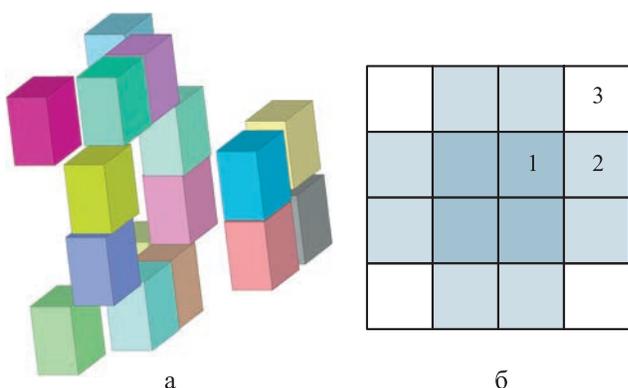


Рис. 3. Взаимное расположение метаемых ПЭ на конечный момент времени расчета (а) и номера групп ПЭ, имеющих одинаковый уровень скоростей (б)

Подобный характер движения ПЭ свойственен и второму варианту расчета. Процесс набора скорости элементами, входящими в разные группы, показан на рис. 4.

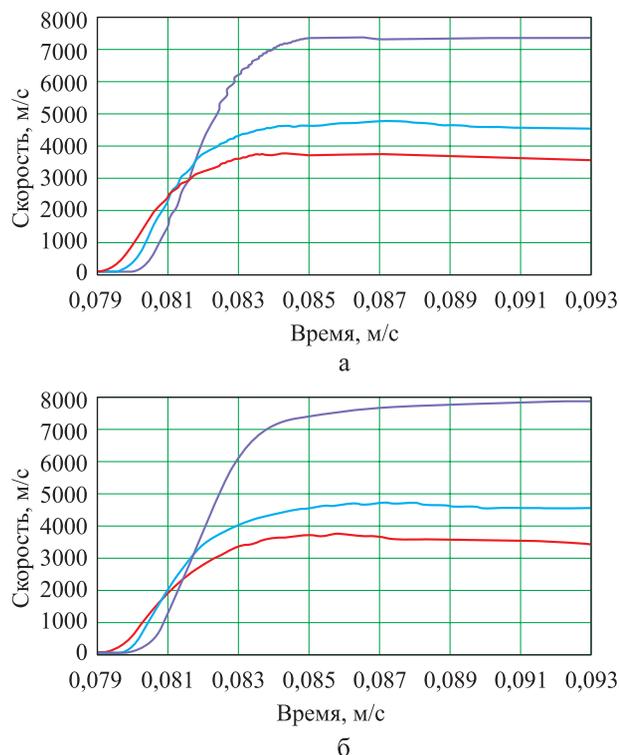


Рис. 4. Набор скорости элементами, расположенными в стволе передней крышки:  
а – вариант 1; б – вариант 2; — 1-я группа ПЭ;  
— 2-я группа ПЭ; — 3-я группа ПЭ



Расчетные значения скорости ПЭ приведены в табл. 3. Анализ результатов расчетов процесса метания показывает, что разгон ПЭ практически прекращается после встречи на оси заряда волн разгрузки, двигающихся со стороны свободных поверхностей заряда. Интенсивность снижения давления в продуктах детонации за волной разгрузки может быть уменьшена с помощью фокусирующей втулки, что приведет к небольшому (~3 %) увеличению скорости метания.

Таблица 3

Средние массовые скорости движения на момент завершения расчета (93,4 мкс)

Вариант	Средние массовые скорости по группам ПЭ, м/с			Средняя массовая скорость по всем ПЭ, м/с
	1-я группа	2-я группа	3-я группа	
1	7377	4531	3522	4990
2	7895	4594	3424	5127

### Эксперимент

Для экспериментальных исследований было изготовлено три варианта ВМУ. Два варианта содержали по 16 двадцатиграммовых стальных ПЭ и отличались наличием или отсутствием фокусирующей втулки. Еще один снабженный фокусирующей втулкой вариант ВМУ содержал в составе передней крышки одиночный ПЭ, имеющий массу 320 г (табл. 4).

Таблица 4

Особенности конструкции ВМУ, прошедших испытания

Вариант ВМУ	Наличие фокусирующей втулки	Параметры метаемого элемента		
		Количество ПЭ, шт.	Масса, г	Размеры ПЭ, мм
1	Нет	16	20	16×16×10
2	Есть	1	320	64×64×10
3	Есть	16	20	16×16×10

При проведении испытаний ВМУ располагалось на расстоянии 10 м от щитовой мишенной обстановки (МО), на которой в центре зоны прицеливания размещался датчик электрентного типа, обеспечивающий измерение времени прихода ПЭ на щит. Одновременно эту же величину определяли оптическим ме-

тодом – съемкой вспышек, возникающих при пробитии щита ПЭ или их осколками. По времени прихода рассчитывалась средняя скорость ПЭ на дистанции 10 м. Точность определения скорости ПЭ составила ±40 м/с для каждого метода регистрации. Для каждого варианта конструкции ВМУ проводилось два опыта. Результаты испытаний приведены в табл. 5, где второй столбец ( $V_{max} / V_{min}$ ) содержит данные о значениях максимальной и минимальной средней скорости ПЭ (осколков ПЭ) на дистанции 10 м, зарегистрированных в эксперименте.

Таблица 5

Результаты измерения средней скорости движения ПЭ

Вариант ВМУ / количество ПЭ, шт.	$V_{max} / V_{min}$ *, м/с	Количество зарегистрированных ПЭ (осколков ПЭ), шт.	Регистратор
1 / 16	4510/4270	7**	Электрентный датчик
1 / 16	4750/4440	10**	
2 / 1	5160/4980	1**	
2 / 1	4850/4620	6***	Фоторегистратор
3 / 16	4920/4270	16	
3 / 16	5030/4350	16	

\* – расчетное значение баллистического коэффициента стального ПЭ с размерами 10×16×16 мм составляет 0,0094, что позволяет оценить разницу средней на расстоянии 10 м и начальной скорости ПЭ как ~5 %;  
 \*\* – регистрограмма сигнала, полученного с электрентного датчика, не позволила выделить моменты прихода остальных ПЭ;  
 \*\*\* – оптическая регистрация позволила показать, что при метании крупного ПЭ происходит его разрушение, а при метании группы ПЭ подтверждается их сохранность.

### Выводы

1. В результате расчетно-экспериментальной отработки создана конструкция ВМУ, обеспечивающего метание группы готовых ПЭ суммарной массой 320 г с начальной скоростью ~5000 м/с.

2. Введение в состав заряда ВМУ фокусирующей втулки (см. рис. 1, поз. 3) приводит к росту скорости лидирующих в потоке ПЭ примерно на 8 %. Разница скоростей в потоке из 16 ПЭ составляет ориентировочно 13 %. Разница скоростей осколков, образованных при разрушении крупного элемента, лежит в диапазоне 3,5...4,7 %.

3. Применение оптического метода регистрации обеспечивает более точное опре-



деление количества и скорости ПЭ (осколков ПЭ), приходящих на щит МО.

#### Список литературы

1. Федоров С. В., Ладов С. В., Никольская Я. М. и др. Формирование потока высокоскоростных частиц кумулятивными зарядами с облицовкой типа полусфера-цилиндр дегрессивной толщины // Физика горения и взрыва. 2017. Т. 53. № 4. С. 122–125.

2. Князев А. С., Маляров Д. В. Устройства гиперзвукового метания металлических тел компактной формы // Сб. материалов IX науч. конференции Волжского регионального центра РАН «Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского во-

оружения». Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2016. Т. 2. С. 94–97.

3. Курепин А. Е., Семин В. А., Сидорова Е. В. Разработка взрывных метательных устройств, создающих высокоскоростные потоки из готовых и формируемых в процессе метания элементов // Информационно-аналитический журнал «Вооружение. Политика. Конверсия». 2012. № 3. С. 26–31.

4. Autodyn Documentation // ANSYS Autodyn User's Manual. Release 15.0. ANSYS, Inc. 2013. URL: <http://148.204.81.206/ANSYS/150/> (дата обращения 20.02.2019).

Поступила 21.03.18

---

**Заплова Ксения Александровна** – инженер-программист отдела 102 центра теоретической и экспериментальной физики Акционерного общества «Государственный научно-исследовательский институт машиностроения» им. В. В. Бахирева, г. Дзержинск.

Область научных интересов: численное решение прикладных задач физики взрыва и удара.

**Исаев Гамлет Шафидинович** – ведущий инженер КБ-210 Акционерного общества «Государственный научно-исследовательский институт машиностроения» им. В. В. Бахирева, г. Дзержинск.

Область научных интересов: разработка боевого снаряжения летательных аппаратов.

**Курепин Александр Евгеньевич** – доктор технических наук, начальник центра теоретической и экспериментальной физики Акционерного общества «Государственный научно-исследовательский институт машиностроения» им. В. В. Бахирева, г. Дзержинск.

Область научных интересов: разработка средств поражения и боеприпасов.

**Сидорова Елена Васильевна** – начальник лаборатории отдела 102 центра теоретической и экспериментальной физики Акционерного общества «Государственный научно-исследовательский институт машиностроения» им. В. В. Бахирева, г. Дзержинск.

Область научных интересов: численное решение прикладных задач физики взрыва и удара.



## Explosive generators of high-speed preformed fragment flows

When assessing the effectiveness of ammunition designed to destroy various aerodynamic and ballistic targets, as the initial data on the vulnerability of the destruction objective, we use indicators obtained during experimental studies of the processes of fragments and fragment flow collision with various fragments of the target design. The results depend not only on the speed and mass of individual fragments, but also on their shape and location in the flow. The paper gives the results of the testing of an explosive thrower which provides the creation of a high-speed, i.e.  $\sim 5$  km/s, flow of fragments of a given shape. Findings of research show satisfactory agreement between the results of calculations carried out in two- and three-dimensional statements with experimental data on high-speed throwing of a group of compact, parallelepiped, steel preformed fragments weighing 20 g each.

*Keywords:* explosive thrower, detonation wave, striking elements, high-speed collision.

**Zaplohova Kseniya Aleksandrovna** – programming engineer, Department 102, Center for Theoretical and Experimental Physics, Joint stock company “Institute of Mechanical Engineering imeni V. V. Bakhireva”, Dzerzhinsk.  
Science research interests: computational solution of applied problems of physics of explosion and impact.

**Isaev Gamlet Shafidinovich** – Lead Engineer, design bureau 210, Joint stock company “Institute of Mechanical Engineering imeni V. V. Bakhireva”, Dzerzhinsk.  
Science research interests: development of aircraft combat equipment.

**Kurepin Aleksandr Evgenievich** – Doctor of Engineering Sciences, Head of Center for Theoretical and Experimental Physics, Joint stock company “Institute of Mechanical Engineering imeni V. V. Bakhireva”, Dzerzhinsk.  
Science research interests: development of weapons and ammunition.

**Sidorova Elena Vasilievna** – Head of Laboratory, Department 102, Center for Theoretical and Experimental Physics, Joint stock company “Institute of Mechanical Engineering imeni V. V. Bakhireva”, Dzerzhinsk.  
Science research interests: computational solution of applied problems of physics of explosion and impact.



УДК 621.384.32

И. С. Григорьев, А. А. Гусева

## Имитационное математическое моделирование излучения выхлопных струй самолетных двигателей

Рассмотрены вопросы имитационного математического моделирования излучения струй самолетных двигателей с использованием шейдерных подпрограмм для параллельного расчета уравнения переноса излучения на ресурсах видеокарты. Комбинация аналитической модели изобарической струи и метода трассировки лучей расчета уравнения переноса излучения позволяет сформулировать гибкую модель излучения струи самолета, которая учитывает основные параметры течений в струе и спутном потоке, спектральные линии излучающих компонент и обеспечивает расчет в режиме реального времени, что является важным прикладным аспектом. Для графической реализации модели использован стандарт *OpenGL*.

**Ключевые слова:** уравнение переноса излучения, газовые струи, параллельные вычисления, шейдерные подпрограммы, *OpenGL*.

### Введение

Более 20 лет специалисты АО «Научно-производственное объединение «Государственный институт прикладной оптики» (ГИПО) выполняют расчеты излучения струй двигательных установок, которые необходимы для решения задач трехмерного имитационного моделирования различных сюжетов на уровне компьютерных имитационных моделей (КИМ), оснащенных реальными физическими характеристиками и необходимых для оптимизации конструкций современных оптико-электронных систем, работающих в сложных погодных условиях, различных географических широтах, при различной орографии подстилающих поверхностей и освещенности визуруемых сцен с разных ракурсов наблюдения. Модели излучения струй (МИС), разработанные в ГИПО в 1971 г., были одобрены Межведомственным советом при ГОИ им. С. И. Вавилова.

Однако современные требования к КИМ, появление новых специализированных исследований [1] актуализировали необходимость совершенствования МИС. В статье рассмотрено создание трехмерной имитационной модели излучения горячих выхлопных струй, образованных продуктами сгорания в авиационных двигателях. Возникает необходимость разработки алгоритма, который, во-первых, будет применен по скорости выполнения к задачам трехмерной визуализации на стандартной видеокarte, во-вторых, будет обладать максимально реализуемой теоретической строго-

стью. Результат моделирования представляет собой трехмерный объект, с которым возможно проводить различные пространственные повороты и перемещения, при каждом из них в параллельном режиме реализуется эффективный расчет яркости, причем скорость перерасчета достаточна для плавного изменения картинки.

Существуют два подхода к решению указанной задачи. Первый связан со способом визуализации, применяемой в индустрии видеоигр, в которой полупрозрачные среды моделируются текстурами, не несущими в себе реального физического смысла. Второй подход связан с расчетом сначала уравнений Навье – Стокса (получение распределения температур), а затем уравнения переноса излучения (для вычисления яркости в заданном направлении) [2]. Расчет по этому методу требует большого количества времени. В представленной работе реализован подход, в котором сочетаются высокая скорость расчета и визуализации, с одной стороны, и методологическая корректность – с другой.

### Используемые модели и приближения

Задача расчета струй традиционно включает в себя два этапа: вычисление пространственных распределений газодинамических параметров (температуры, давления, скорости, плотности) и расчет уравнений переноса излучения. Для исключения расчетов уравнений Навье – Стокса первый этап реализуется с использованием аналитической теории турбулентных струй Г. Н. Абрамовича [3]. Ее преимущества заключаются в том, что она позволяет единым образом описать распределение параметров



потока в струе в зависимости от соотношения скоростей потока и температур на срезе сопла и во внешней среде (соответственно  $m$  и  $\theta$ ). Основной недостаток — теория предназначена для расчетных струй (когда давление на срезе сопла равно атмосферному). Равенство этих давлений обеспечивает максимальную тягу сопла, поэтому на практике реализуется в основном вариант слабых отклонений от изобарического течения. Однако неизобаричность все же меняет паттерн распределения температур.

Граница струи по теории Абрамовича рассчитывается с использованием уравнения, описывающего увеличение толщины слоя смещения ( $r$ ) от продольной координаты ( $x$ ):

$$\frac{dr}{dx} = C \frac{u_1 - u_2}{\bar{u}},$$

где  $C$  – константа;

$u_1$  и  $u_2$  – скорости потока на границах слоя смещения;

$\bar{u}$  – средняя скорость.

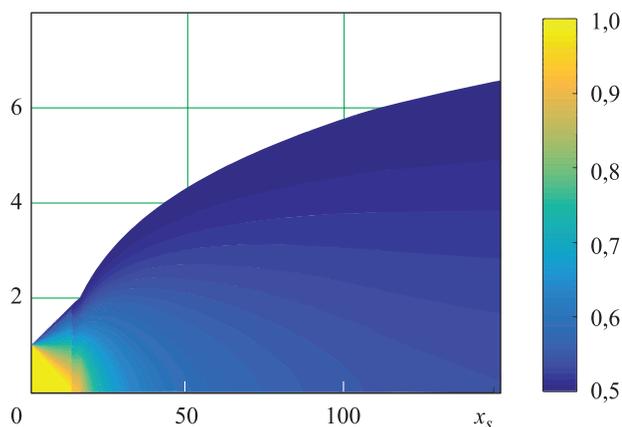
Значение константы определяет величину начального участка струи при фиксированных соотношениях температур и скоростей струи и спутного потока. В расчеты по теории входят поперечная и продольная координаты, отнесенные к радиусу сопла. Таким образом, данная теория включает информацию как о размере сопла, так и о соотношении температур и скоростей на срезе сопла и во внешней среде. Пример расчета распределения температур в струе по данной теории представлен на рис. 1.

Основной участок струи ввиду его низкой температуры берется в расчет частично – конец струи полагается на расстоянии 1,6 длины начального участка.

При вычислении на видеокarte уравнения переноса излучения используется метод трассировки лучей. Решение уравнения переноса излучения осуществляется по групповой модели [4].

Исходное уравнение переноса излучения (УПИ)

$$\frac{\partial J_\lambda(s, \Omega)}{\partial s} + k_\lambda(s) J_\lambda(s, \Omega) = k_\lambda(s) J_\lambda^{black}(s),$$



**Рис. 1.** Распределение температуры, отнесенной к температуре на срезе сопла по модели струи Абрамовича ( $T / T_1$ ). По осям отложены координаты, отнесенные к радиусу сопла ( $x_s$ ). В начальном участке струи располагается изотермическое ядро конусообразной формы

где  $J_\lambda(s, \Omega)$  – спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ), Вт/ср/мкм/м<sup>2</sup>;

$s, \Omega$  – пространственная координата на линии визирования (м) и телесный угол;

$k_\lambda(s)$  – объемный коэффициент поглощения, м<sup>-1</sup>;

$J_\lambda^{black}$  – СПЭЯ абсолютно черного тела, Вт/ср/мкм/м<sup>2</sup>.

Данное уравнение имеет решение в виде

$$J_\lambda(s, \Omega) = J_\lambda^0 \exp \left[ - \int_0^s k_\lambda(s') ds' \right] + \int_0^s k_\lambda(s') J_\lambda^{black}(s') \exp \left[ - \int_{s'}^s k_\lambda(s'') ds'' \right] ds';$$

$$J(s, \Omega) = \int_{\lambda_{min}}^{\lambda_{max}} J_\lambda(s, \Omega) d\lambda;$$

$$J_\lambda(s, \Omega) = J_\lambda^0 \exp \left[ - \int_0^s k_\lambda(s') ds' \right] + J_\lambda^{black} (1 - \exp[-k_\lambda s]), \tag{1}$$

где  $J_\lambda^0$  – СПЭЯ на входной границе (в данном случае в зависимости от конкретной линии визирования это либо излучение сопла, либо ноль).

Уравнение (1) представляет решение в частном случае изотермического участка. Проинтегрируем исходное уравнение в пределах малого спектрального диапазона  $g = [\lambda_1, \lambda_2]$ :

$$\frac{\partial J^g(s, \Omega)}{\partial s} + k^g(s)J^g(s, \Omega) = k^g(s)J^{g,black}(s);$$

$$J^g(s, \Omega) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_{\lambda}(s, \Omega) d\lambda, J^{g,black}(s) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_{\lambda}^{black}(s) d\lambda, k^g(s) = \frac{1}{\lambda_2 - \lambda_1} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} k_{\lambda}(s) d\lambda.$$

Тогда для СПЭЯ и энергетической яркости (ЭЯ) будем иметь следующие выражения:

$$J^g(s, \Omega) = J^{0,g} \exp\left[-\int_0^s k^g(s') ds'\right] + \int_0^s k^g(s') J^{g,black}(s') \exp\left[-\int_{s'}^s k^g(s'') ds''\right] ds';$$

$$J(s, \Omega) = \sum_g J^g(s, \Omega). \quad (2)$$

Спектры коэффициентов поглощения для воды и углекислого газа берутся из современной версии базы данных HITRAN [5]. Пример усреднения спектра в интервале 0,05 мкм пред-

ставлен на рис. 2. Использовались спектры молекул воды и углекислого газа, взятые для температур 300, 550, 1500 К, значения коэффициентов поглощения для промежуточных температур находились линейной интерполяцией.

Расчет СПЭЯ по уравнению (2) осуществляется в дискретной форме для каждой линии визирования, пересекающей расчетный объем, как показано на рис. 3.

В структуре струи имеются два типа участков: изотермическое ядро конусообразной формы и неизотермический слой смешения. Изложим пример расчета линии визирования в наиболее общем случае, когда линия входит в неизотермический участок, пересекает ядро и выходит вновь через неизотермический участок. Расчет начинается от входа линии в объем струи. Вычисляется в дискретной форме СПЭЯ первого неизотермического слоя и ослабление на этом участке. К полученному излучению добавляется излучение ядра, помноженное на ослабление первого неизотермического участка. Рассчитывается

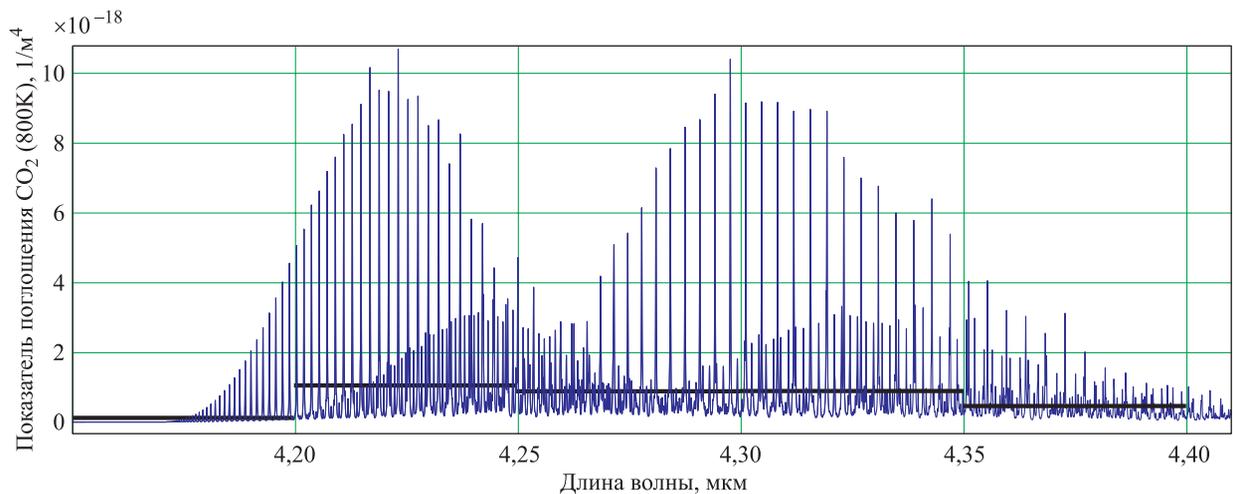


Рис. 2. Усреднение спектра коэффициента поглощения

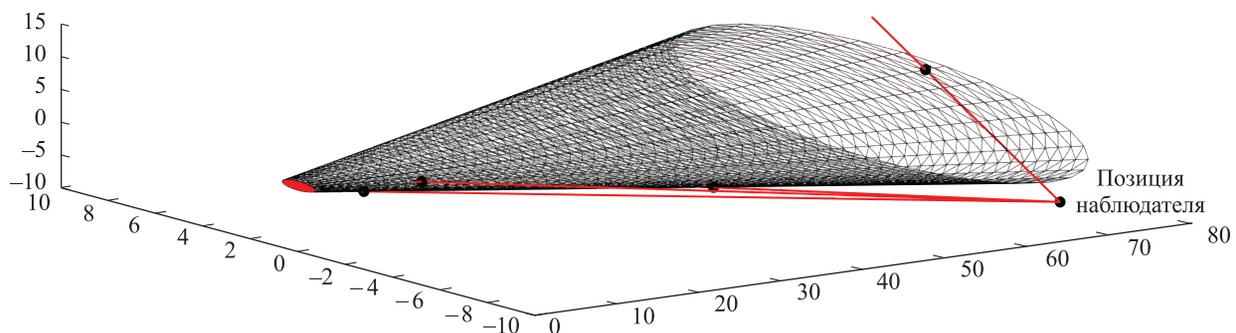


Рис. 3. Параллельный расчет уравнения переноса излучения вдоль каждой линии визирования



общее ослабление первого неизотермического участка и ядра. К результирующему излучению добавляется излучение второго неизотермического участка, помноженное на ослабление от первого неизотермического участка и ядра. В случае когда конец линии визирования упирается в сопло, вычисляется прохождение излучения в последовательности: неизотермический участок, ядро, сопло. Пересечение линии визирования с границей струи или ядра определяется методом половинного деления. Точное вычисление этих точек пересечения позволяет, с одной стороны, избежать расчета областей с заведомо низкой относительной температурой, а с другой – не дробить изотермический слой ядра, производя вычисления в нем по формуле (1).

Рассмотрим геометрическую реализацию струи. Поверхность струи представляет собой конус, меньшее сечение которого принадлежит плоскости сопла, а наибольшее сечение – плоскости конца струи. Используемый способ покрытия поверхности полигонами применим для любого осесимметричного тела, граница которого задана гладкой функцией. Сначала проводится разбиение двумерной границы струи вдоль оси: в массивы записываются координаты точек и нормалей, остальные координаты на поверхности определяются путем вращения найденных координат границы. Существенным для передачи геометрии в виде буферного объекта на видеокарту является способ перечисления индексов и координат полигонов – необходимо избежать повторных учетов точек. Поверхность струи в данной работе представлена в виде объединения конической поверхности (для наблюдения струи сбоку) и круга (для наблюдения струи вдоль оси симметрии).

#### **Сравнение с экспериментальными данными**

Температура на срезе сопла для режимов «максимал» и «форсаж» определялась на основании имеющихся экспериментальных данных. В расчетах были приняты значения 1050 К для режима «форсаж» и 450 К для режима «максимал». Значение скорости истечения газов на срезе сопла определялось из характеристики удельной тяги (Н·с/кг) самолетного

двигателя [6]. Значения объемных концентраций углекислого газа и воды составляют, соответственно, 4 и 6 % для режима «форсаж» и 0,4 и 0,6 % для режима «максимал». Расчеты проводились для среднего ИК-диапазона при учете сильного поглощения излучения молекулами углекислого газа. Рассмотрим сначала струю самолета в виде объема излучающей и поглощающей среды с неравномерным распределением температуры и концентраций оптически активных компонент. В этом случае плоскость сопла представляет собой просто слой газа, и можно рассмотреть решение уравнения (2) в отсутствие внешних источников. Угловая зависимость силы излучения и максимальной яркости струи (значение энергетической яркости в наиболее яркой точке струи) в такой постановке представлена на рис. 4. Под силой излучения понимают интеграл от энергетической яркости поверхности по площади этой поверхности, видимой с большого расстояния под заданным углом.

Углы отсчитываются следующим образом: 90° соответствует наблюдению струи вбок, а 180° – наблюдению струи в сопло. Проанализируем графики на рис. 4. Ввиду различия концентраций, поглощающих излучение молекул, струя на режиме «форсаж» обладает большей оптической плотностью, чем в режиме «максимал», что характеризуется различной угловой зависимостью максимальной яркости. При изменении угла от 90 до 180° уменьшается визируемая площадь струи, но вместе с этим ввиду оптической плотности струи снижается и сама энергетическая яркость точек струи. Для направления в 180° в режиме «форсаж» характерно сильное самопоглощение энергии газового слоя, так что вклад в яркость вносят только внешние, относительно холодные слои. В то же время для режима «максимал» снижение на этих углах силы излучения обусловлено в основном фактором уменьшения видимой площади струи.

Рассмотрим влияние на результаты расчетов некоторых управляемых параметров. В моделирование входят такие параметры, как дискретизация расчетной области и длина шага разбиения  $ds$ . При расчете угловой зависимости силы излучения на рис. 4 использо-

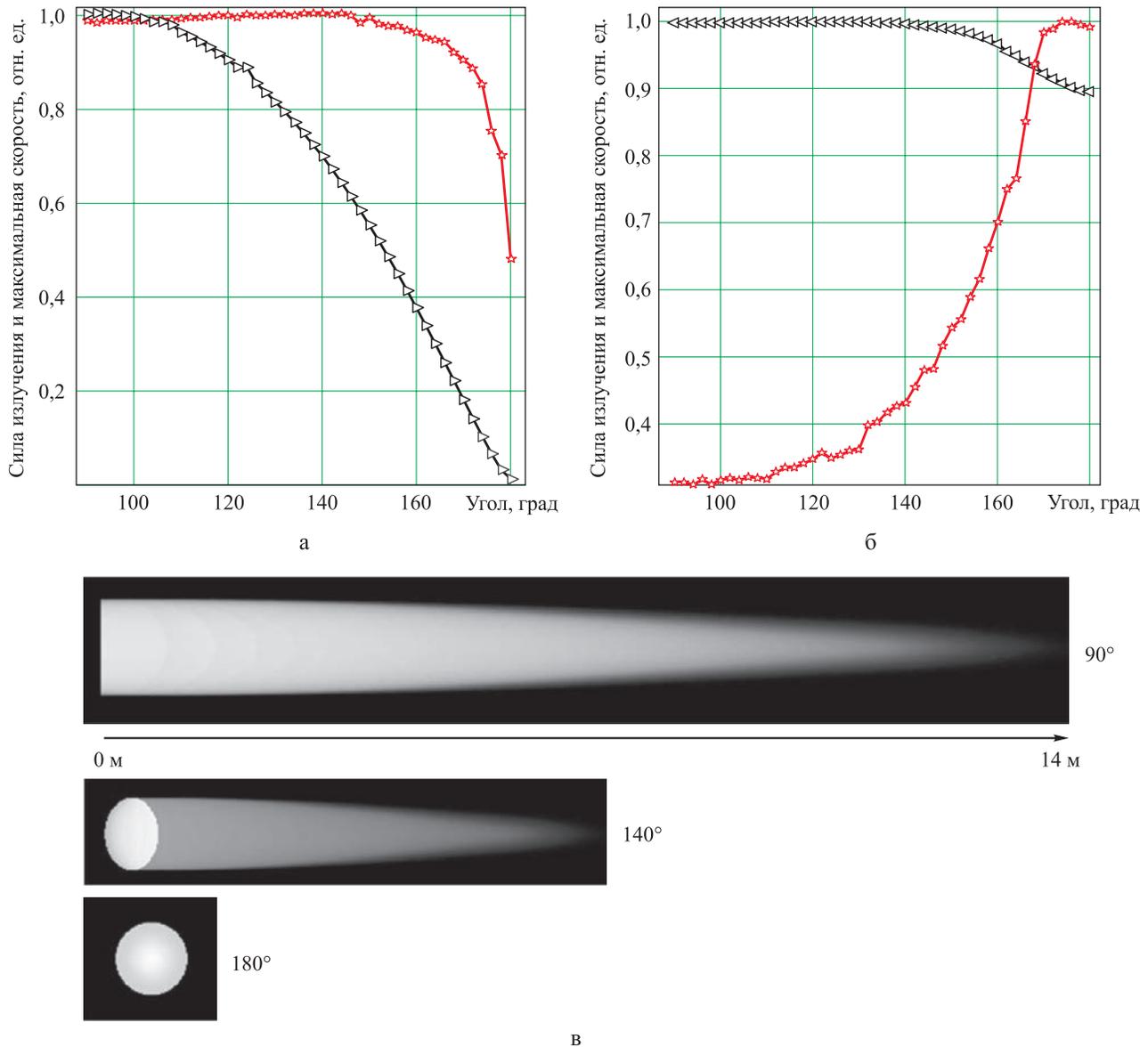


Рис. 4. Угловая зависимость максимальной яркости и силы излучения для струи в относительных единицах (а – «форсаж», б – «максимал») и примеры отрисовки струи под разными углами с близкой дистанции (в);  
—▷— — сила излучения; —×— — максимальная яркость

валась следующая дискретизация: при длине струи около 15 м цилиндрическая область разбивалась вдоль на 15 частей, угловая разбивка по окружности – на 10, выходная крышка разбивалась по радиусу на 10 частей. Представим такую разбивку в форме (15, 10, 10). Также этому случаю соответствует величина  $ds$  разбиения вдоль линии визирования 0,025 м. На рис. 5, а представлен график разницы данной угловой зависимости и зависимости, полученной при разбивке (100, 100, 100), а на рис. 5, б – разницы данной угловой зависимости и зависимости, полученной для значения  $ds = 0,002$  м.

Как видно, влияние дискретизации поверхности струи незначительно. Также несущественную поправку дает уменьшение шага  $ds$ , однако его дальнейшее снижение ведет к падению скорости расчета.

Теперь необходимо рассмотреть функцию источников излучения, характеризующую излучение сопла. Учитывая описанную выше модель расчета, общее излучение от струи и сопла может быть представлено в виде суммы излучения объема струи и излучения сопла, ослабленного объемом струи по каждому направлению. Исходя из сравнения результатов моделирования с экспериментальными данными, была подобра-

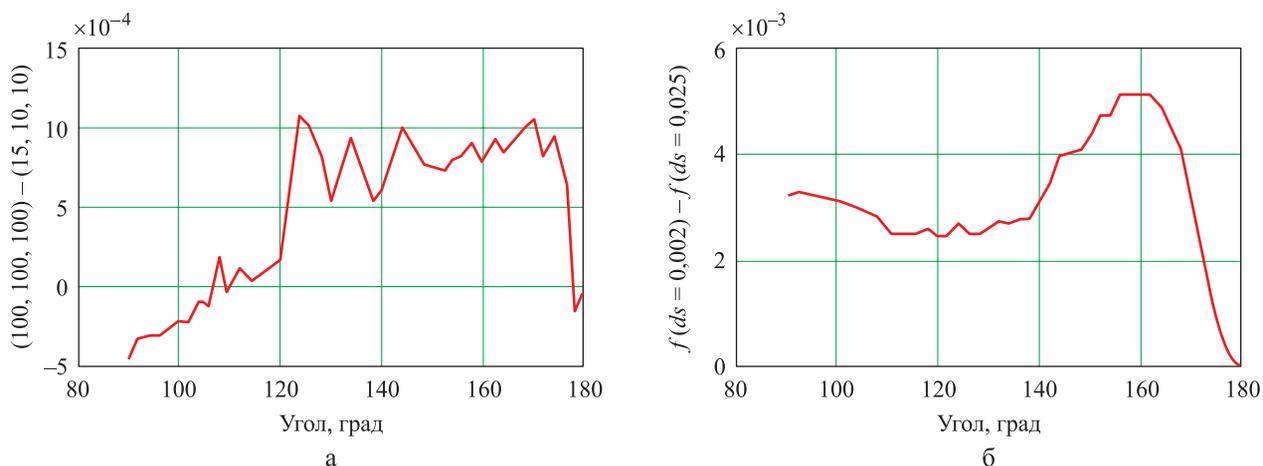


Рис. 5. Различие решения от уровня дискретизации поверхности струи (а) и величины пространственного шага расчета УПИ (б)

на зависимость, описывающая поток излучения из сопла, обусловленная температурой на срезе сопла, спектральным диапазоном, компонентным составом газа на срезе сопла и углом между линией визирования и нормалью к плоскости сопла. Теперь, при учете обеих компонент излучения, можно описать наблюдающееся в эксперименте возрастание силы излучения при увеличении угла визирования струи (рис. 6).

Ввиду экспериментально подтвержденной слабой энергетической яркости струи в режиме «максимал» основной вклад в общее излучение вносит излучение от внутреннего пространства сопла двигателя. Эксперименты

по замеру силы излучения струй проводились на базе АО «Научно-производственное объединение «Государственный институт прикладной оптики» [1]. Для режима «форсаж» график экспериментальных значений определен до угла 120°, для режима «максимал» – до 170°. В обоих случаях графики являются результатом усреднения по нескольким сериям измерений.

**Заключение**

Сформулирована модель расчета силы излучения самолетной струи в приближении нерассеивающей среды. Для описания газодинамических параметров струи использована аналитическая модель Абрамовича, расчет переноса излуче-

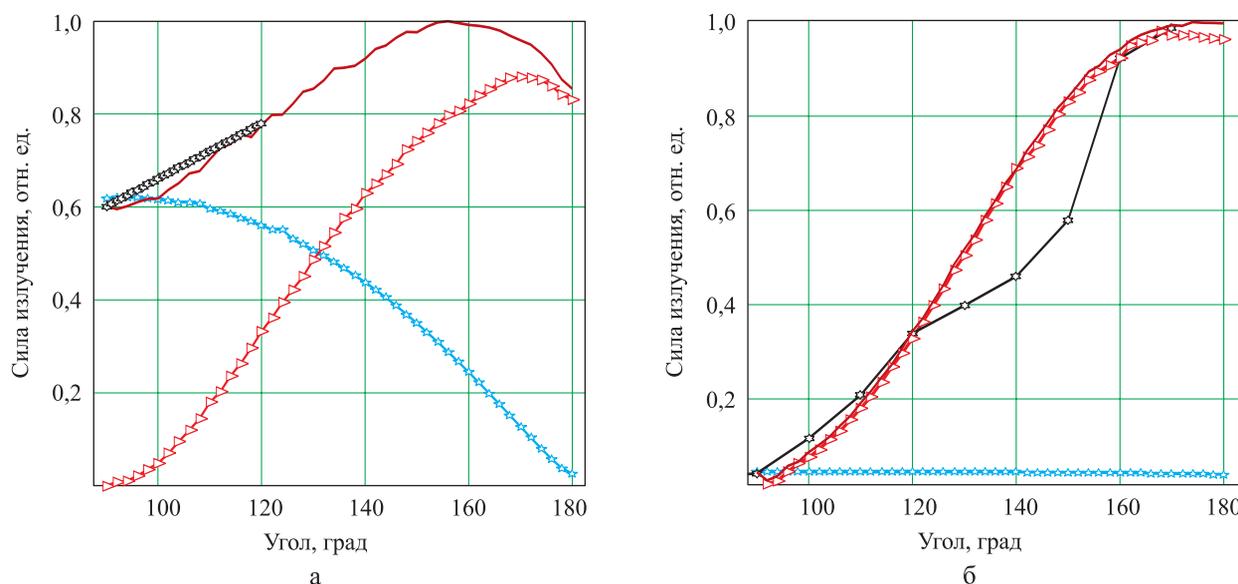


Рис. 6. Представление общей силы излучения струи в виде суммы двух компонент и сопоставление с экспериментальными данными:

а – «форсаж», б – «максимал»; —●— сила излучения струи; —▲— сила излучения сопла; —— суммарная сила излучения; —◆— экспериментальные данные



ния производился методом трассировки лучей с использованием групповой модели. Модель учитывает распределение концентраций поглощающих излучение молекул и неравномерность температуры в струе. Полученная модель позволяет описать основные закономерности изменения силы излучения при изменении параметров газового потока и углов наблюдения. Она применима к задачам быстрой визуализации модели в графическом приложении.

#### Список литературы

1. *Логонов Д. Я., Филиппов В. Л., Яцык В. С.* и др. Техническое обеспечение исследований спектроэнергетических сигнатур сценариев применения оптико-электронной аппаратуры, наблюдаемых в атмосфере в ее верхней и нижней полусферах // XXV Международная научно-техническая конф. и школа по фотоэлектронике и приборам ночного видения. Труды конф. Т. 1. М.: Орион, 2018. С. 186–189.
2. *Qinglin N., Zhihong H., Shikui D.* IR radiation characteristics of rocket exhaust plumes under varying motor operating conditions // Chinese Society of Aeronautics and Astronautics & Beihang University. 2016. Vol. 21. Pp. 1–14.
3. *Абрамович Г. Н.* Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1960. 715 с.
4. *Суржиков С. Т.* Тепловое излучение газов и плазмы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 543 с.
5. *Rothman L. S.* The HITRAN 2008 molecular spectroscopic database // Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer. 2009. Vol. 110. Pp. 533–572.
6. *Жернаков В. С., Кривошеев И. А.* Прогноз основных характеристик ТРДДФсм для перспективных авиационных комплексов // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19. № 2. С. 56–62.

Поступила 12.12.18

---

**Григорьев Иван Сергеевич** – инженер-программист 3-й категории Акционерного общества «Научно-производственное объединение «Государственный институт прикладной оптики», г. Казань.

Область научных интересов: газодинамика, перенос излучения, параллельные вычисления на видеокарте.

**Гусева Александра Александровна** – старший научный сотрудник Акционерного общества «Научно-производственное объединение «Государственный институт прикладной оптики», г. Казань.

Область научных интересов: имитационное математическое моделирование фоно-целевых обстановок для разноспектральных оптико-электронных систем.

## Mathematical simulation of aircraft engine jet exhausts radiation

The paper deals with the problems of mathematical simulation of aircraft engine jet exhausts radiation, the simulation being carried out by means of shader subroutines for the concurrent computation of the radiative transfer equation on the video card resources. The combination of an analytical model of an isobaric jet and ray tracing of computation of the radiative transfer equation allows us to develop a flexible model of aircraft jet radiation, the model taking into account the main parameters of streams in the jet and in the co-current flow, the spectral lines of the radiating components, and provides real-time computation. For the graphic implementation of the model, the *OpenGL* standard is used.

**Keywords:** radiative transfer equation, exhaust jets, concurrent computations, shader subroutines, *OpenGL*.

**Grigor'ev Ivan Sergeevich** – third category programming engineer, Joint-stock company “Scientific and Production Association “State Institute of Applied Optics”, Kazan.

Science research interests: gas dynamics, radiation transfer, concurrent computing on a video card.

**Guseva Aleksandra Aleksandrovna** – Senior Research Fellow, Joint-stock company “Scientific and Production Association “State Institute of Applied Optics”, Kazan.

Science research interests: mathematical simulation of background and target situations for multi-spectroscopic optoelectronic systems.



УДК 666.3

И. Ф. Закиров, А. Д. Никулин, Н. В. Обабков

## Толстослойные теплозащитные покрытия состава « $ZrO_2-Y_2O_3$ -керамическое волокно» для защиты конструкционных сплавов

Предложена технология получения теплозащитных керамических покрытий  $ZrO_2-Y_2O_3$ , включающая армирование керамики керамическим волокном и металлических подложек с помощью нихромовых спиралей. Проведены исследования микроструктуры, прочности и термостойкости покрытия.

*Ключевые слова:* теплозащитные покрытия, диоксид циркония, оксид иттрия, керамическое волокно, металлические подложки, термостойкость.

### Введение

Для создания теплозащитных покрытий применяется оксидная керамика  $ZrO_2-Y_2O_3$  [1]. Эффективно работать эти материалы могут, когда они обладают хорошим сцеплением с поверхностью основы. С увеличением толщины слоя керамики повышается эффективность тепловой защиты металлической основы, однако при этом снижается его долговечность в условиях термоударов и термоциклирования. Оксидные толстослойные покрытия на металлах, как правило, отличаются низкой термической стойкостью ввиду того, что при нагреве на границе основа – покрытие возникают значительные термические напряжения [2]. Низкая пластичность керамики не способствует релаксации этих напряжений, а ведет к образованию трещин на границе керамики с основой. Недостаточная адгезия керамического покрытия с металлической основой, как правило, не препятствует распространению трещин на границе между ними и приводит к отслоению покрытия. По мнению авторов, к толстослойным относятся покрытия, толщина которых превышает 1 мм [3].

Для увеличения толщины оксидных слоев с сохранением необходимых требований по термостойкости используют многослойные конструкции. Наиболее распространенными являются, например, внешний слой керамика  $ZrO_2-Y_2O_3$  и подслой Ni–Cr–Al–Y, а также градиентные покрытия с переменным содержанием компонентов подслоя и керамики [4].

### Технология получения толстослойных композиционных покрытий на основе диоксида циркония

Авторы разработали технологию получения термостойких покрытий на основе  $ZrO_2-Y_2O_3$  толщиной более 5 мм, обладающих удовлетворительной адгезией к металлической подложке из нержавеющей стали 12Х18Н10Т.

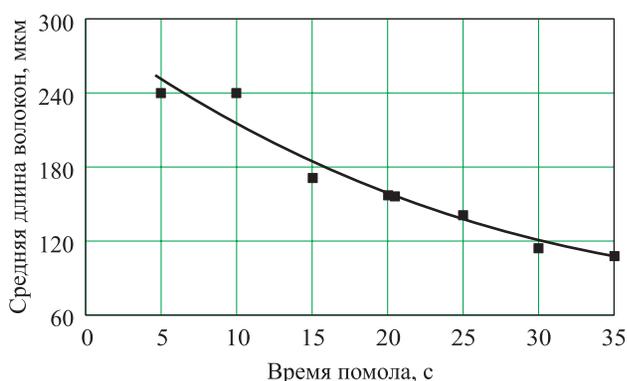
*Получение композита на основе диоксида циркония для нанесения покрытия.* Для получения теплозащитных керамических покрытий использованы порошки состава  $ZrO_2 - 7\% Y_2O_3$ , синтезированные различными способами:

- совместное осаждение аммиаком гидроксидов из растворов нитратов циркония и иттрия;
- термогидролизом раствора нитратов циркония и иттрия при 60 °С в присутствии серной кислоты;
- гидротермальной обработкой растворов нитратов циркония и иттрия при  $pH = 8$ .

Для повышения термостойкости материала покрытия его армировали дискретными керамическими волокнами, полученными из волокнистого материала с составом  $ZrO_2 - 14-17\%$ ;  $Al_2O_3 - 50-56\%$ ;  $SiO_2 - 27-36\%$ , путем их измельчения в водной среде с использованием миксера. Было определено, что для получения волокон длиной около 200 мкм оптимальное время помола должно составлять не более 15–25 с (рис. 1).

Композит « $ZrO_2 - 7\% Y_2O_3$ -керамическое волокно» получали по шликерной технологии. Для этого исходные порошки  $ZrO_2 - 7\% Y_2O_3$  после измельчения в шаровой мельнице смешивали в водной среде с полученным дискретным волокном и сушили

© Закиров И. Ф., Никулин А. Д., Обабков Н. В., 2018



**Рис. 1.** Зависимость средней длины волокон от времени помола:

$$y = 0,0881x^2 - 8,3595x + 289,14; R^2 = 0,9521$$

до постоянной массы. Волокно вводили в количестве 1–10 масс. %. Затем из смеси готовили густой шликер, используя в качестве связующего парафин.

На рис. 2 представлены микроструктуры материалов для покрытий, сделанные из порошков, синтезированных различными способами. Исследования показали, что наилучшими характеристиками обладает материал покрытия, полученный из порошка, синтезированного с гидротермальной обработкой. Структура материала более однородна с минимальным количеством дефектов. Такие порошки в дальнейшем использовали для создания толстослойных покрытий.

**Нанесение армированного материала на подложку из стали 12Х18Н10Т.** Для обеспечения сцепления толстослойного керамического покрытия на металлической подложке ее поверхность была подготовлена путем армирования. Использование напаянной металлической сетки для покрытий толщиной более

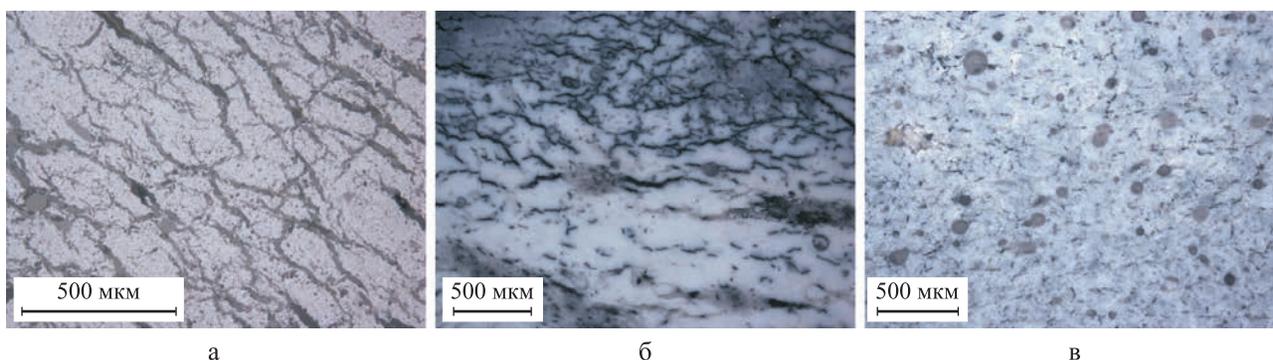
5 мм малоэффективно, так как при термодублировании происходит образование трещин по границе керамика – металл, что приводит к преждевременному разрушению и отслоению теплозащитного покрытия [5].

Авторы статьи разработали технологию армирования металлической подложки с помощью металлических спиралей. Для этого на поверхность подложки из нержавеющей стали 12Х18Н10Т наносили слой высокотемпературного припоя ВПр-11-40Н. Далее на этом слое располагали в определенном порядке спирали из нихрома и проводили пайку в вакууме при температуре 1150 °С в течение 30 мин. Затем разрезали верхние гребни спиралей, правили образующиеся «усы» с ориентировкой в направлении, перпендикулярном к поверхности подложки (рис. 3). Установлено, что диаметр витков спиралей из нихрома ( $d$ ) зависит от толщины покрытия ( $h$ ) и должен составлять

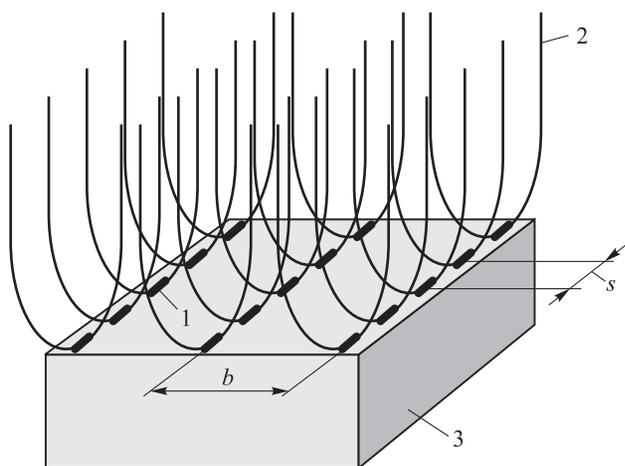
$$\frac{h}{2} < d < \frac{h}{1,25}.$$

Шаг витков спиралей  $s$  должен составлять величину 3 мм. При  $s \leq 2$  происходит значительное увеличение дефектности керамического слоя и технологически затрудняется его нанесение, а при  $s > 3$  мм снижается эффективность армирования поверхности металлической подложки. Рекомендуемое расстояние между спиралями  $b \leq 2d$ .

В дальнейшем на армированную подложку из нержавеющей стали (рис. 4) нанесли подслой шликера из смеси порошков никеля и алюминия с содержанием последнего 10–15 масс. %. После чего – слой густого шликера «ZrO<sub>2</sub> – 7 % Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>–керамическое волокно»



**Рис. 2.** Микроструктура материала покрытий:  
а – совместное осаждение; б – термогидролиз; в – гидротермальная обработка



**Рис. 3.** Схема крепления армирующих элементов к металлической подложке:  
1 – места пайки; 2 – армирующие элементы; 3 – подложка



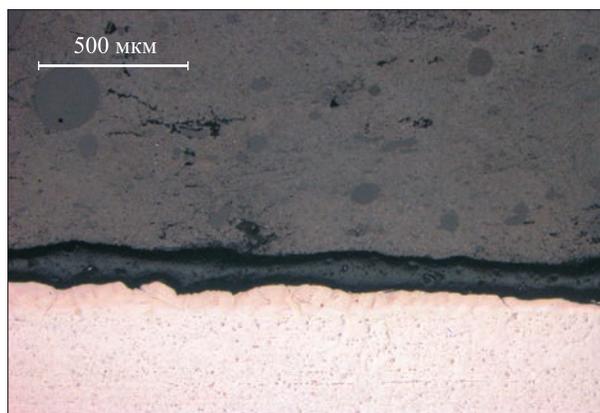
а



б

**Рис. 4.** Армированная подложка из нержавеющей стали 12Х18Н10Т:  
а – перед нанесением покрытия; б – после нанесения покрытия

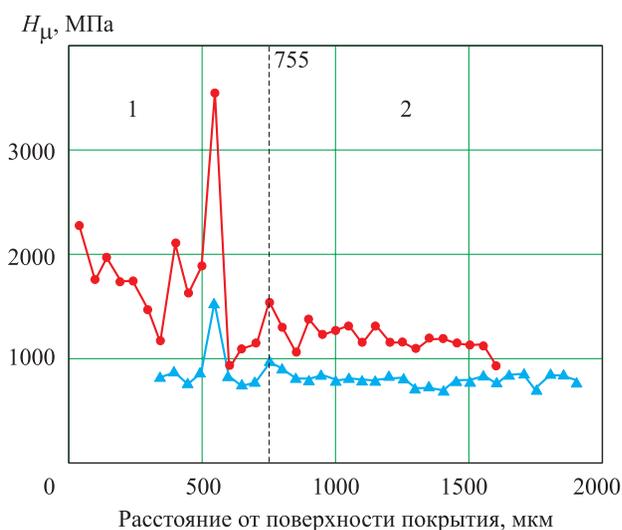
с парафином. Полученную композицию уплотняли путем подпрессовки, сушили и обжигали при температуре 1200 °С в вакууме. Таким способом можно получать покрытия толщиной 5–10 мм. Микроструктура границы «покрытие – подложка» представлена на рис. 5.



**Рис. 5.** Микроструктура композитного покрытия « $ZrO_2 - 7\% Y_2O_3$ -керамическое волокно» на нержавеющей стали 12Х18Н10Т

Одним из недостатков разработанной технологии является низкая температура плавления паяного шва (~1150 °С), удерживающего армирующие элементы металлической подложки. Материал паяного шва представляет собой низкоплавкую эвтектику в системе Ni–Fe–B–Si. Очевидно, что для повышения температуры плавления необходимо снизить концентрацию бора в паяном слое. Для этой цели был проведен диффузионный отжиг подложки с паяным слоем при температуре 1200 °С в течение 1 и 5 ч. На рис. 6 представлены результаты измерения микротвердости в области границы «паяный слой – подложка». Существенное снижение твердости вблизи этой границы свидетельствует о значительной диффузии Si и B в глубь подложки и стабилизации паяного слоя повышенной температуре.

В нанесенном подслое из смеси порошков никеля и алюминия в процессе вакуумного отжига при температуре 1200 °С за счет экзотермической реакции взаимодействия никеля и алюминия происходит образование алюминидов никеля  $Ni_3Al$  и частично на границе с подложкой алюминидов железа. Это способствует дополнительному упрочнению керамического слоя с металлической подложкой.



**Рис. 6.** Микротвердость сплава:  
1 – припой; 2 – металл; —●— 1 ч; —▲— 5 ч

Было установлено, что содержание алюминия в смеси должно быть 10–15 масс. %, при меньшем содержании алюминия упрочнение недостаточно, а при более 15 масс. % алюминия подслоя становится хрупким, что способствовало образованию в зоне взаимодействия большого количества микротрещин. Также установлено, что в процессе подпрессовки происходит частичная деформация изгибом армирующих элементов поверхности «усов», что играет положительную роль. За счет этого керамический слой более плотно поджимается к поверхности подложки и «усы» работают как скобы, дополнительно фиксируя покрытие.

Экспериментально было определено, что оптимальный шаг спиралей составляет 3 мм. При меньшем шаге происходит значительное увеличение дефектности керамического слоя и технологически затрудняется его нанесение, а также невозможно плотное прилега-

ние покрытия к основе, образуются широкие зазоры между покрытием и металлической подложкой, что неблагоприятно влияет на прочностные свойства. При испытаниях отрыв покрытия происходит по границе подложка – керамика, жесткость сцепления обеспечивается только наличием армирующих спиралей.

Исследования прочности сцепления покрытий проводили по клеевой методике. Испытания показали, что у образцов с шагом спиралей 3 мм происходит когезионный отрыв по телу покрытия при напряжении около 10 МПа, что свидетельствует о достаточной адгезии получаемых покрытий.

Определены основные характеристики покрытий: плотность, открытая пористость, термостойкость. Наилучшие результаты показал композит состава «ZrO<sub>2</sub> – 7 % Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> – 10 %-керамическое волокно». Такой материал выдержал 10 термоциклов (нагрев до 1100 °С, охлаждение в воде) без видимых разрушений, его пористость – 40 %, плотность – 3,0 г/см<sup>3</sup>. Предел прочности на изгиб составил 20 МПа, а после 10 термоциклов снизился до 10 МПа.

Оценку термостойкости материалов покрытий проводили по значению снижения прочностных свойств материала покрытия в условиях термоциклирования: нагрев до 1100 °С и охлаждение в воде. Было установлено, что введение керамического волокна до 10 масс. % ведет к снижению прочностных свойств керамического композита, вероятно, за счет значительного увеличения пористости керамического слоя до 40 %. Однако повышение содержания волокна способствует получению более стойких материалов,

Влияние содержания волокна в композитах на их свойства

Содержание волокна, масс. %	Плотность, г/см <sup>3</sup>	Пористость, %	Прочность на изгиб, МПа	
			После спекания	После 10 термоциклов
1	4,8	14	49	2
2	4,2	24	39	4
3	4,1	26	30	5
5	3,8	29	27	7
7,5	3,3	35	22	8
10	3,0	40	20	10



работающих в условиях термоциклирования. При более высоких концентрациях волокна наблюдается неравномерное распределение матричного компонента в объеме композита. Например, композиты с содержанием волокон более 13 масс. % практически не спекались при температуре 1200 °С и разрушались при выгрузке из печи. Результаты исследования представлены в таблице.

Были проведены испытания керамических покрытий толщиной 5 мм на нержавеющей стали 12Х18Н10Т, полученных по разработанной технологии в условиях термоциклирования: нагрев – струей газа 300 К → 2200 К в течение 5 с, охлаждение – обдув воздухом 2200 К → 300 К в течение 15 с. Результаты испытаний показали, что покрытия выдержали более 5–10 термоциклов без видимых нарушений.

#### **Заключение**

Разработана технология получения толстослойных композитных покрытий «ZrO<sub>2</sub> – 7 % Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-керамическое волокно», обладающих повышенной термостойкостью при термоциклировании.

Экспериментально подобраны оптимальные составы композитов для толстослойных термостойких покрытий.

Определены основные характеристики покрытий: плотность и пористость, прочность на изгиб, термостойкость и адгезионные свойства.

Полученные композитные покрытия могут быть рекомендованы для использования в качестве материалов тепловой защиты.

#### **Список литературы**

1. *Михеев С. В., Строганов Г. Б., Ромашин А. Г.* Керамические композиционные материалы в авиационной технике. М.: Альтекс, 2002. С. 184.
2. *Аппен А. А.* Температурустойчивые неорганические покрытия. Л.: Химия, 1976. 240 с.
3. *Бэкман В., Швенк В.* Катодная защита от коррозии. М.: Металлургия, 1984. С. 169.
4. *Kvernes I.* Ceramic coatings as thermal barriers in diesel and gas turbine engine components. Amsterdam: Elsevier, 1987. Pp. 2519–2536.
5. Способ нанесения уплотнительного покрытия / *Н. В. Обабков, Р. Т. Галлямов, А. Р. Бекетов* и др. Пат. RU № 2287609. Оpubл. 20.05.2007. БИ № 14.

**Поступила 21.03.18**

---

**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.

**Никулин Андрей Дмитриевич** – студент 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.

**Обабков Николай Васильевич** – доктор технических наук, профессор 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.



## **Thick-layered heat-protection coatings of the composition “ZrO<sub>2</sub>–Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-ceramic fiber” for structural alloys protection**

The paper introduces a technology for producing heat-protection ceramic coatings ZrO<sub>2</sub>–Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, including the reinforcement of ceramics with ceramic fiber and metal substrates using nickel-chromium spirals. The microstructure, strength and heat resistance of the coating have been studied.

*Keywords:* heat-protection coatings, zirconia, yttria, ceramic fibre, metal substrates, heat-resistance.

**Zakirov Ihsur 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.

**Nikulin Andrey Dmitrievich** – student, 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.

**Obabkov Nikolay Vasilievich** – Doctor of Engineering Sciences, Professor, 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.



УДК 62-83

И. В. Шестаков, Н. Р. Сафин

## Опыт создания системы управления асинхронным двигателем для гидропривода крано-манипуляторной установки

Представлена математическая модель системы управления асинхронным двигателем для гидропривода крано-манипуляторной установки, реализованная в пакете *Matlab Simulink*. Отмечены особенности выбора частоты широтно-импульсной модуляции и компонентов регулируемого электропривода в зависимости от нагрузочной диаграммы и характеристик нового электродвигателя. Приведены выходные характеристики работы электродвигателя с питанием от источника синусоидального напряжения и преобразователя частоты, являющегося источником модулированного широтно-импульсного напряжения.

**Ключевые слова:** асинхронный двигатель, преобразователь частоты, контроллер, скалярное управление, широтно-импульсная модуляция.

Области использования крано-манипуляторных установок (КМУ) достаточно широки и включают в себя промышленное производство, энергетику, строительство и т. д. Благодаря своей универсальности большинство таких установок является машинами двойного назначения [1]: они могут быть использованы в составе транспортно-заряжающих машин артиллерийских и ракетных комплексов, инженерных машин для прокладки колонных путей и дорог, оборудования артиллерийских и ракетных огневых позиций, командных пунктов и др. В данной статье под КМУ понимается крановый механизм военного назначения, использующийся для последовательного перезарядки пусковых (ПУ) и пуско-заряжающих установок (ПЗУ). КМУ состоит из следующих основных частей, связанных между собой ки-

нематическими связями: базы, поворотного основания, стойки, стрелы, телескопической части и оголовки (лебедки) (рис. 1).

В самоходных грузоподъемных агрегатах распределение потока энергии от первичного двигателя и регулирование траекторий движения исполнительных механизмов с различной нагруженностью осуществляется воздействием на гидравлическую часть, в состав которой вводятся гидрораспределительное и регулирующее (дросселирующее) оборудование. В частности, на рис. 2 в качестве примера представлена работа такого гидропривода КМУ в динамике. При различных режимах возникают повышенные пульсации в гидросистеме, приводящие к местным потерям различного рода и ненужному нагреву, а это, в свою очередь, снижает эффективность, срок службы и, главное, надежность гидропривода КМУ военной техники (ВТ). В данном КМУ (патент РФ на полезную модель № 162251) в приводе применяется новый тяговый асинхронный двигатель (АД) (получен патент РФ на полезную модель № 184734) с характеристиками: мощность  $P_N = 15$  кВт ( $P_{\max} = 18$  кВт); фазное напряжение  $U_{sN} = 127$  В; фазный ток  $I_{sN} = 50,38$  А; частота питающего напряжения  $f_N = 400$  Гц; КПД  $\eta_N = 0,8651$ ; коэффициент мощности  $\cos \varphi_N = 0,8351$ ; число пар полюсов  $z_p = 4$ ; скольжение  $\beta_N = 0,0269$ ; скорость вращения ротора  $\Omega_N = 611,42$  рад/с.

При условии сохранения общей гидравлической схемы трансмиссии рациональным решением представляется переход от дроссельного (дискретного) вида регулирования

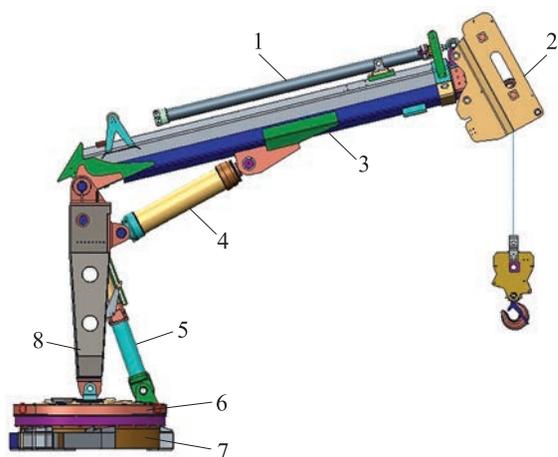
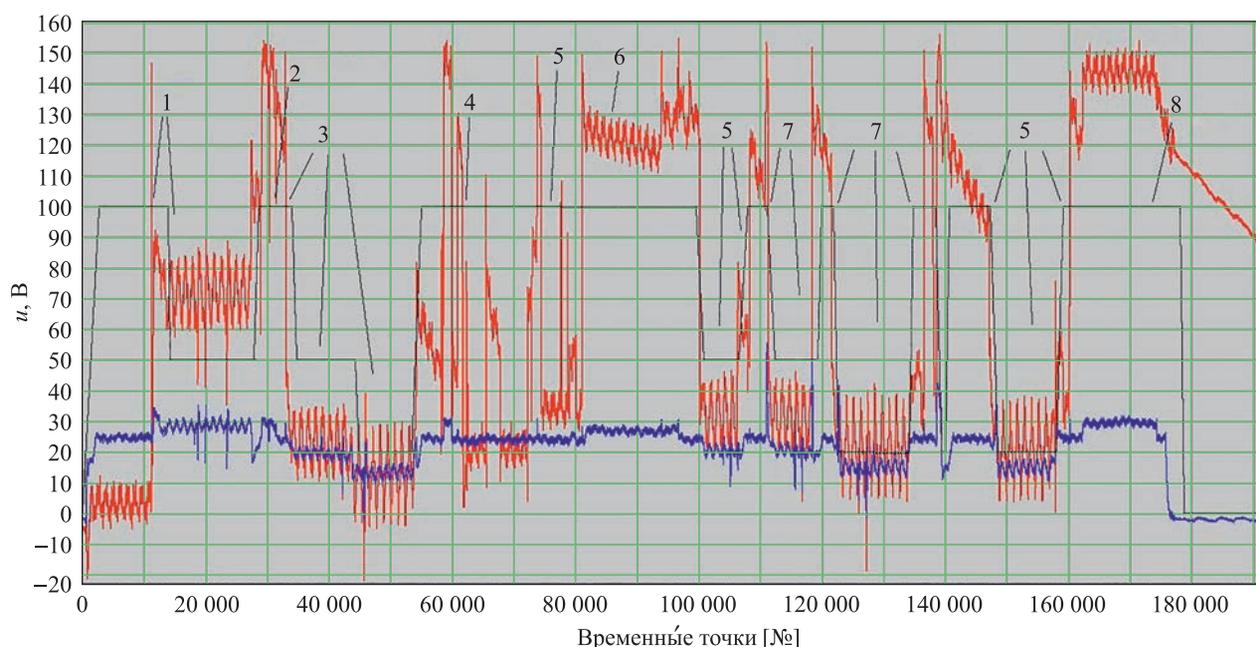
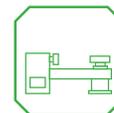


Рис. 1. Внешний вид КМУ: 1 – телескопическая часть; 2 – лебедка; 3 – стрела; 4 – выведение стрелы; 5 – выведение стойки в рабочее положение; 6 – поворотное основание; 7 – база; 8 – стойка

© Шестаков И. В., Сафин Н. Р., 2018



**Рис. 2.** Динамика работы гидропривода КМУ:

— сигнал о давлении гидроцилиндра стрелы; — сигнал о давлении гидроцилиндра поворота; 1 – подъем груза; 2 – опускание и подъем стрелы с грузом; 3 – опускание груза; 4 – манипуляция крана с крюком 50 кг; 5 – поворот основания; 6 – подъем качающейся части; 7 – поворот платформы; 8 – опускание качающейся части

к объемному регулированию, для реализации которого необходим привод насосной станции, регулируемый по скорости. Решение этой задачи оказывается возможным на основе использования АД, подключаемого к электрическому генератору трансмиссии через преобразователь частоты (ПЧ) – контроллер.

Внедрение ПЧ позволяет получить необходимый для крановых механизмов диапазон регулирования скорости (1:5–1:10) как в двигательном, так и в тормозном режимах работы. Повышается удобство управления краном, существенно увеличивается ресурс механических передач, тормозов и металлоконструкций из-за снижения динамических нагрузок при пусках и торможениях механизмов [2]. Для достижения этой цели в данной работе выполняется моделирование системы управления АД для гидропривода КМУ.

Проектирование частотно-регулируемого электропривода для крановых механизмов зачастую проводится интуитивно, без четкого обоснования выбора основных компонентов электропривода [2]. В данном случае выбор основных компонентов электропривода выполнялся на базе основных параметров (мощность, напряжение и ток) приводного АД и

нагрузочной диаграммы, а также на основе теплового расчета силового модуля (выходит за рамки настоящей статьи).

В настоящее время на российском рынке преобладают импортные ПЧ. В связи со сложившейся внешнеполитической обстановкой в стране взят курс на импортозамещение. Соответственно, для расширения доли рынка российскими производителями требуется разработка отечественных конструкций и систем управления для КМУ [3]. С учетом военной специфики применения к контроллеру должны быть предъявлены значительно повышенные требования (согласно комплексам государственных военных стандартов «Климат-6» и «Мороз-7»).

На основе сопоставления достоинств и недостатков разных типов ПЧ [4] принимаем, что наиболее целесообразным является вариант двухзвенного преобразователя частоты (ДПЧ) с промежуточным звеном постоянного тока и автономным инвертором напряжения (АИН).

В данной работе при математическом моделировании используется система базисных величин (для обеспечения общности результатов моделирования и внесения рационального масштабирования уравнений), в долях от ко-



торых выражаются параметры и переменные состояния АД. Используя методику, представленную в работах [4, 5], приведем результаты расчета базисных величин (табл. 1).

При проектировании системы управления АД необходима информация о его параме-

трах для представления ее в виде Т-образной схемы замещения. Согласно источнику [5], были определены параметры схемы замещения и электромеханической модели электродвигателя, а результаты расчета сведены в табл. 2.

Таблица 1

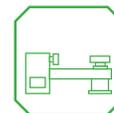
Результаты расчета базисных величин

Наименование базисной величины	Формула	Значение	Единицы измерения
Напряжение	$U_6 = \sqrt{2}U_{sN}$	179,6	В
Ток	$I_6 = \sqrt{2}I_{sN}$	71,25	А
Угловая частота	$\Omega_6 = \Omega_{sN} = 2\pi f_N$	2513,274	рад/с
Скорость ротора	$\Omega_{r6} = \Omega_6 / z_p$	628,32	рад/с
Потокоцепление	$\Psi_6 = U_6 / \Omega_6$	0,0715	Вб
Сопrotивление	$Z_6 = U_6 / I_6$	2,521	Ом
Индуктивность	$L_6 = \Psi_6 / I_6$	$1,003 \cdot 10^{-3}$	Гн
Момент	$M_6 = P_6 z_p / \Omega_6$	24,74	Н·м
Мощность	$P_6 = M_p \Omega_{r6}$	15544,1	Вт

Таблица 2

Результаты расчета параметров схемы замещения и электромеханической модели АД

Наименование	Система физических единиц			Система относительных единиц	
	Обозначение	Значение	Единицы измерения	Обозначение	Значение
Активное сопротивление обмотки статора	$R_s$	0,0412	Ом	$r_s$	0,02
Индуктивное сопротивление рассеяния обмотки статора	$X_{s\sigma}$	0,2186	Ом	$x_{s\sigma}$	0,0867
Индуктивность рассеяния обмотки статора	$L_{s\sigma}$	0,0867	мГн	$l_{s\sigma}$	0,0867
Активное сопротивление обмотки ротора	$R_r$	0,0743	Ом	$r_r$	0,0289
Индуктивное сопротивление рассеяния обмотки ротора	$X_{r\sigma}$	0,1887	Ом	$x_{r\sigma}$	0,0749
Индуктивность рассеяния обмотки ротора	$L_{r\sigma}$	0,075	Ом	$l_{r\sigma}$	0,0749
Номинальное индуктивное сопротивление намагничивания	$X_{mN}$	5,7	Ом	$x_{mN}$	2,261
Номинальная индуктивность намагничивания	$L_{mN}$	2,27	мГн	$l_{mN}$	2,261
Номинальное скольжение	$\beta_N$	0,0269	–	$\beta_N$	0,0269
Коэффициенты уравнений модели электродвигателя	$\zeta_N$	1,215	–	$\zeta_N$	1,215
	$K_s$	0,9631	–	$k_s$	0,9631
	$K_r$	0,968	–	$k_r$	0,968
	$L_{\sigma\alpha}$	0,165	мГн	$l_{\sigma\alpha}$	0,1645
	$A_r$	31,16	с <sup>-1</sup>	$\alpha_r$	0,0124



Для разработки системы управления АД для гидропривода КМУ необходимо математическое моделирование режимов работы АД, происходящие в несколько этапов:

- прямое преобразование входных воздействий (фазных напряжений статора) к вращающейся системе координат;
- решение системы уравнений электромагнитных контуров (токов и потокосцеплений), записанных для переменных во вращающейся двумерной свободно ориентированной системе координат;
- вычисление электромагнитного момента электродвигателя;
- обратное преобразование переменных состояния электромагнитных контуров к фазным значениям для согласования модели АД с моделью АИН, которая записывается относительно мгновенных значений фазных величин.

Для реализации этих этапов электромагнитная модель АД должна включать соответствующие уравнения, которые рассмотрены далее.

Преобразование координат переменных АД включает два этапа. На первом этапе фазные напряжения преобразуются в неподвижную относительно статора двумерную ортогональную систему координат в соответствии с выражениями:

$$U_{s\alpha} = (2U_{sa} - U_{sb} - U_{sc}) / 3;$$

$$U_{s\beta} = (U_{sb} - U_{sc}) / \sqrt{3},$$

где  $U_{s\alpha}$ ,  $U_{s\beta}$  – мгновенные значения преобразованных переменных в системе координат;

$U_{sa}$ ,  $U_{sb}$ ,  $U_{sc}$  – мгновенные значения фазных напряжений на зажимах статора АД.

На втором этапе выполняется переход к вращающейся со скоростью  $\omega_k$  системе координат  $0xy$ , угол поворота которой относительно неподвижной системы обозначается  $\theta_k$ . На этом этапе используются формулы:

$$U_{sx} = \rho_x U_{s\alpha} + \rho_y U_{s\beta};$$

$$U_{sy} = -\rho_y U_{s\alpha} + \rho_x U_{s\beta},$$

где  $U_{sx}$ ,  $U_{sy}$  – мгновенные значения преобразованных переменных в системе координат  $0xy$ ;

$\rho_x = \cos \theta_k$ ,  $\rho_y = \sin \theta_k$  – координатные функции. При этом  $p\theta_k = \omega_k$ .

Преобразованная к двумерной, свободно ориентированной системе координат система уравнений электромагнитных контуров АД в физических единицах [4]:

$$U_{sx} = R_s I_{sx} + p\Psi_{sx} - \Omega_k \Psi_{sy};$$

$$U_{sy} = R_s I_{sy} + p\Psi_{sy} + \Omega_k \Psi_{sx};$$

$$0 = R_r I_{rx} + p\Psi_{rx} - (\Omega_k - \Omega) \Psi_{ry};$$

$$0 = R_r I_{ry} + p\Psi_{ry} + (\Omega_k - \Omega) \Psi_{rx};$$

$$\Psi_{sx} = L_s I_{sx} + L_m I_{rx};$$

$$\Psi_{sy} = L_s I_{sy} + L_m I_{ry};$$

$$\Psi_{rx} = L_r I_{rx} + L_m I_{sx};$$

$$\Psi_{ry} = L_r I_{ry} + L_m I_{sy};$$

$$I_{mx} = I_{sx} + I_{rx};$$

$$I_{my} = I_{sy} + I_{ry};$$

$$\Psi_{mx} = L_m I_{mx};$$

$$\Psi_{my} = L_m I_{my},$$

где  $R_s$ ,  $R_r$  – активные сопротивления обмоток статора и ротора;

$p$  – оператор дифференцирования по отношению к времени;

$\Psi_{sx}$ ,  $\Psi_{sy}$  – потокосцепления статора по осям  $x, y$ ;

$\Omega$  – скорость вращения ротора;

$I_{rx}$ ,  $I_{ry}$  – токи ротора по осям  $x, y$ ;

$\Psi_{rx}$ ,  $\Psi_{ry}$  – потокосцепления ротора по осям  $x, y$ ;

$\Omega_k$  – скорость вращения системы координат;

$L_s$  – полная индуктивность обмотки статора,  $L_s = L_m + L_{s\sigma}$ ;

$L_{s\sigma}$  – индуктивность рассеяния обмоток статора;

$L_m$  – главная индуктивность;

$L_r$  – полная индуктивность обмотки ротора,  $L_r = L_m + L_{r\sigma}$ ;

$L_{r\sigma}$  – индуктивность рассеяния обмоток ротора;



$\Psi_{mx}, \Psi_{my}$  – главные потокосцепления по осям  $x, y$ ;

$I_{rx}, I_{ry}$  – токи намагничивания по осям  $x, y$ .

При вычислении электромагнитного момента АД используется соотношение [4]:

$$M = \zeta_N (\Psi_{ry} I_{sx} - \Psi_{rx} I_{sy}),$$

где  $\zeta_N$  – нормирующий энергетический коэффициент, равный отношению полной мощности на зажимах обмотки статора  $S_N$  к электромагнитной мощности АД  $P_N$ .

В системе относительных единиц уравнения электромагнитных контуров АД следующие:

$$u_{sx} = r_s i_{sx} + p \Psi_{sx} - \omega_k \Psi_{sy}; \quad (1)$$

$$u_{sy} = r_s i_{sy} + p \Psi_{sy} + \omega_k \Psi_{sx}; \quad (2)$$

$$0 = r_r i_{rx} + p \Psi_{rx} - (\omega_k - \omega) \Psi_{ry}; \quad (3)$$

$$0 = r_r i_{ry} + p \Psi_{ry} + (\omega_k - \omega) \Psi_{rx}; \quad (4)$$

$$\Psi_{sx} = l_s i_{sx} + l_m i_{rx}; \quad (5)$$

$$\Psi_{sy} = l_s i_{sy} + l_m i_{ry}; \quad (6)$$

$$\Psi_{rx} = l_r i_{rx} + l_m i_{sx}; \quad (7)$$

$$\Psi_{ry} = l_r i_{ry} + l_m i_{sy}; \quad (8)$$

$$i_{mx} = i_{sx} + i_{rx}; \quad (9)$$

$$i_{my} = i_{sy} + i_{ry}; \quad (10)$$

$$\Psi_{mx} = l_m i_{mx}; \quad (11)$$

$$\Psi_{my} = l_m i_{my}, \quad (12)$$

где  $l_m$  – переменный коэффициент, имеющий смысл динамической намагничивающей индуктивности, который определяется по кривой намагничивания по формуле (13).

Для получения корректных результатов математического моделирования режимов частотного управления АД требуется учет нелинейности характеристики намагничивания электродвигателя, т. е. насыщения главной магнитной цепи. Для этого в процессе решения уравнений электромагнитных контуров необходимо определять значения главного потокосцепления, определяющего значение коэф-

фициента взаимной индукции обмоток статора и ротора. В практических расчетах используют аппроксимацию нелинейной зависимости  $l_m$  от главного потокосцепления  $\Psi_m$  следующим выражением:

$$l_m = \frac{1}{(g_1 + g_2 \Psi_m^2 + g_3 \Psi_m^4 + g_4 \Psi_m^6)}, \quad (13)$$

где  $g_1, g_2, g_3, g_4$  – коэффициенты полиномиальной аппроксимации кривой намагничивания электродвигателя  $i_m = f(\Psi_m)$ .

При учете насыщения (в стали статора и ротора) уравнение связи для данной системы выглядит следующим образом [4]:

$$\Psi_m + l_{r\sigma} i_m = \sqrt{(\Psi_{rx} + l_{r\sigma} i_{sx})^2 + (\Psi_{ry} + l_{r\sigma} i_{sy})^2}.$$

Потери в стали ротора (для учета суммарных магнитных потерь) учитывались аналитически [5].

В системе уравнений переменных «потокосцепления статора – потокосцепления ротора» уравнения электромагнитных контуров в относительных единицах имеют вид [5]:

$$p \Psi_{sx} = u_{sx} - \alpha_{s\sigma} \Psi_{sx} + \omega_k \Psi_{sy} + \alpha_{s\sigma} k_r \Psi_{rx}; \quad (14)$$

$$p \Psi_{sy} = u_{sy} - \alpha_{s\sigma} \Psi_{sy} - \omega_k \Psi_{sx} + \alpha_{s\sigma} k_r \Psi_{ry}; \quad (15)$$

$$p \Psi_{rx} = 0 - \alpha_{r\sigma} \Psi_{rx} + (\omega_k - \omega) \Psi_{ry} + \alpha_{r\sigma} k_s \Psi_{sx}; \quad (16)$$

$$p \Psi_{ry} = 0 - \alpha_{r\sigma} \Psi_{ry} - (\omega_k - \omega) \Psi_{rx} + \alpha_{r\sigma} k_s \Psi_{sy}, \quad (17)$$

где  $k_r = 1/(1 + l_{r\sigma}/l_m)$  – коэффициент связи ротора;

$$\alpha_{s\sigma} = r_s / l_{s\sigma}, \quad \alpha_{r\sigma} = r_r / l_{r\sigma};$$

$k_s = 1/(1 + l_{s\sigma}/l_m)$  – коэффициент связи статора.

Для расчета токов АД и электромагнитного момента в относительных единицах

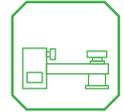
$$i_{sx} = (\Psi_{sx} - k_r \Psi_{rx}) / l_{s\sigma}; \quad (18)$$

$$i_{sy} = (\Psi_{sy} - k_r \Psi_{ry}) / l_{s\sigma}; \quad (19)$$

$$i_{rx} = (\Psi_{rx} - k_s \Psi_{sx}) / l_{r\sigma}; \quad (20)$$

$$i_{ry} = (\Psi_{ry} - k_s \Psi_{sy}) / l_{r\sigma}; \quad (21)$$

$$m = \zeta_N (\Psi_{sy} \Psi_{rx} - \Psi_{sx} \Psi_{ry}) / l_{s\sigma}, \quad (22)$$



где  $l_{\sigma\sigma}$  – коэффициент потокосцепления [4],  
 $l_{\sigma\sigma} = l_{\sigma\sigma} + l_{r\sigma} + l_{s\sigma} l_{r\sigma} / l_m$ .

В системе уравнений переменных «токи статора – потокосцепления ротора» уравнения электромагнитных контуров имеют вид [4]:

$$l_{s\sigma} p i_{sx} = u_{sx} - r_{s\sigma} i_{sx} + \alpha'_r \psi_{rx} + \omega k_r \psi_{ry} + \omega_k l_{s\sigma} i_{sy}; \quad (23)$$

$$l_{s\sigma} p i_{sy} = u_{sy} - r_{s\sigma} i_{sy} + \alpha'_r \psi_{ry} - \omega k_r \psi_{rx} - \omega_k l_{s\sigma} i_{sx}; \quad (24)$$

$$p \psi_{rx} = k_r r_r i_{sx} - \alpha_r \psi_{rx} + \omega_k \psi_{ry} - \omega \psi_{ry}; \quad (25)$$

$$p \psi_{ry} = k_r r_r i_{sy} - \alpha_r \psi_{ry} - \omega_k \psi_{rx} + \omega \psi_{rx}; \quad (26)$$

где  $l_{s\sigma} = l_{s\sigma} + k_r l_{r\sigma}$ ;

$$r_{s\sigma} = r_s + k_r^2 r_r + p k_r l_{r\sigma};$$

$$\alpha'_r = k_r \alpha_r - p k_r;$$

$$k_r = 1 / (1 + l_{r\sigma} / l_m);$$

$$\alpha_r = k_r r_r / l_m.$$

Уравнения (1)–(12), (14)–(26) в относительных единицах закладываются в блоках

электрохимической модели (*AM Model\_no\_iteration, Static moment*) системы управления АД в пакете *Matlab Simulink* (рис. 3).

Математическая модель АИН с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) для построения в пакете *Matlab Simulink* была реализована на основе уравнений векторно-матричных форм и связывающих мгновенные значения входных, промежуточных и выходных переменных трехфазного мостового полупроводникового коммутатора с системой управления [4, 5]. Модель ПЧ была построена с учетом компенсации влияния падения напряжения на ключах АИН и «мертвого времени» [4].

Выбор принципа управления определяется совокупностью требований к электроприводу. Электропривод кранового механизма должен ограничивать ускорение до допустимых пределов при минимальной длительности переходных процессов, а также иметь жесткие механические характеристики, чтобы скорость мало зависела от нагрузки. Скалярный принцип управления является наиболее практичным в асинхронном электроприводе ввиду

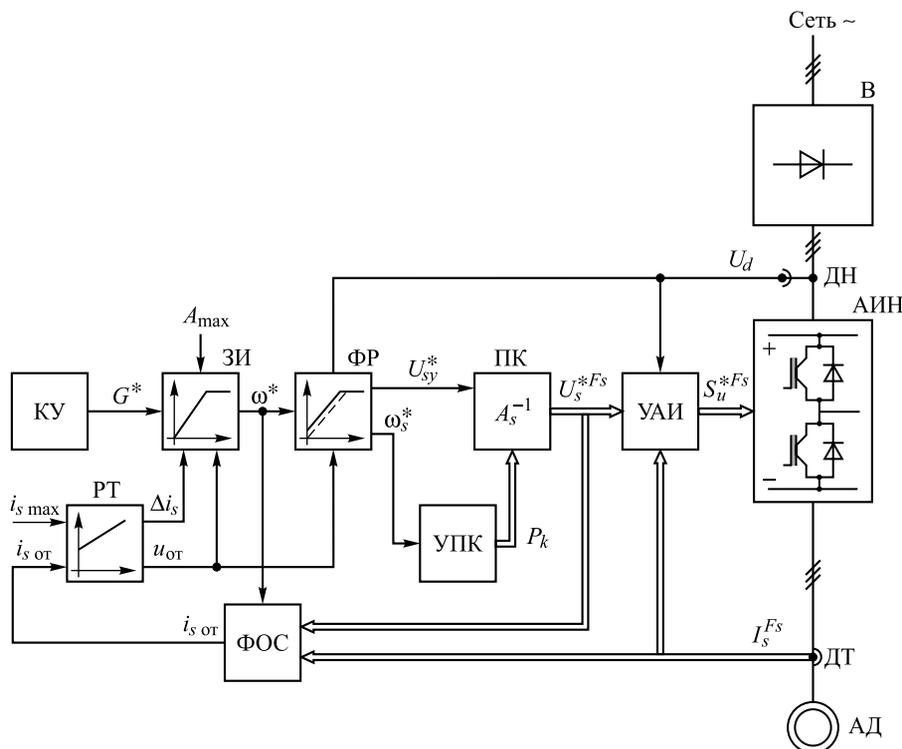


Рис. 3. Структурная схема скалярной системы управления АД гидропривода КМУ:

КУ – командное устройство; ЗИ – задатчик интенсивности; ФР – формирователь режимов; ПК – преобразование координат; УПК – блок управления преобразователем координат; УАИ – блок управления АИН; ФОС – блок формирования сигнала обратной связи по току статора; РТ – регулятор тока статора



простоты измерения и регулирования переменных АД. Управляемость АД при этом может обеспечиваться совместным регулированием либо частоты и напряжения, либо частоты и тока статорной обмотки. Первый способ управления принято трактовать как частотное управление, второй – как частотно-токовое управление [6]. При частотно-токовом управлении АД питается от ПЧ, работающего в режиме источника тока, как правило, реализуемого на основе автономного инвертора тока (АИТ). Положительные свойства АД при его питании от ПЧ на базе АИТ могут быть реализованы лишь в замкнутой системе с использованием датчика скорости [6]. В тяжелых условиях эксплуатации наличие датчика скорости снижает определенную надежность и лимитирует область применения (в условиях ограниченного пространства). При использовании частотного управления, изменение скорости АД достигается путем воздействия на частоту напряжения на статоре при одновременном изменении модуля (амплитуды) этого напряжения. В системе регулирования электроприводом закладывается определенное соотношение между амплитудой и частотой напряжения на зажимах обмотки статора, основой для которых является закон пропорционального частотного управления ( $U/f$ -регулирование). При формировании данного закона учитываются особенности [5]: при понижении частоты (в сравнении с номинальной) следует пропорционально уменьшать амплитуду питающего напряжения статора, так как это предотвращает насыщение главной магнитной цепи АД (перегрев); увеличение частоты при неизменной амплитуде напряжения приводит к уменьшению магнитного потока, т. е. ослаблению магнитного поля АД во второй зоне регулирования скорости.

Оптимальный выбор частоты модуляции ШИМ является вариационной задачей.

*Увеличение частоты ШИМ* дает ряд положительных эффектов: повышает динамическую точность воспроизведения широтно-импульсными модуляторами входных задающих воздействий (в системах частотного управления это переменные величины, изменяющиеся не только в переходных, но и в

установившихся режимах работы); уменьшает амплитуды модуляционных пульсаций токов, потокосцеплений и электромагнитного момента АД, а также зависящие от них составляющие модуляционных потерь в электродвигателе и цепи питания; создает условия для повышения быстродействия и их использования для управления технологическими процессами с повышенными требованиями к электроприводу.

Вместе с этим повышение частоты ШИМ усугубляет ряд отрицательных эффектов, а именно: вследствие повышения частоты коммутаций пропорционально увеличиваются коммутационные потери в АИН и снижается его допустимая полезная мощность; увеличиваются действующие значения емкостных токов в кабелях питания и элементах конструкции АД; усложняется проблема ограничения перенапряжений от наложения блуждающих электромагнитных волн в цепи нагрузки.

*Уменьшение частоты ШИМ* дает обратный эффект – снижает коммутационные потери, увеличивает полезную мощность АИН, уменьшает потери от емкостных токов и упрощает задачу ограничения перенапряжений от блуждающих волн. Однако при этом сужается диапазон рабочих частот, возрастают пульсации токов, потокосцеплений и электромагнитного момента и уровень акустического давления при работе АД. Для снижения этих факторов требуются материальные затраты на дополнение ПЧ выходными фильтрами и ухудшается использование выходного напряжения преобразователя.

На рис. 4 приведена структурная схема скалярной системы управления электроприводом гидрогенератора электрогидравлической трансмиссии КМУ в программном обеспечении (ПО) *Matlab Simulink*. Используется решатель *ode23 (Bogacki-Shampine)*. Шаг интегрирования 0,000001 с. Построенная модель позволяет моделировать режим работы АД при питании от источника синусоидального напряжения (*NOT INVERTER*) и ПЧ (*INVERTER*). В структурной схеме ЗИ (блок *Intensity Control Device*) представляет собой нелинейное устройство, которое включается в цепь задания регулируемых величин и ограничивает темп (интенсивность) изме-

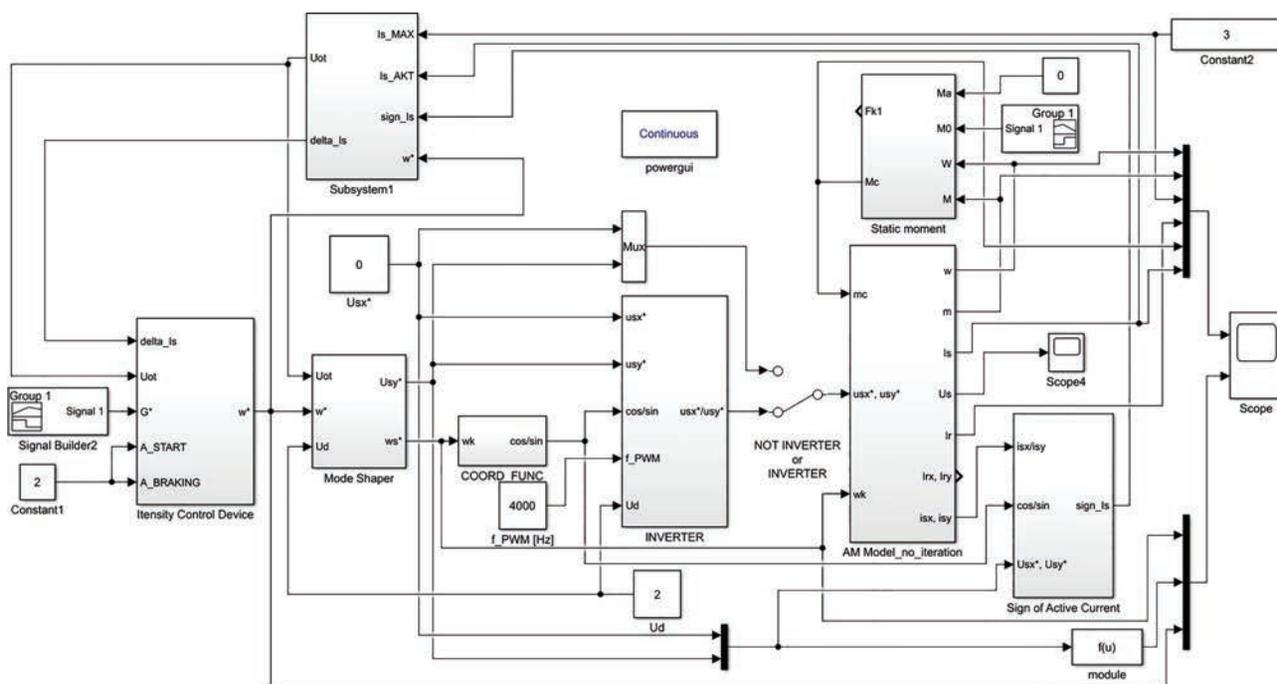
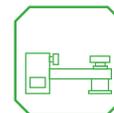


Рис. 4. Структурная схема скалярной системы управления АД в пакете *Matlab Simulink*

нения во времени сигнала задания на входе системы регулирования. ЗИ формирует плавное изменение задающего воздействия по внешнему командному сигналу, поступающего с командного устройства. В структурной схеме формирователь режимов (блок *Mode Shaper*) позволяет задать необходимый закон частотного управления, т. е. зависимость амплитуды питающего АД напряжения от частоты. Также в структурной схеме для формирования сигнала отсечки по току используются блоки *Sign of Active Current* и *Subsystem1*.

На рис. 5 представлены структурная схема подсистемы ПЧ (блок *INVERTER*, см. рис. 4) и структурная схема подсистемы АД (блок *AM Model\_no\_iteration*, см. рис. 4). В модели управляемыми переменными состояниями электропривода являются модуль вектора напряжений на зажимах обмотки статора и угловая частота вращения этого вектора относительно статора. На рис. 5 внутри подсистем ПЧ и АД определены уравнения математической модели в относительных единицах по данным из табл. 1 и 2.

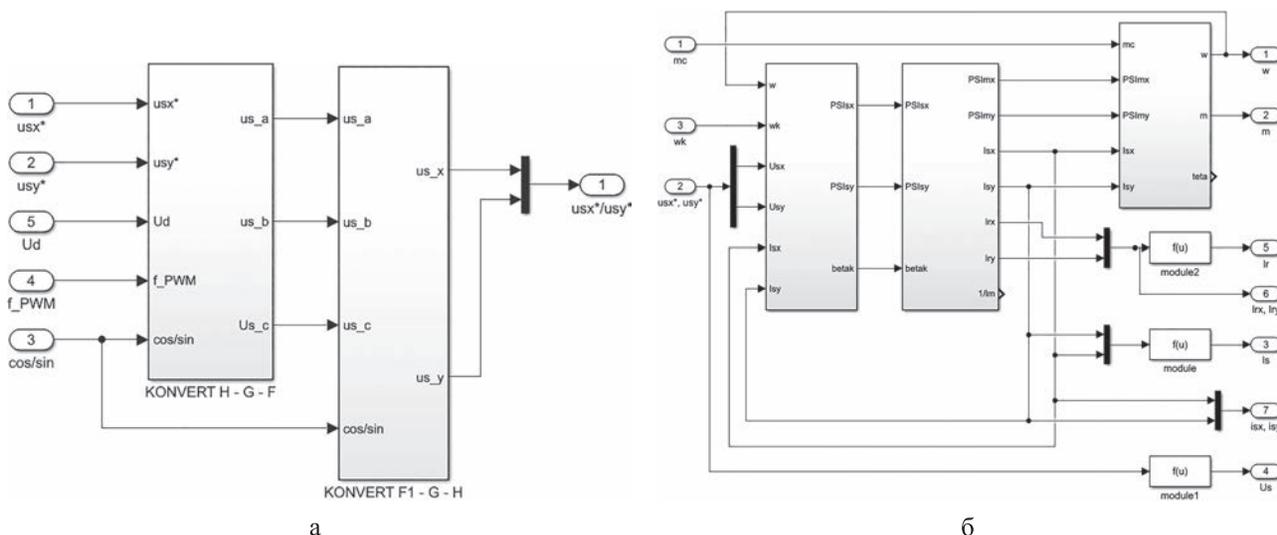


Рис. 5. Структурные схемы в пакете *Matlab Simulink*: а – подсистемы ПЧ; б – подсистемы АД



В математической модели системы управления АД гидропривода КМУ реализуется условный тестовый график работы электропривода, включающий, согласно экспериментальным данным (см. рис. 2): частотный пуск до номинальной частоты и амплитуды питающего напряжения (0...0,5 с); холостой ход –  $0,2m_N$  (0,5...1,0 с); опускание каната лебедки –  $0,225m_N$  (1,0...2,5 с); подъем груза –  $0,425m_N$  (2,5...4,5 с); опускание стрелы с грузом –  $0,625m_N$  (4,5...6,0 с); подъем стрелы с грузом –  $0,7m_N$  (6,0...8,0 с); опускание груза –  $0,35m_N$  (8,0...9,5 с) и  $0,25m_N$  (9,5...11,0 с);

манипуляции крана с крюком весом 50 кг –  $0,3m_N$  (11,0...12,0 с),  $0,275m_N$  (12,0...13,0 с) и  $0,3m_N$  (13,0...14,0 с); поворот основания –  $0,4m_N$  (14,0...16,0 с); подъем качающейся части –  $0,75m_N$  (16,0...18,0 с); поворот основания –  $0,4m_N$  (18,0...20,0 с).

На рис. 6 и 7 приведены выходные характеристики АД гидропривода КМУ с условным тестовым циклом при питании АД от ПЧ с частотой ШИМ ( $f_{\text{ШИМ}}$ ), равной 1 и 4 кГц (также были получены выходные характеристики при  $f_{\text{ШИМ}}$ , равной 2 и 8 кГц). На графиках приведены кривые: тока статора, тока ротора,

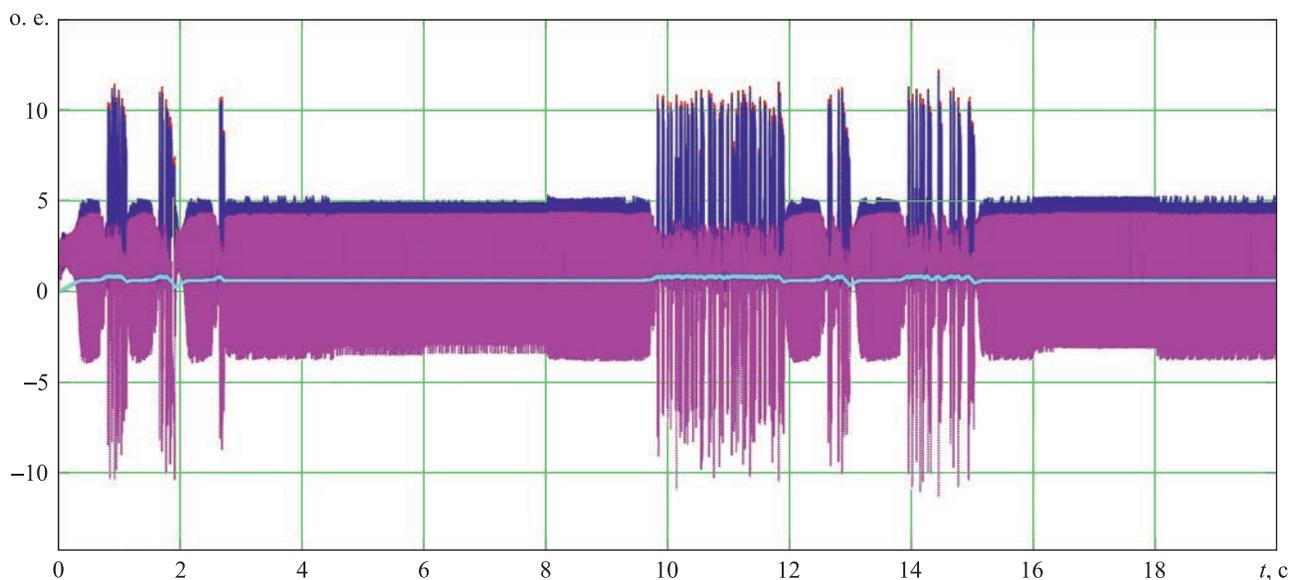


Рис. 6. Выходные характеристики АД при питании от ПЧ с частотой ШИМ  $f_{\text{ШИМ}} = 1$  кГц:

— ток статора; - - - ток ротора; ..... — электромагнитный момент; — частота напряжения

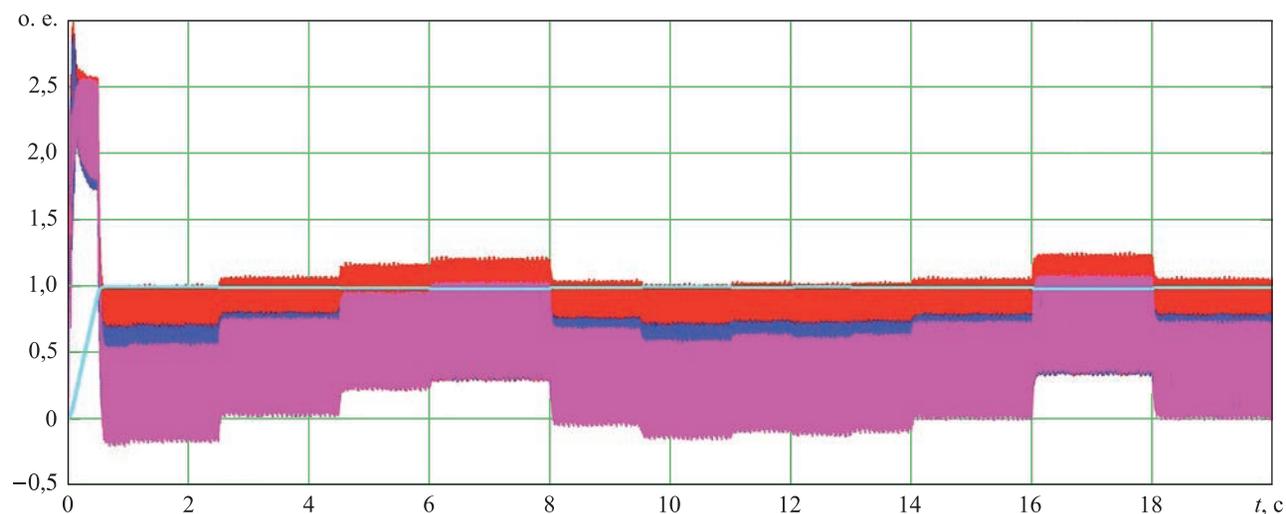
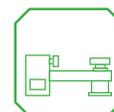


Рис. 7. Выходные характеристики АД при питании от ПЧ с частотой ШИМ  $f_{\text{ШИМ}} = 4$  кГц:

— ток статора; - - - ток ротора; ..... — электромагнитный момент; — частота напряжения



электромагнитного момента и частоты напряжения. Значения по оси ординат отмечены в относительных единицах (о. е.), по оси абсцисс приведено время в секундах.

Ввиду импульсного характера питающего напряжения появляются высокочастотные пульсации токов статора и, соответственно, составляющие электромагнитного момента с основными высшими гармониками в области 2...6 кГц (рис. 8). Причем с изменением нагрузки размах пульсаций несколько варьируется, что особенно видно при работе АД от ПЧ с частотой ШИМ 1 кГц (см. рис. 6 и 8). В относительно нагруженных режимах, например подъем стрелы с грузом (6,0...8,0 с) и подъем качающейся части (16,0...18,0 с), размах пульсаций электромагнитного момента ниже, чем при работе в малонагруженных режимах, в том числе холостой ход (0,5...1,0 с), опускание каната лебедки (1,0...2,5 с) и манипуляции крана с крюком весом 50 кг (11,0...14,0 с), в которых амплитуды пульсаций токов статора и электро-

магнитного момента АД местами превышают 10 о. е.

В табл. 3 приведены количественные результаты спектрального анализа при питании АД от ПЧ с частотами ШИМ 1, 2, 4 и 8 кГц, полученные посредством блока *Powergui – FFT Analysis* (БПФ – быстрое преобразование Фурье).

По результатам спектрального анализа (см. табл. 3) усредненные коэффициенты высших гармоник напряжения  $K_{ВГН}$  и тока  $K_{ВГТ}$  в зависимости от частоты ШИМ равны:

- $K_{ВГН} = 1,4344$  и  $K_{ВГТ} = 0,8584$  при  $f_{ШИМ} = 1$  кГц;
- $K_{ВГН} = 0,7944$  и  $K_{ВГТ} = 1,5856$  при  $f_{ШИМ} = 2$  кГц;
- $K_{ВГН} = 0,6933$  и  $K_{ВГТ} = 0,5504$  при  $f_{ШИМ} = 4$  кГц;
- $K_{ВГН} = 0,7086$  и  $K_{ВГТ} = 0,2394$  при  $f_{ШИМ} = 8$  кГц.

Соответственно, наиболее оптимальными (с точки зрения минимума коэффициентов высших гармоник напряжения и тока статора)

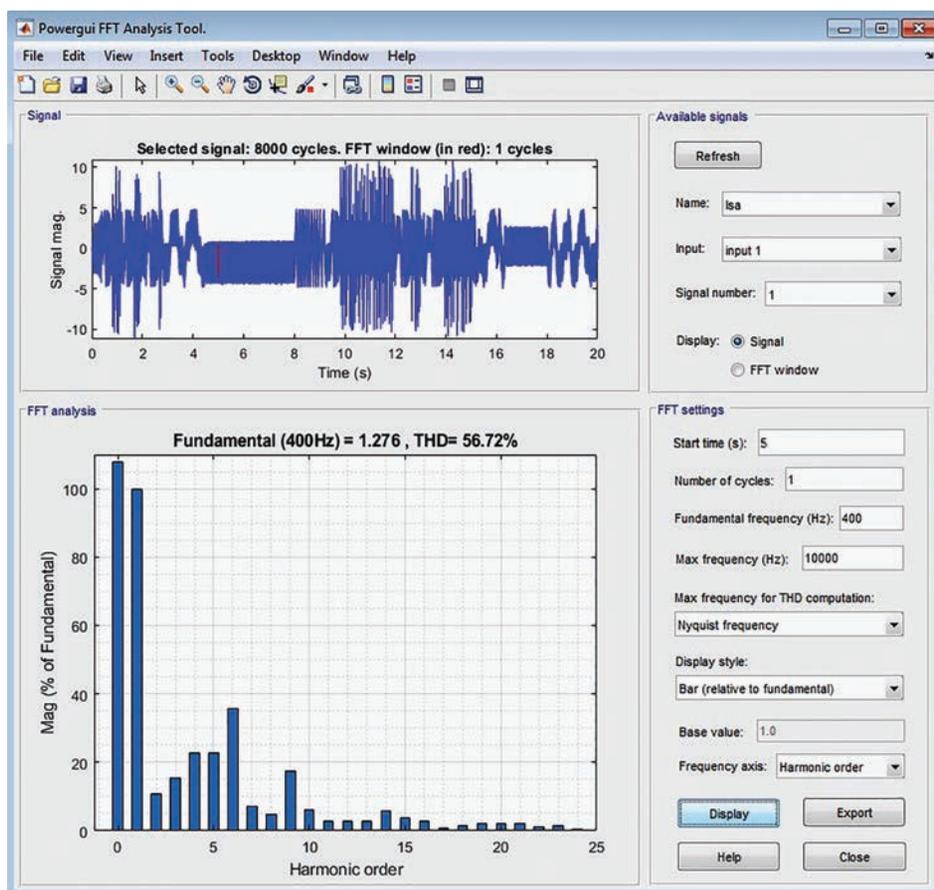


Рис. 8. Спектральный анализ тока статора при работе АД от ПЧ с частотой ШИМ  $f_{ШИМ} = 1$  кГц



Таблица 3

Данные спектрального анализа при работе АД от ПЧ

Параметр	Моменты нагрузок на валу АД согласно условному циклу КМУ, о. е.													Среднее значение, о. е.
	0,2	0,225	0,425	0,625	0,7	0,35	0,25	0,3	0,275	0,3	0,4	0,75	0,4	
$f_{\text{ШИМ}} = 1 \text{ кГц}$														
$K_{\text{ВГН}}$ , о. е.	0,9333	1,7746	1,152	1,1117	1,116	1,611	2,122	0,7465	1,762	2,066	1,089	1,876	1,2875	1,4344
$K_{\text{ВГТ}}$ , о. е.	0,418	0,5718	0,631	0,5672	0,5766	0,5986	1,448	0,4158	0,6968	2,243	0,5989	1,6164	0,7775	0,858
$f_{\text{ШИМ}} = 2 \text{ кГц}$														
$K_{\text{ВГН}}$ , о. е.	0,7788	0,7807	0,7864	0,7899	0,7946	0,7947	0,7969	0,8001	0,7999	0,7996	0,8009	0,8022	0,8023	0,7944
$K_{\text{ВГТ}}$ , о. е.	1,5873	1,5549	1,2343	0,9937	0,9555	1,5555	1,9098	1,8652	1,9724	1,9834	1,8016	1,1477	2,0515	1,5856
$f_{\text{ШИМ}} = 4 \text{ кГц}$														
$K_{\text{ВГН}}$ , о. е.	0,6904	0,6953	0,6894	0,6971	0,6985	0,6926	0,6954	0,6836	0,6947	0,6920	0,6927	0,6974	0,6940	0,6933
$K_{\text{ВГТ}}$ , о. е.	0,6024	0,5937	0,4859	0,3988	0,3731	0,5185	0,5789	0,5440	0,5636	0,5601	0,5044	0,3494	0,5036	0,5504
$f_{\text{ШИМ}} = 8 \text{ кГц}$														
$K_{\text{ВГН}}$ , о. е.	0,7060	0,7092	0,7083	0,7094	0,7093	0,7019	0,7051	0,7104	0,7076	0,7084	0,7108	0,7126	0,7128	0,7086
$K_{\text{ВГТ}}$ , о. е.	0,2823	0,2864	0,2315	0,1870	0,1730	0,2411	0,2723	0,2642	0,2653	0,2640	0,2386	0,1632	0,2437	0,2394

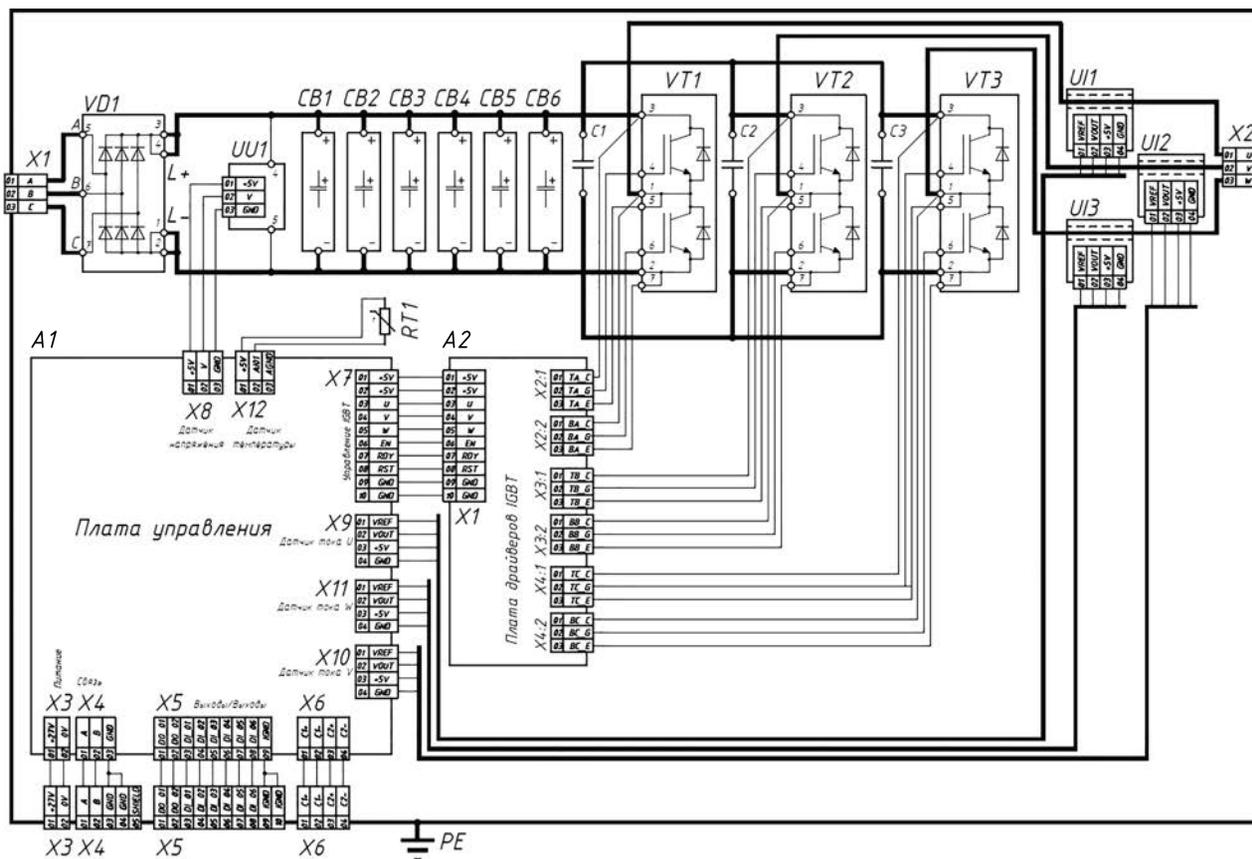
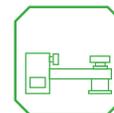
являются частоты с ШИМ  $f_{\text{ШИМ}} = 4$  и  $8 \text{ кГц}$ . При этом следует учитывать, что вследствие повышения частоты коммутаций пропорционально увеличиваются коммутационные потери в инверторе и снижается его допустимая полезная мощность. Поэтому в настоящей работе, для данного КМУ по результатам моделирования наиболее оптимальной частотой ШИМ при питании АД от ПЧ принята  $f_{\text{ШИМ}} = 4 \text{ кГц}$ , так как при данной частоте ШИМ также возникают относительно меньшие коэффициенты высших гармоник (напряжения и тока статора) в АД.

Согласно техническим характеристикам АД по обеспечению требуемого напряжения силовой части, диапазона регулирования скорости электродвигателя (1:5), а также необходимых интенсивности разгона ( $10 \text{ Гц/с}$ ) и торможения электродвигателя, для системы управления контроллером выбран инвертор – силовой *IGBT* модуль М2ТКИ-100-12К. Силовая часть контроллера представляет собой систему неуправляемый выпрямитель – автономный инвертор напряжения.

В качестве неуправляемого выпрямителя выбрана модель М6Д-100.

На рис. 9 представлена принципиальная электрическая схема системы управления АД для гидропривода КМУ. Плата управления включает микроконтроллер *AT90CAN128-16AU*. Параметры модели электропривода в пакете *Matlab Simulink* могут быть загружены в микроконтроллер. В системе управления применяется отсечка по току статора, обеспечивающая эффективное токоограничение в переходных режимах на валу АД. Компоновка была выполнена на плате датчика тока, включающей три датчика (*UI1*, *UI2* и *UI3*, подключенные к входам *X9*, *X10* и *X11* платы управления *A1*, см. рис. 9).

В целях апробации результатов математического моделирования были разработаны и изготовлены опытные образцы (3 шт.) силового контроллера. Для минимизации затрат при их изготовлении были применены компоненты, не входящие в перечень ЭКБ, такие как М2ТКИ-100-12К, М6Д-100 и *AT90CAN128-16AU*. В изделиях гражданской техники (ГТ)



**Рис. 9.** Принципиальная электрическая схема системы управления АД для гидропривода КМУ: VD1 – выпрямительный модуль М6Д-100; VT1–VT3 – силовой IGBT-модуль М2ТКИ-100-12К; А1 – плата управления с принципом скалярного управления; А2 – плата драйверов IGBT с выбранной частотой ШИМ  $f_{\text{ШИМ}} = 4 \text{ кГц}$

можно использовать компонентную базу, реализованную на опытных образцах. В изделиях ВТ приведенные компоненты могут быть заменены на аналоги, входящие в перечень ЭКБ, в частности, силовой IGBT-модуль можно заменить на аналог производства АО «Ангстрем» (*AnM100HBA12M*), а микроконтроллер – на аналог производства АО «ПКК Миландр» (серия 1886BE).

При ШИМ выходное напряжение формируется в виде импульсов переменной длительности, модулированных по синусоидальному закону. Регулирование напряжения осуществляется изменением длительности импульсов при сохранении закона модуляции.

Диапазон модуляции современных транзисторных ПЧ с ШИМ для электропривода лежит в пределах от единиц до десятков килогерц. По результатам моделирования отмечается, что уменьшение момента сопротивления на валу АД гидропривода КМУ приводит к воз-

растанию пульсаций электромагнитного момента электродвигателя, а увеличение частоты ШИМ позволяет их снизить. Следовательно, автоматическая подстройка частоты ШИМ на максимальную при уменьшении нагрузки на АД, и наоборот, когда нагрузка на АД высокая, – снижение частоты ШИМ (для уменьшения коммутационных потерь при включение/отключении силовых ключей, и как следствие, снижения энергопотребления и тепловыделения силового модуля), позволит уменьшить пульсации электромагнитного момента на валу АД и оптимизировать энергопотребление.

На рис. 10 приведена структурная схема электрогидропривода КМУ, реализованная с помощью библиотеки *Simscape*. В данной схеме подсистема *Model Inverter\_Asynchronous motor* включает модель электропривода, разработанную на предыдущем этапе (см. рис. 4 и 5). Следующим шагом было моделирование

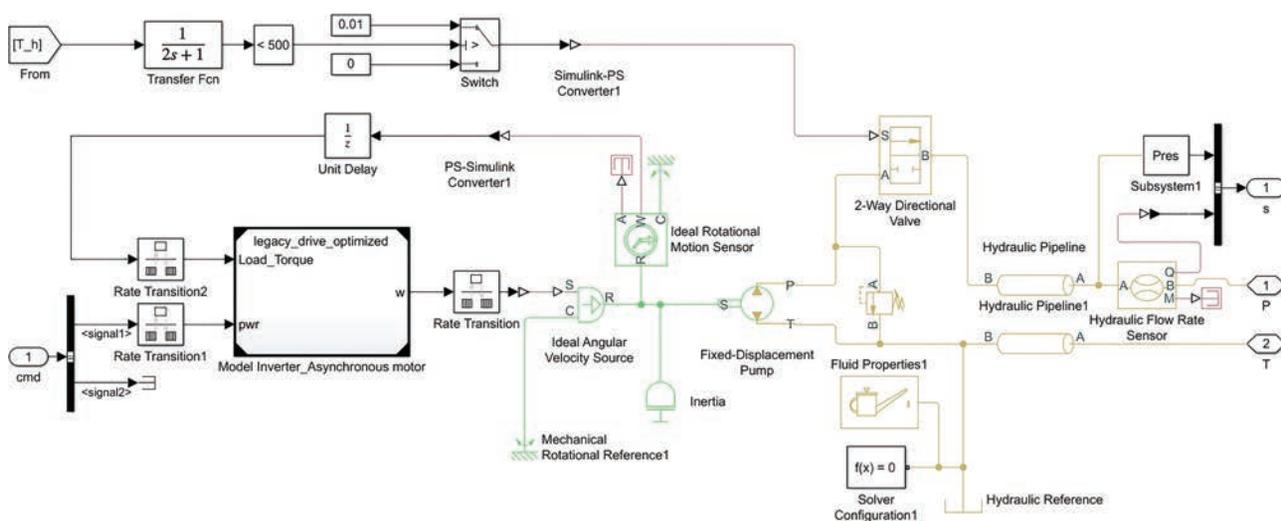


Рис. 10. Структурная схема электрогидропривода КМУ в пакете *Matlab Simulink*

совместной работы гидросхемы, механической части и созданной модели электропривода.

На рис. 11 показаны выходные характеристики работы системной модели КМУ по скорости и перемещениям отдельных агрегатов.

Построенная в пакете *Matlab Simulink* имитационно-математическая модель КМУ позволяет исследовать в зависимости от изменения нагрузки, параметров и элементов механизма характеристики и переходные процессы

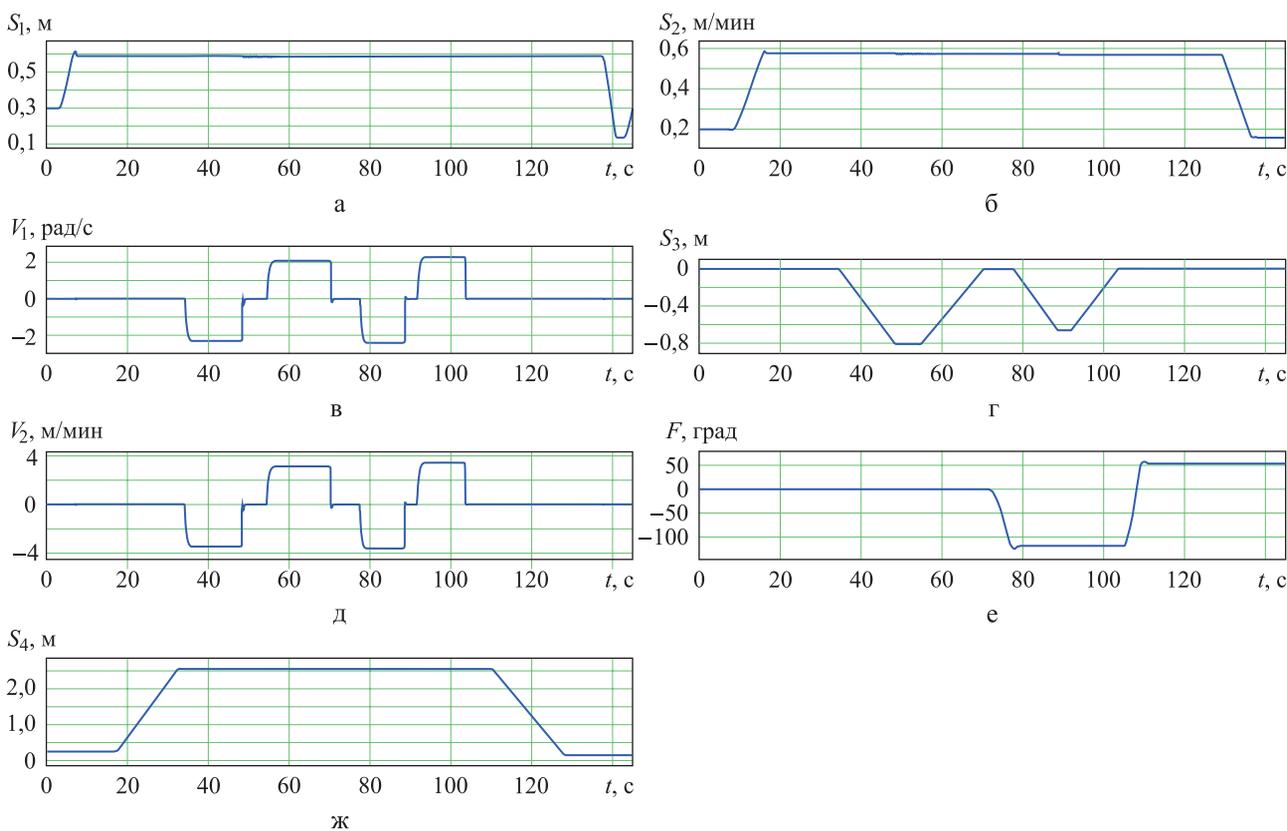
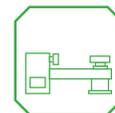


Рис. 11. Выходные характеристики работы системной модели КМУ:

а –  $S_1$ , перемещение штока в цилиндре стойки, м; б –  $S_2$ , перемещение штока в цилиндре стрелы, м; в –  $V_1$ , скорость навивки каната на барабан лебедки, рад/с; г –  $S_3$ , перемещение каната лебедки (опускание/подъем), м; д –  $V_2$ , скорость подъема каната лебедки, м/мин; е –  $F$ , угол поворота основания, град.; ж –  $S_4$ , перемещение штока в цилиндре телескопа, м



гидропривода (давление, расход), механической части (траектории перемещений, реакции в шарнирах, скорость подъема груза, нагрузочный момент от лебедки), электромагнитные характеристики и переходные процессы электропривода (силового контроллера и АД) до стадии натурных стендовых испытаний (и, соответственно, без возникающих реальных затрат на их проведение).

Таким образом, после проведения всего комплекса научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ были спроектированы, изготовлены и испытаны опытные образцы силового контроллера. На ПО управлением частотным преобразователем (силовым контроллером) получено свидетельство Роспатента о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016617322. По результатам испытаний опытных образцов силового контроллера погрешность математической модели электропривода составляет не более 5 % по сравнению с фактическими показателями. В процессе испытаний отмечался локальный перегрев корпуса силового контроллера, связанный как с особыми внешними условиями эксплуатации (в ограниченном термонагруженном отсеке), так и с отсутствием системы принудительного охлаждения (для охлаждения используется оребренный радиатор).

В дальнейшем силовой контроллер может применяться в составе мобильной ВТ, он отвечает требованиям комплексов государственных военных стандартов «Климат-6» и «Мороз-7» и имеет практические возможности для совершенствования и модификации. Следует также добавить, что изделия ВТ, для которых планируется введение данного силового контроллера, являются экспортными.

В «Перечне поручений по реализации Послания Президента РФ Федеральному собранию» от 5 декабря 2016 г. № Пр-2346 (п. 1 ж) указано, что Правительству Российской Федерации необходимо с учетом ранее данных поручений обеспечить увеличение

доли высокотехнологичной продукции гражданского и двойного назначения в общем объеме продукции, выпускаемой организациями оборонно-промышленного комплекса, к 2020 г. – не менее чем до 17 %, к 2025 г. – не менее чем до 30 %, к 2030 г. – не менее чем до 50 %.

В связи с этим предполагается модернизация разработанной системы управления АД для использования также в составе конверсионной ГТ. Кроме того, планируется модификация системы управления АД гидропривода КМУ для снижения пульсаций высших гармонических составляющих напряжений и токов с целью дальнейшего снижения энергопотребления и нагрева системы электропривода при работе как в составе ВТ, так и в составе ГТ.

#### Список литературы

1. *Лагерева И. А.* Сравнительный анализ гидравлических кранов-манипуляторов транспортно-технологических машин и гидравлических манипуляторов промышленных роботов // Научно-технический вестник БГТУ. 2016. № 3. С. 16–49.
2. *Попов Е. В., Онищенко Г. Б.* Частотно-регулируемый электропривод механизмов грузоподъемных кранов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2010. Вып. 3. С. 179–184.
3. *Бандурин Р. А.* Рынок кранов-манипуляторов в России // Проблемы современной экономики. 2015. № 26. С. 138–142.
4. *Шрейнер Р. Т.* Математическое моделирование электроприводов переменного тока с полупроводниковыми преобразователями частоты. Екатеринбург: УРО РАН, 2000. 654 с.
5. *Шрейнер Р. Т., Костылев А. В., Кривовяз В. К., Шилин С. И.* Электромеханические и тепловые режимы асинхронных двигателей в системах частотного управления. Екатеринбург: ГОУ ВПО РГППУ, 2008. 361 с.
6. *Терехов В. М., Осипов О. И.* Система управления электроприводов. М.: Академия, 2006. 304 с.

Поступила 04.10.18

---

**Шестаков Игорь Владимирович** – заместитель главного конструктора по науке и инновациям ОКБ Публичного акционерного общества «Машиностроительный завод имени М. И. Калинина», г. Екатеринбург.  
Область научных интересов: теория управления наукоемкими бизнес-процессами, математическое моделирование, динамика и прочность конструкций, регулируемый электропривод.



**Сафин Наиль Рамазанович** – кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор бюро расчетов и компьютерного моделирования ОКБ Публичного акционерного общества «Машиностроительный завод имени М. И. Калинина», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: математическое моделирование, динамика и прочность конструкций, регулируемый электропривод.

## **The experience of creating an asynchronous motor control system for the hydraulic drive of a crane-manipulator**

The study introduces a mathematical model of an asynchronous motor control system for a hydraulic drive of a crane-manipulator, the model being implemented in the *Matlab Simulink* package. The choice of the frequency of the pulse-width modulation and the components of the controlled electric drive depends on the load diagram and the characteristics of a new electric motor. The paper emphasizes some features of this choice and also demonstrates the output characteristics of the motor powered by a sinusoidal voltage source and a frequency converter, which is a source of modulated pulse-width voltage.

*Keywords:* asynchronous motor, frequency converter, controller, scalar control, pulse-width modulation.

**Shestakov Igor Vladimirovich** – Deputy Chief Designer for Science and Innovation, Public Joint-Stock Company “Kalinin machinery plant Yekaterinburg”, Yekaterinburg.

Science research interests: theory of science-based business process control, mathematical simulation, structural dynamics and integrity, controlled electric drive.

**Safin Nail Ramazanovich** – Candidate of Engineering Sciences, Leading Design Engineer, bureau of calculations and computer simulation, Public Joint-Stock Company “Kalinin machinery plant Yekaterinburg”, Yekaterinburg.

Science research interests: mathematical simulation, structural dynamics and integrity, controlled electric drive.



УДК 623.74.5

О. Ю. Жабунина, М. В. Никульшин, О. С. Путилин

## Транспортная авария самолета Ил-76ТД.

### Оценка нагруженности перевозимых грузов

Исследовано аварийное столкновение самолета Ил-76ТД, летящего со скоростью до 240 м/с, с преградой и состояние при этом перевозимых опасных грузов. По результатам расчетов, сопоставлений с имеющимися аналитическими решениями и данными по реальным авариям разработана расчетная модель самолета Ил-76ТД, отражающая его массо-габаритные и силовые характеристики, выполнены оценки параметров действующей на перевозимые грузы ударной нагрузки (импульса) и влияние на них материала преграды. Полученные параметры нагрузки являются базой для разработки упаковок, конструкции которых должны обеспечивать выполнение нормативных требований безопасности при транспортировании опасных грузов.

**Ключевые слова:** транспортирование, самолет Ил-76ТД, опасный груз, авария, столкновение с преградой, перегрузка, длительность, импульс.

При перевозке грузов к месту назначения может использоваться самолет Ил-76ТД. При этом не исключено возникновение аварийной ситуации, следствием которой – столкновение самолета с преградой. Если транспортируемый груз является опасным (далее – ОГ), т. е. содержит токсичные, взрывчатые или радиоактивные вещества, то вопрос о его состоянии в условиях интенсивных ударных воздействий важен с точки зрения безопасности окружающей среды. Характерной особенностью авиационных аварий является высокая скорость подлета к преграде. Так, в случае падения с крейсерского полета она может достигать 240 м/с. При этом материал поверхностей (преград), с которыми сталкивается самолет, может быть различным: глина, бетон, гранит, гравий и др. [1].

### Аналитическое решение задачи столкновения самолета с преградой

Впервые задачу удара самолета о преграду решил американский ученый Дж. Риера применительно к оценке состояния сооружений в случае падения на них самолета. Метод расчета заключался в том, что самолет схематизировался в виде жесткопластического стержня и в каждый момент времени разделялся на примыкающую к преграде смятую часть, скорость которой равна нулю, и часть, наследующую на преграду. Нагрузка, действующая на преграду при ударе самолета, определялась из выражения

$$R(t) = P[\xi(t)] + \dot{\xi}(t)^2 \mu[\xi(t)], \quad (1)$$

где  $P[\xi(t)]$  – предельная нагрузка разрушения самолета;

$\xi(t)$  – длина самолета, отсчитываемая от его носовой части;

$\mu[\xi(t)]$  – погонная масса самолета.

Верификация метода проводилась на основе результатов испытаний самолета *Phantom II* (подробнее испытания описаны в работе [2] и разделе «Влияние материала преграды на нагруженность транспортируемых самолетом грузов» настоящей статьи).

Метод расчета, разработанный Дж. Риерой, получил продолжение в работах отечественных ученых – А. Н. Бирбраера, А. Ю. Роледера и других, которые провели расчеты падений различных самолетов [2]. Самолет *Boeing 707*, для которого существует аналитический расчет, имеет наиболее близкие самолету Ил-76ТД массо-габаритные параметры. Так, длины самолетов *Boeing 707* и Ил-76ТД (рис. 1) соответственно равны 44,6 и 46,6 м, высоты – 12,8 и 14,8 м, максимальные взлетные массы – 200 и 210 т.

Результаты аналитических расчетов самолета *Boeing 707* приведены в работе [2] в виде графиков распределения погонной массы по длине самолета, а также реакции преграды для различных скоростей подлета самолета к преграде. По данным графикам проводилась верификация расчетной модели рассматриваемого в докладе самолета Ил-76ТД.

### Расчетная модель самолета Ил-76ТД

Расчетная модель самолета Ил-76ТД строилась на основе данных, имеющихся в открытых



а



б

Рис. 1. Изображения самолетов Boeing 707 (а) и Ил-76ТД (б)

источниках. При разработке модели ставилась цель максимального соблюдения ее массо-габаритных характеристик соответствующим параметрам самолета Ил-76ТД с максимальной загрузкой топливом.

Моделирование ОГ и элементов их крепления в самолете проводилось следующим образом. В носовой части грузового отсека самолета на длине около 4 м обычно устанавливаются деревянные ящики с документацией и дополнительными деталями. Указанные ящики моделируются одной коробчатой конструкцией со свойствами, соответствующими дереву. Далее через 2 м расположены три груза, заданные массо-габаритными макетами в виде кубов с размером стороны 1,5 м по 2 т каждый. В расчетах не учитывается возможность пластического деформирования ОГ и их разрушения, что позволяет получать более высокие расчетные перегрузки, чем ожидаются в аналогичной реальной ситуации. Предварительный анализ прочности элементов крепления типовых упаковок, которые имитируются при расчетах грузами, показал, что наиболее слабым элементом являются проушины. Разрушающая нагрузка для проушин оценивается около 100 кН. При этом высвобождение упаковок (грузов)

из элементов крепления прогнозируется при перегрузке около 10 ед.

Конечно-элементная модель (КЭМ) самолета (рис. 2) состоит из элементов оболочек с возможностью разрушения и удаления по достижении предельной деформации материала (высокопрочного алюминиевого сплава В95 [3]).

Тонкостенные подкрепления корпуса фюзеляжа с преимущественно открытыми профилями (стрингеры, шпангоуты), способные воспринимать относительно малые нагрузки и крутящие моменты при продольном смятии самолета, в расчетной модели не описывались, их влияние учитывалось эквивалентной толщиной оболочки фюзеляжа, при которой предельная нагрузка разрушения самолета (величина  $P[\xi(t)]$  в формуле (1)) соответствовала аналитической, полученной для аналогичного самолета.

Грузы моделировались твердотельными элементами. Узлы крепления – элементами стержня, работающего только на растяжение, с удалением при достижении разрушающего усилия. Преграда на первом этапе расчетов моделировалась абсолютно жесткой плоской поверхностью, расположенной со стороны носовой части самолета. На последующих этапах преграда представляла собой массивное тело (масса преграды более чем в 20 раз превышала массу самолета) со свойствами, соответствующими материалам возможных препятствий – гранит, глина, бетон, гравийно-галечник.

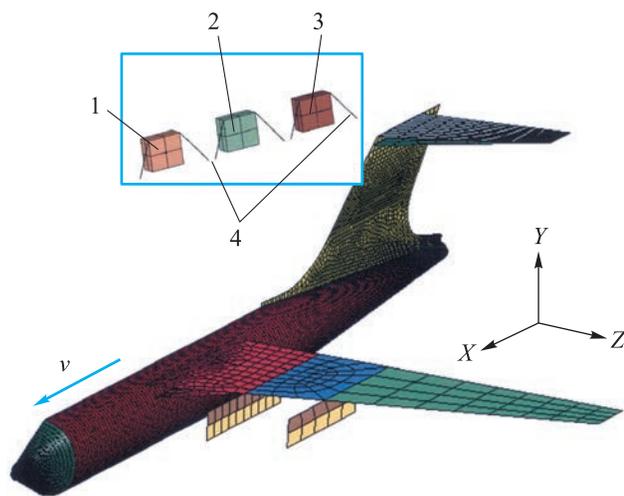


Рис. 2. КЭМ самолета Ил-76ТД с ОГ:

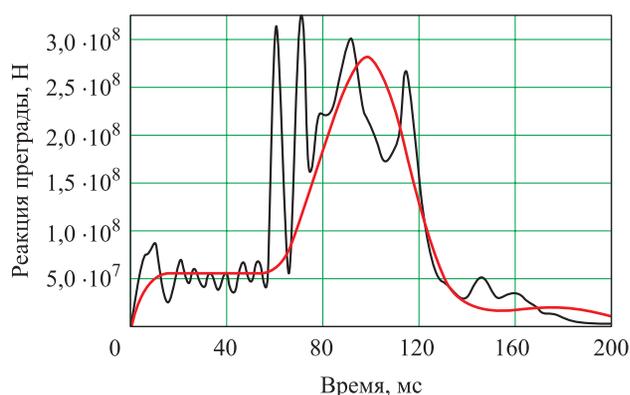
1 – груз 1; 2 – груз 2; 3 – груз 3; 4 – элементы швартовки



В связи с симметричностью расчетной схемы относительно плоскости  $XU$  рассматривалась половина самолета, отсеченная плоскостью симметрии. Нагружение – всем узлам модели задавалась начальная скорость  $v$ .

Верификация расчетной модели самолета Ил-76ТД проводилась путем сопоставления с аналитическим решением задачи столкновения самолета *Boeing 707* с преградой, а именно с реакцией преграды на фронтальный удар самолета, летящего со скоростью  $v = 100, 150, 200$  м/с. На рис. 3 приведены графики реакции преграды на удар самолета *Boeing 707* (аналитическое решение) и самолета Ил-76ТД (численное решение) для случая  $v = 200$  м/с. Сопоставление графиков позволило сделать следующие выводы:

- на всех графиках можно выделить 4 участка: начальный участок с нарастающей силой, обусловленный смятием конической носовой части фюзеляжа; второй участок с силой, близкой к постоянной, обусловленный смятием передней цилиндрической части фюзеляжа; третий участок переменной силы, характеризующийся подключением крыльев, ударами двигателей о преграду; четвертый участок с убывающей силой, обусловленный окончанием процесса торможения самолета;
- отличия наиболее динамичных третьих участков графиков связаны с тем, что численный расчет позволяет более точно описать сценарий нагружения, в то время как аналитическая оценка определяет реакцию преграды интегрально;
- максимальные значения реакции преграды отличаются не более чем на 15 %.



**Рис. 3.** Верификация КЭМ самолета Ил-76ТД с грузами (—) на основе аналитических расчетов аналогичного самолета – *Boeing 707* (—) [2]

По результатам верификации сделан вывод о том, что процесс нагружения преграды и торможения самолета описывается разработанной КЭМ корректно. Таким образом, данная КЭМ самолета Ил-76ТД (см. рис. 2) отражает его массо-габаритные параметры и силовую характеристику при ударе о преграду [2], она может быть использована для оценки нагруженности перевозимого ОГ в случае аварийного падения самолета.

### Результаты расчетов столкновения самолета с абсолютно жесткой преградой

На основе разработанной модели рассмотрены задачи столкновения самолета с абсолютно жесткой преградой на скорости от 90 до 240 м/с с углами подлета к преграде – от 0 до 90°. Подробнее результаты расчетов проанализированы в статье [4]. По результатам анализа был сделан следующий вывод: наиболее интенсивное воздействие на груз реализуется при фронтальном ударе самолета об абсолютно жесткую преграду со скоростью  $v = 240$  м/с, в этом случае максимальная перегрузка на грузе достигает  $3 \cdot 10^4$  ед.

### Влияние материала преграды на нагруженность транспортируемых самолетом грузов

Следующий этап расчетных исследований посвящен оценке влияния на нагруженность транспортируемых самолетом грузов материала преграды. Рассматривался фронтальный удар самолета о преграду со скоростью  $v = 240$  м/с. Характеристики материалов преграды (средние значения из работ [5–7]) приведены в табл. 1.

Для оценки правильности результатов численных расчетов предварительно были выполнены аналитические расчеты глубины проникания самолета в преграды ( $\Delta$ ). Этот параметр, наряду с деформированием самолета, может существенным образом повлиять на длительность ударного импульса, действующего на грузы в самолете. Также рассмотрены результаты имеющихся ударных испытаний самолета и реальных аварийных ситуаций.

1. Глубину проникания упругого стального ударника с конической формой накопечника в немерзлый ( $\Delta_{\text{нм}}$ ) и мерзлый грунт ( $\Delta_{\text{м}}$ ) можно оценить по эмпирическим формулам из статьи [8].



Таблица 1

Характеристики материалов преград

Параметр	Бетон	Глина	Гравий	Гранит
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	2200	1900	2150	2700
Модуль упругости, МПа	60 000	170	50	75 000
Модуль сдвига, МПа	24 000	64	19	30 000
Коэффициент Пуассона	0,18	0,4	0,3	0,2
Статический предел текучести, МПа	–	2,9	–	–
Статический предел прочности на растяжение, МПа	8	–	–	8
Статический предел прочности на сжатие, МПа	70	10	–	100
Статический предел прочности на сдвиг, МПа	10	–	–	10

Для самолета массой  $m = 2,1 \cdot 10^5$  кг с длинной конической части  $L_N = 3,5$  м и  $v = 240$  м/с получаем:  $\Delta_m = 13,4$  м,  $\Delta_{nm} \approx 80$  м.

Глубина растрескивания бетона, определенная по выражениям из работы [2], оценивается как  $\Delta_b \approx 5$  м.

Проведенные аналитические расчеты не учитывают деформирование ударника (самолета), поэтому полученные результаты можно считать верхней оценкой глубин внедрения самолета в преграды.

2. В 1988 г. в Сандийской национальной лаборатории (США) был проведен натурный эксперимент. Самолет *Phantom II* (масса 20 т) подвергался испытанию на фронтальное столкновение с преградой на скорости  $v = 215$  м/с [2].

Преграда представляла собой железобетонную плиту массой 470 т, установленную на аэростатических подшипниках. В результате удара самолета преграда сдвинулась на 1,83 м. Практически на всей передней поверхности преграды зафиксированы трещины с максимальной глубиной выкрашивания около 60 мм. По результатам эксперимента был сделан вывод, что 94 % кинетической энергии самолета *Phantom II* затрачено на его собственное разрушение, и только 6 % – на разрушение преграды.

3. Результаты аварийных падений различных самолетов (глубины воронок или борозд в грунте) по некоторым данным из открытых источников [9] приведены в табл. 2. В последнем столбце указана кинетическая

Таблица 2

Данные по аварийным падениям различных самолетов

Самолет (масса)	Условия аварии	Глубины воронок (борозд) в грунте $\Delta$ , м	Кинетическая энергия самолета при ударе, Дж
Истребитель МиГ-15 – самолет Ю. Гагарина (6 т)	Московская область, г. Щелково, 1968 г. Самолет упал с высоты около 5 км, под углом 40° врезался в землю на скорости около 190 м/с	2,5 (диаметр воронки 6 м)	$2,2 \cdot 10^8$
Ту-154 (104 т)	Иран, 2009 г. Самолет в результате отказа двигателя упал с высоты около 10 км и в момент удара о землю взорвался	10	$3,0 \cdot 10^9$
Ан-22 (200 т)	Тула, 2010 г. Самолет в результате отказа рулевого управления упал в лес. Скорость при ударе – около 104 м/с	Около 4 (диаметр воронки 22 м)	$1,1 \cdot 10^9$
Истребитель МиГ-29 (29,7 т)	Московская область, Воскресенский район, 2014 г. Самолет упал в песчаный грунт, скорость в момент столкновения около 300 м/с	4 (длина борозды 12 м)	$1,3 \cdot 10^9$
Су-24 (33,5 т)	Хабаровск, 2015 г. Самолет на этапе взлета врезался в землю на скорости около 200 м/с и взорвался	Около 20	$6,7 \cdot 10^8$



энергия самолета при подлете к преграде, рассчитанная по формуле  $K = mv^2 / 2$ .

Анализ данных расчетов, эксперимента и аварий позволяет сделать вывод, что при столкновении самолета с грунтом без последующего взрыва глубина внедрения может превышать 4 м, при ударе самолета о бетонную преграду ожидается ее растрескивание без значительных внедрений.

Далее проводится численный расчет фронтального столкновения самолета с преградой из различных материалов на скорости 240 м/с (без учета возможного взрыва).

Первый расчетный случай – фронтальное столкновение самолета с преградой из бетона со скоростью 240 м/с. На рис. 4 показано деформированное состояние КЭМ самолета с грузами на борту на различные моменты времени.

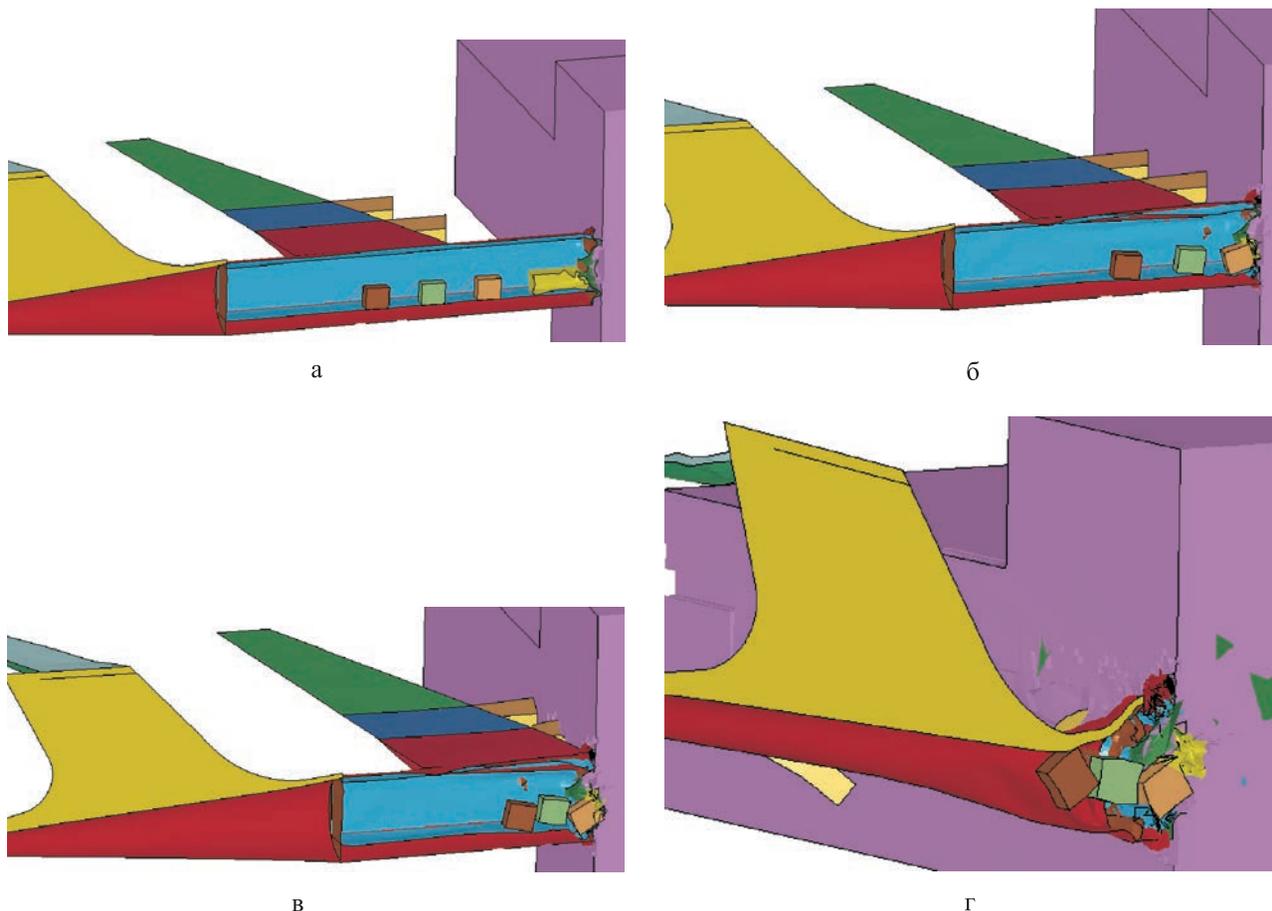
В процессе столкновения прежде всего происходит смятие и разрушение носовой части самолета, затем деформирование ци-

линдрической части фюзеляжа и грузового отсека, далее к процессу контакта с преградой подключаются крылья. В результате удара о преграду самолет полностью разрушается. В грузовом отсеке первой сминается деревянная коробка. Далее происходит обрыв элементов крепления грузов и их взаимодействие между собой и с элементами самолета. Максимальное ускорение грузов (центра масс) достигает  $150 \text{ мм/мс}^2$  ( $1,5 \cdot 10^4$  ед.) (рис. 5).

Аналогичные расчеты были проведены для случаев, когда материалом преграды являются глина, гранит или гравий. Результаты расчетов представлены в табл. 3.

По результатам расчетов фронтального столкновения самолета с преградами из различных материалов со скоростью 240 м/с сделаны следующие выводы:

- минимальные перегрузки на грузах, транспортируемых в самолете (от 5600 до 8800 ед.), максимальные глубины внедрений в преграду (от 6 до 8,5 м) и длительности им-



**Рис. 4.** Фронтальное столкновение самолета с бетонной преградой при  $v = 240$  м/с:  
а –  $t = 14$  мс; б –  $t = 44$  мс; в –  $t = 60$  мс; г –  $t = 140$  мс

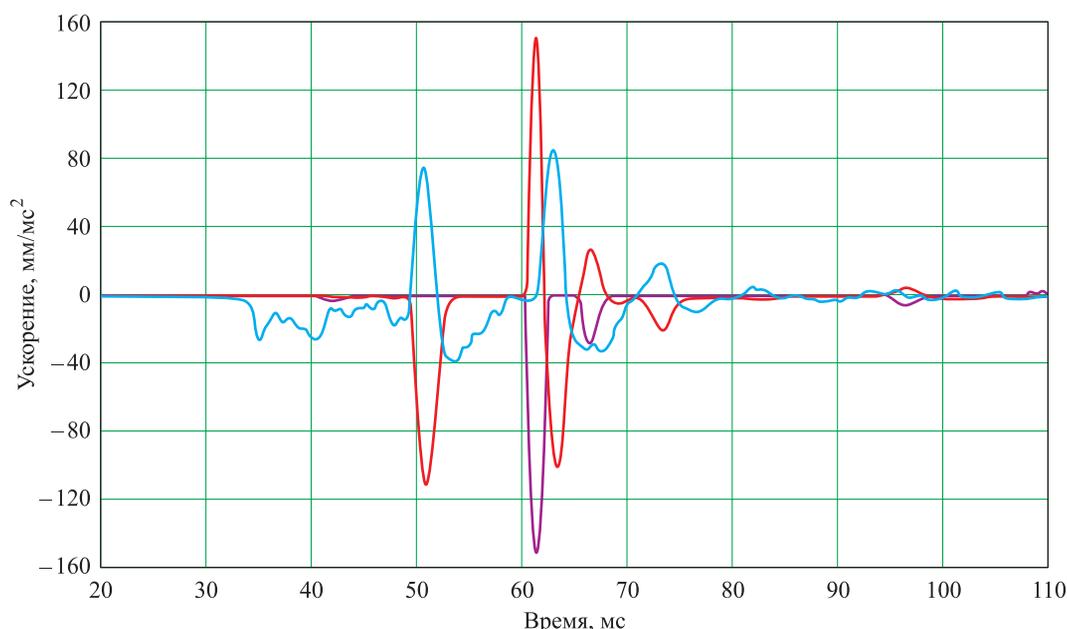


Рис. 5. Графики изменения ускорений грузов при ударе самолета о бетонную преграду:  
— груз 1; — груз 2; — груз 3

Таблица 3

Результаты расчетов фронтального удара самолета Ил-76ТД о преграды из различных материалов

Расчетный параметр	Бетон	Глина	Гравий	Гранит
Перегрузка на грузе 1, ед.	12 000	5600	5800	6200
Перегрузка на грузе 2, ед.	15 000	8300	7300	9200
Перегрузка на грузе 3, ед.	12 000	8800	6000	14 000
Длительность импульса, мс	3	4	4	3
Глубина внедрения в преграду, м	2	8,5	6	1,5

пульсов ( $\tau = 4$  мс) реализуются при ударе самолета о преграду из глины или гравия;

- максимальные перегрузки на грузах, достигающие  $1,5 \cdot 10^4$  ед., ожидаются при столкновении самолета с преградой из бетона или гранита. При этом реализуется минимальная длительность импульса ( $\tau = 3$  мс) и глубина внедрения в преграду (2 м).

#### Анализ результатов расчетов

Результаты численных расчетов представлены в виде маркеров на графике зависимости максимальной перегрузки на грузах в самолете от глубины внедрения самолета в преграду  $n^{\max}(\Delta)$  (рис. 6). График представляет собой убывающую функцию, которую на участке  $\Delta$  от 0,0002 до 8,5 м можно представить в виде логарифмической зависимости:

$$n^{\max} = -2 \cdot 10^3 \ln(\Delta) + 1,3 \cdot 10^4. \quad (2)$$

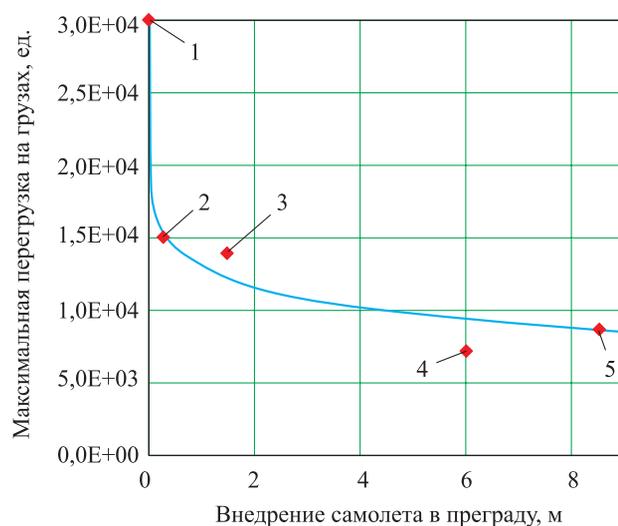


Рис. 6. График зависимости максимальной перегрузки на грузах от глубины внедрения самолета в преграду: 1 – абсолютно жесткая преграда; 2 – бетон; 3 – гранит; 4 – гравий; 5 – глина; ♦ – расчетные значения; — логарифмическая функция



Графики зависимостей максимальной перегрузки на грузах от времени  $n^{\max}(t)$ , полученные по результатам настоящих расчетов и из работы [4] для случая столкновения самолета с абсолютно жесткой преградой, приведенные к одному моменту достижения максимума, показаны на рис. 7. С целью сравнения с данными испытаний и расчетов по оценке состояния ОГ при автономном столкновении с преградой на скорости 90 м/с (согласно правилам безопасности при транспортировании радиоактивных материалов [10], сохранение герметичности при указанном испытании является критерием обеспечения безопасности при воздушной перевозке груза) на рис. 7 также приводятся соответствующие графики  $n^{\max}(t)$ .

Площади под кривыми  $n^{\max}(t)$  при переходе к зависимости силы от времени  $F(t)$  представляют собой значения импульсов силы ( $N$ ), действующих на грузы в процессе аварийного столкновения самолета с преградой:

$$N = \int_{t_1}^{t_2} F(t) dt. \quad (3)$$

Значения действующих на грузы импульсов, полученные по формуле (3), составили:

- при столкновении самолета со скоростью 240 м/с с абсолютно жесткой преградой  $N_{с.ж} = 4,33 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с}$  ;

- при столкновении самолета со скоростью 240 м/с с преградой из бетона  $N_{с.б} = 4,20 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с}$  ;

- при столкновении самолета со скоростью 240 м/с с преградой из глины, гравия  $N_{с.г} = 3,8 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с}$  ,  $N_{с.гр} = 3,5 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с}$  соответственно;

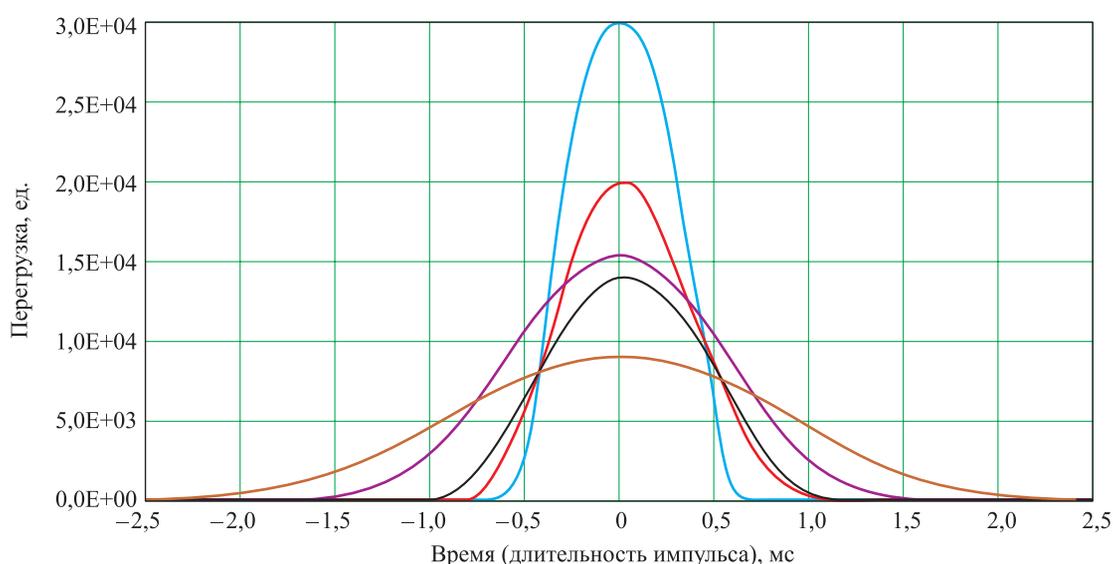
- при столкновении автономного груза с бетонной преградой  $N_{а.б} = 3,3 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с}$ .

Анализ результатов расчетов позволяет сделать следующие выводы:

- максимальное значение перегрузки, действующей на грузы в самолете, достигает  $1,5 \cdot 10^4$  ед. в случае столкновения самолета с бетонной или гранитной преградой. Если преграда представляет собой гравий или глину, перегрузка не превышает  $9 \cdot 10^3$  ед.;

- значения импульсов, действующих на грузы в самолете, при фронтальном столкновении с преградой на скорости 240 м/с в случае абсолютно жесткой преграды и бетонной преграды отличаются незначительно (на 4 %). Но увеличение длительности импульса способствует снижению амплитуды ускорения в 2 раза (в случае преграды из бетона) и более (в случае преграды из гравия или глины);

- максимальное значение перегрузки, действующей на груз при его ударе со скоростью  $v = 90 \text{ м/с}$  о бетонную преграду ( $1,4 \cdot 10^4$



**Рис. 7.** График зависимости максимальной перегрузки на грузах от длительности ударного импульса: — удар самолета в абсолютно жесткую преграду,  $v = 240 \text{ м/с}$  (расчет); — удар самолета в бетонную преграду,  $v = 240 \text{ м/с}$  (расчет); — удар автономной упаковки в бетон,  $v = 90 \text{ м/с}$  (эксперимент); — удар автономной упаковки в бетон,  $v = 90 \text{ м/с}$  (расчет); — удар самолета в преграду из глины



ед.), близко соответствующему значению перегрузки на грузе в самолете при  $v = 240$  м/с ( $1,5 \cdot 10^4$  ед.). При этом величина импульса силы, действующего на груз, в последнем случае за счет большей длительности выше на 20 %.

### Заключение

На основании разработанной и верифицированной КЭМ самолета Ил-76ТД рассмотрены задачи фронтального столкновения самолета с грузами на борту на скорости 240 м/с с преградой из различных материалов. По результатам расчетов сделаны следующие выводы:

- учет реальных свойств преграды существенно влияет на уровень нагруженности перевозимого в самолете груза, зависимость максимальной перегрузки на грузах от глубины внедрения самолета в преграду удовлетворительно описывается зависимостью  $n^{\max} = -2 \cdot 10^3 \ln(\Delta) + 1,3 \cdot 10^4$ ;

- максимальное значение перегрузки на грузах достигает  $n^{\max} = 1,5 \cdot 10^4$  ед. в случае фронтального столкновения самолета с массивной преградой из бетона или гранита; если преграда представляет собой гравий или глину, величина перегрузки не превышает  $9 \cdot 10^3$  ед.;

- максимальное значение перегрузки, действующей на автономный груз при его ударе со скоростью  $v = 90$  м/с в бетонную преграду ( $1,4 \cdot 10^4$  ед.), близко соответствующему значению перегрузки на грузе в самолете при  $v = 240$  м/с ( $1,5 \cdot 10^4$  ед.);

- полученные параметры нагрузки являются базой для разработки упаковок, конструкции которых должны обеспечивать выполнение нормативных требований безопасности при транспортировании опасных грузов.

### Список литературы

1. Жабунина О. Ю., Никульшин М. В., Путилин О. С. Анализ аварийных ситуаций при транспортировании самолетом Ил-76 // Сборник докладов на XVII сессии отраслевой мо-

лодежной школы-семинара «Промышленная безопасность и экология». Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2017. С. 120–124.

2. Бирбраер А. Н., Роледер А. Ю. Экстремальные воздействия на сооружения. СПб.: Атомэнергопроект, 2009. 600 с.

3. Александров В. Г. Справочник по авиационным материалам. М.: Транспорт, 1972. 328 с.

4. Жабунина О. Ю., Натыйчик Н. М., Никульшин М. В., Путилин О. С. Оценка нагруженности груза с грузами при транспортной аварии самолета Ил-76 // Сборник докладов на XV сессии отраслевой молодежной школы-семинара «Промышленная безопасность и экология». Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2015. С. 102–105.

5. Справочник физических констант горных пород. М.: Мир, 1969. 542 с.

6. Булычев Н. С. Механика подземных сооружений. М.: Недра, 1994. 382 с.

7. ГОСТ 26633–91. Бетоны тяжелые и мелкозернистые. Технические условия. URL: <http://docs.cntd.ru/document/9052221> (дата обращения 12.07.2017).

8. Глазова Е. Г., Зефирова С. В., Кочетков А. В., Крылов С. В. Численное моделирование процессов нормального удара и проникания осесимметричного тела в мерзлый грунт // Механика твердого тела. 2015. № 5. С. 46–48.

9. Катастрофы самолетов // Авиапорт. Дайджест. URL: <https://www.aviaport.ru/digest/2004/05/18/78066.html> (дата обращения 12.07.2017).

10. Правила безопасности при транспортировании радиоактивных материалов НП-053-16: Федеральные нормы и правила в области использования атомной энергии. М.: Федеральная служба по экологическому, технологическому и атомному надзору, 2016. 71 с.

Поступила 21.03.18

**Жабунина Ольга Юрьевна** – кандидат технических наук, начальник группы Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: безопасность транспортирования радиоактивных материалов, обоснование прочности упаковок с опасными грузами.



**Никульшин Максим Викторович** – кандидат технических наук, начальник отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: координирование прочностных и тепловых расчетов специзделий, а также взрыво-защитных камер и устройств при взрывном нагружении.

**Путилин Олег Сергеевич** – кандидат технических наук, заместитель начальника отделения Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: курирование работ по направлению прочности, стойкости, надежности и безопасности изделий при механическом, тепловом и ионизирующем воздействиях.

## **И-76TD air crash.**

### **Aircraft loading evaluation**

The purpose of the paper was to study the accidental collision of the И-76TD aircraft flying at speeds of up to 240 m/s with an obstacle, and the condition of dangerous goods being transported. According to the results of calculations, comparisons with the available analytical solutions and data on real accidents, we developed a prediction model of the И-76TD aircraft, the model reflecting the aircraft mass-dimensional and power characteristics. Furthermore, we estimated the parameters of the load pulse acting on the transported cargo and the impact of the obstacle material on them. The resulting load pulse parameters are the basis for the development of packaging, the design of which should ensure compliance with regulatory safety requirements for the transport of dangerous goods.

*Keywords:* transportation, И-76TD aircraft, dangerous cargo, air crash, collision with obstacle, g-load, duration, impulse.

**Zhabunina Olga Yurievna** – Candidate of Engineering Sciences, Group Director, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: safety of radioactive materials transportation, justification of the strength of packages with dangerous goods.

**Nikulshin Maksim Viktorovich** – Candidate of Engineering Sciences, Head of Department, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: coordination of strength and thermal calculations of special products, as well as explosion containment rooms and devices during explosive loading.

**Putilin Oleg Sergeevich** – Candidate of Engineering Sciences, Deputy Head of Department, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: supervision of work on strength, durability, reliability and safety of products under mechanical, thermal and ionizing effects.

УДК 519.714+519.715+681.518

Н. А. Первушина, Д. Е. Доновский, А. Н. Хакимова

## Разработка методики синтеза нейро-нечеткого регулятора с настройкой генетическим алгоритмом

Приведена методика синтеза нейро-нечеткого регулятора с настройкой генетическим алгоритмом для динамического объекта управления. Разработаны алгоритм синтеза регулятора и генетический алгоритм настройки его параметров. Апробация методики проведена на классической задаче стабилизации вертикального маятника на подвижной тележке. Полученные результаты подтверждают работоспособность методики и позволяют сделать вывод о том, что нейро-нечеткий регулятор при соответствующей настройке обеспечивает высокое качество работы системы стабилизации, в том числе и при наличии случайных возмущений на динамический объект.

**Ключевые слова:** нечеткий регулятор, нейро-нечеткий регулятор, генетический алгоритм, формальный нейрон, система стабилизации.

### Введение

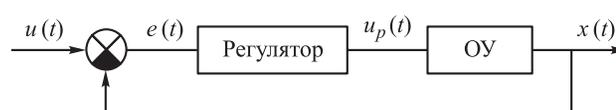
Необходимость решения актуальных задач автоматического управления динамическими объектами, в частности беспилотными летательными аппаратами, при действии различного рода случайных возмущений в настоящее время все чаще требует применения интеллектуальных методов математического моделирования, таких как нечеткая логика, генетические алгоритмы (ГА), нейронные сети. Объединение нейронных сетей, ГА и нечетких алгоритмов позволяет решать задачи различной сложности и неопределенности (по исходным данным), но самое важное – они становятся универсальным инструментом для обработки неточной, неполной или нечеткой информации [1].

Применение интеллектуальных методов при построении систем управления позволяет существенно снизить влияние неопределенности на качество систем управления, а также компенсировать недостаток априорной информации на этапе проектирования систем [2].

В настоящей статье представлена методика разработки нейро-нечеткого регулятора (НР) с настройкой его параметров ГА. ННР и работоспособность ГА для его настройки протестированы в рамках решения классической модельной задачи стабилизации динамического объекта – вертикальный маятник на подвижной тележке.

### Постановка задачи

Рассматривается замкнутая система управления динамическим объектом (рис. 1) – система стабилизации (СС) [3].



**Рис. 1.** Замкнутая система управления с регулятором в прямой цепи:

ОУ – динамический объект управления;  $u(t)$  – заданное управление;  $e(t)$  – ошибка управления (расхождение),  $e(t) = u(t) - x(t)$ ;  $u_p(t)$  – сигнал управления с выхода регулятора;  $x(t)$  – выходное значение СС

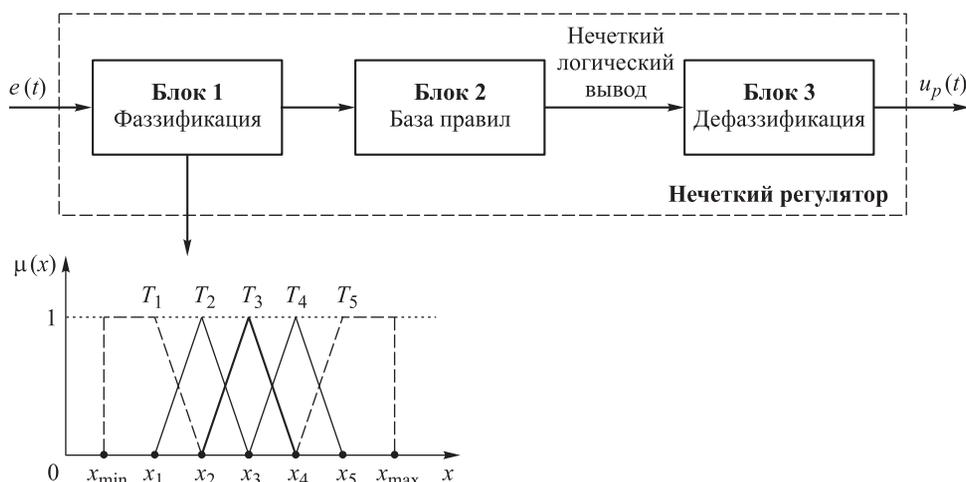
Для синтеза математической модели ННР с настройкой ГА в СС со структурой, представленной на рис. 1, предлагается следующий алгоритм.

### Алгоритм синтеза математической модели ННР с настройкой ГА

**Этап 1.** Построение математической модели ОУ и решение задачи синтеза регулятора классическим методом. Предварительно необходимо выбрать структуру регулятора (П-, ПИ-, ПИД-регуляторы [3] и др.), а далее рассчитать или подобрать его коэффициенты.

**Этап 2.** Проведение тестирования построенной СС (этап 1) в диапазоне возможных режимов работы и подтверждение устойчивости. Получение обучающей выборки для выполнения процедуры синтеза нечеткого регулятора (НР).

**Этап 3.** Принятие решения о структуре НР (в простейшем случае это будет структура один вход – один выход). Осуществление вы-



**Рис. 2.** Структура нечеткого регулятора и терм-множество для описания входных и выходных переменных НР:  $\mu(x)$  – функция принадлежности каждого из термов (гранул);  $T_1, T_2, \dots, T_5, [x_{\min}, x_{\max}]$  – область определения терм-множества,  $x_1, x_2, \dots, x_5$  – границы термов (определяются по данным обучающей выборки)

бора лингвистического описания для входной (входных) и выходной переменной НР (фаззификация [4]). На рис. 2 приведена структура НР один вход – один выход. В структуре показаны три необходимых для работы НР функциональных блока.

В блоке «фаззификация» содержится нечеткое описание входного  $e(t)$  и выходного параметра  $u_p(t)$  в виде терм-множества лингвистических переменных. Каждый из параметров обозначим обобщенно  $x$ , а пример терм-множества показан на рис. 2. Степень гранулированности информации (количество термов) определяется экспертом исходя из особенностей решения задачи.

*Этап 4.* На основании данных обучающей выборки (табл. 1) составляются схемы логических выводов в нечеткой базе правил в соответствии с лингвистическим описанием этапа 3. Общий вид логических выводов следующий:

$$\text{если } e(t) = T_i, \text{ то } u_p(t) = T_j, \quad (1)$$

где  $T_i$  – терм входной переменной;  
 $i = 1, 2, \dots, n$  – число термов входной переменной;

$T_j$  – терм выходной переменной,  
 $j = 1, 2, \dots, m$  (число термов выходной переменной).

*Этап 5.* Выбор вида дефаззификации результата нечеткого вывода. Наиболее часто используется метод центра тяжести [4].

*Этап 6.* Проведение тестирования СС с НР. Дается заключение об устойчивости.

Таблица 1

Обучающая выборка

Регистрируемые сигналы контура СС	Значения сигналов, зафиксированные в момент времени $t$				
	Ошибка СС, $e(t)$	$e_1(t)$	$e_2(t)$	$\dots$	$e_i(t)$
Сигнал управления, $u_p(t)$	$u_{p1}(t)$	$u_{p2}(t)$	$\dots$	$u_{pi}(t)$	$\dots$
Примечание. $t$ – начальный момент времени и (или) время, соответствующее наступлению установившегося режима работы СС.					

Если СС с НР окажется неустойчивой, то корректируются границы термов  $x_1, x_2, \dots, x_{n(m)}$  до получения устойчивой СС.

*Этап 7.* Разработка ГА для настройки параметров НР в рамках стандартного процесса получения оптимального решения [1]:

- 1) формирование начальной популяции;
- 2) появление текущей популяции;
- 3) работа генетических операторов;
- 4) появление новых хромосом (переход на этап 2);
- 5) проверка условия остановки;
- 6) остановка эволюции;
- 7) оптимальное решение.

Формирование начальной популяции выполняется на этапе 3 – границы термов входных и выходных переменных. Условие остановки работы ГА в рамках функционирования СС предлагается выбрать в виде интегрального критерия качества [3]:

$$\text{ИКО} = \int_0^T e^2(t) dt. \quad (2)$$

*Этап 8.* Проведение тестирования ГА настройки параметров НР (границ термов). Для этого выбирается тестовое управление  $u(t)$  на входе СС и выполняется настройка параметров НР относительно установленных на этапе 6 значений границ в заданных диапазонах их вариаций. Результат тестирования должен показать корректность работы ГА, т. е. последовательное приближение к оптимальному решению – набору параметров НР.

*Этап 9.* Настройка параметров НР с помощью ГА для заданного вида входного воздействия  $u(t)$ .

*Этап 10.* Введение в НР одного формального нейрона, позволяющего при построении результирующего вывода задавать вес каждого правила. В результате появляется структура ННР. Схематично процедура построения результирующего вывода для базы из пяти правил представлена на рис. 3.

Аргумент функции активации  $g$  определяется по формуле

$$g(x_k) = \sum_{j=1}^m a_j \mu_j(x_k), \quad \forall x_k \in [x_{\min}, x_{\max}]. \quad (3)$$

*Этап 11.* Тестирование ННР при единичных весах правил  $a_j = 1 (j = \overline{1,5})$ . Если результаты тестирования совпадают с результатом этапа 9, то подбираются  $a_j$  в интервале от 0

до 1 таким образом, чтобы по критерию (2) результат работы СС для заданного вида входного воздействия  $u(t)$  оказался лучше, чем на этапе 9, либо делается вывод о невозможности дальнейшего улучшения качества работы СС.

**Решение задачи синтеза математической модели ННР с настройкой ГА**

Предложенный в статье алгоритм успешно апробирован при решении задачи стабилизации вертикального маятника на подвижной тележке.

Задача стабилизации вертикального маятника – классическая проблема в сфере автоматического управления и широко используется как эталон для тестирования алгоритмов управления. Вследствие простоты интерпретации параметров и нелинейности данная задача часто применяется в качестве тестового объекта, на котором демонстрируется функционирование различных регуляторов.

Авторы статьи также использовали описанную задачу для тестирования функционирования ННР с настройкой ГА при решении задачи стабилизации положения неустойчивого динамического объекта (вертикального маятника).

Вертикальный маятник представляется в виде легкого жесткого стержня длиной  $2l$  с точечной массой  $m$  на конце, его основание закреплено по центру тележки массой  $M$ . Коэффициент вязкого трения при движении тележки –  $b$ ;  $\vec{F}$  – сила, прикладываемая к тележке

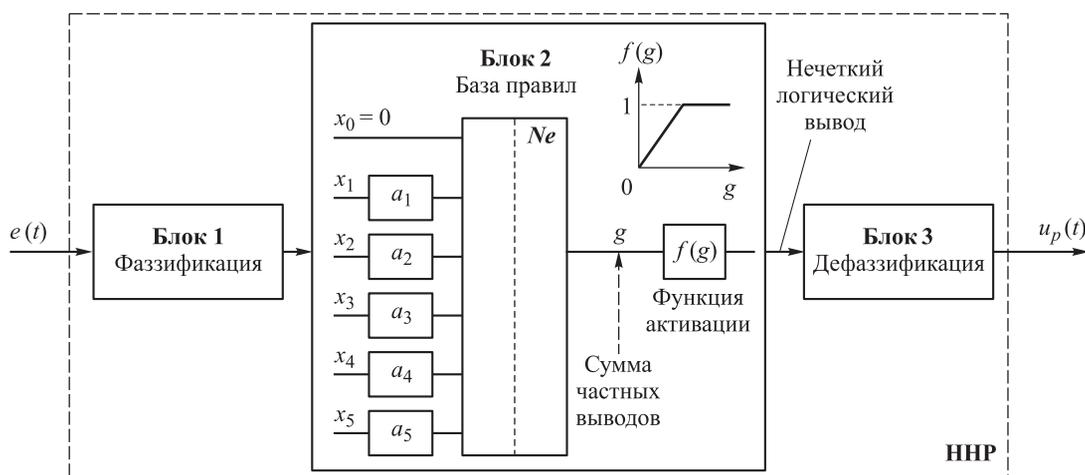


Рис. 3. Структура ННР:

$x_0$  – начальное состояние нейрона;  $x_1, \dots, x_5$  – выходные переменные базы правил;  $a_1, \dots, a_5$  – веса правил;  $Ne$  – формальный нейрон;  $f(g)$  – функция активации нейрона;  $g$  – аргумент функции активации



ке (управление);  $x$  – координата тележки;  $\theta$  – угол отклонения маятника от вертикали [5, 6].

Уравнения движения вертикального маятника на тележке имеют вид

$$(M + m)\ddot{x} + b\dot{x} - ml\ddot{\theta}\cos\theta + ml\dot{\theta}\sin\theta = F; \quad (4)$$

$$l\ddot{\theta} - g\sin\theta = \ddot{x}\cos\theta. \quad (5)$$

Поскольку цель СС – удерживать маятник вертикально, то данные нелинейные уравнения можно линеаризовать в окрестности точки  $\theta = 0$ ,  $\dot{\theta} = 0$ ,  $\ddot{\theta} = 0$  и построить математическую модель ОУ по углу отклонения маятника  $\theta$  в форме передаточной функции:

$$W_F^\theta(p) = \frac{B_1 p}{p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0}, \quad (6)$$

где  $B_1 = \frac{1}{lM}$ , 1/(м·кг);

$$A_2 = \frac{b}{M}, \text{ м/кг};$$

$$A_1 = -\frac{g(m+M)}{lM}, \text{ 1/с}^2;$$

$$A_0 = -\frac{gb}{lM}, \text{ м/(с}^2 \cdot \text{кг)}.$$

ОУ с передаточной функцией (6) неустойчив по критерию Гурвица, так как среди коэффициентов характеристического уравнения (знаменатель в формуле (6)) есть отрицательные значения [3]. Для обеспечения устойчивости ОУ построим систему стабилизации с единичной обратной связью и ПИД-регулятором в прямой цепи управления (см. рис. 1). В данном случае:  $u(t) = \theta_{\text{зад}}$  (заданное значение угла отклонения маятника при стабилизации),  $e(t) = \Delta\theta$  (отклонение от  $\theta_{\text{зад}}$ ),  $u_p(t) = F$  (сила, прикладываемая к тележке),  $x(t) = \theta$  (фактический угол отклонения маятника).

Устойчивость и быстродействие математической модели ОУ (6) обеспечивается ПИД-регулятором с коэффициентами  $K_d$ ,  $K_i$  и  $K$ :

$$W_{\text{ПИД-рег}}(p) = K + K_d p + K_i \frac{1}{p}. \quad (7)$$

С помощью построенной СС получим обучающую выборку для синтеза математической модели НР. В качестве тестовых входных воздействий выбраны: ступенчатое воздей-

ствие  $1(t)$  заданной амплитуды  $\theta_{\text{зад}}$  и гармоническое воздействие  $\theta_{\text{зад}} \sin(\omega t)$  с  $\omega = 1, 1/\text{с}$ .

Этапы 1 и 2 алгоритма синтеза ННР с настройкой ГА выполнены.

Этап 3 работы алгоритма синтеза связан с выбором структуры НР. Ограничимся простой структурой один вход – один выход. НР в контуре СС вертикального маятника на тележке должен по значениям параметра входного сигнала  $\Delta\theta$  формировать на выходе сигнал управления  $F$ , который далее поступает на ОУ и изменяет значение угла  $\theta$  в сторону заданного значения  $\theta_{\text{зад}}$ .

Структура разрабатываемого НР соответствует схеме, показанной на рис. 1. В блоке «фаззификация» содержится нечеткое описание входного параметра  $\Delta\theta$  и выходного параметра  $F$  в виде терм-множества лингвистических переменных (см. рис. 2), каждая из которых соответствует одному из уровней сигнала: Н – нулевой, ПМ – положительный маленький, ОМ – отрицательный маленький, ПБ – положительный большой, ОБ – отрицательный большой. Параметры нечетких переменных, соответствующие каждому из описаний, определяются по обучающей выборке (табл. 2).

Таблица 2

Обучающая выборка

$\theta_{\text{зад}}$ , град	$\theta_{\text{зад}} \cdot 1(t)$		$\theta_{\text{зад}} \sin(\omega t)$ , $\omega = 1, 1/\text{с}$
	$F_{t_0}$ , Н	$F_{\text{уст}}$ , Н	$ F_{\text{max}} $ , Н
89,9	707	-23,1	24,5
80	628	-20,5	21,8
70	550	-18	19,1
60	470	-15,4	16,3
50	393	-12,8	13,6
40	314	-10,3	10,9
30	235	-7,7	8,2
20	157	-5,1	5,5
10	78,5	-2,6	2,7
5	39,3	-1,3	1,4
0,5	3,9	-0,1	0,14

Примечание. При отрицательных значениях  $\theta_{\text{зад}}$  результат симметричный.

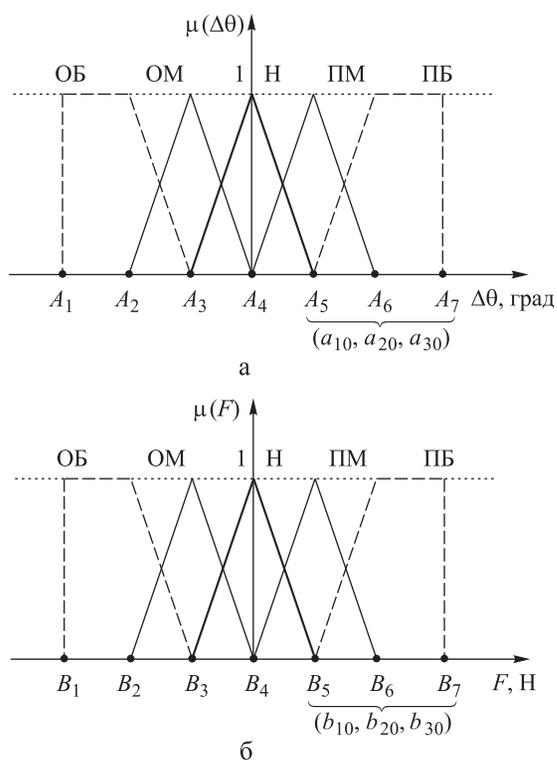


Рис. 4. Терм-множества входных (а) и выходных (б) параметров НР

Обозначим диапазоны возможных значений для границ лингвистических термов входных и выходных параметров в соответствии с результатами моделирования, представленными в табл. 2. Так, например, для малого значения входного воздействия  $\Delta\theta$  (терм ПМ) от 0 до  $30^\circ$  выходной параметр  $F$  варьируется от  $-7,5$  до  $235$  Н. В соответствии с этой логикой графически термы представлены на рис. 4, а диапазоны для границ термов описаны следующими выражениями:

$$0 \leq a_{10} \leq 30; \quad 30 \leq a_{20} \leq 60; \quad 60 \leq a_{30} < 90; \quad (8)$$

$$\begin{aligned} [0...3] \leq b_{10} \leq [-7,5...235]; \\ [-7,5...235] \leq b_{20} \leq [-15...470]; \\ [-15...470] \leq b_{30} \leq [-23...700]. \end{aligned} \quad (9)$$

Для проведения анализа работы НР в СС вертикального маятника на тележке без настройки установим базовые (начальные) значения границ лингвистических термов входных и выходных параметров в виде средних значений в рамках принятых диапазонов:

$$a_{10} = 15^\circ, \quad a_{20} = 45^\circ, \quad a_{30} = 75^\circ, \quad b_{10} = 60 \text{ Н},$$

$$b_{20} = 170 \text{ Н}, \quad b_{30} = 285 \text{ Н}. \quad (10)$$

В блоке правил каждое логическое правило должно формировать вывод в виде нечеткого описания переменной  $F$ , соответствующей каждой возможной входной переменной  $\Delta\theta$ .

База правил в системе нечеткого логического вывода с учетом описания входной переменной  $\Delta\theta$  и выходного параметра  $F$  (см. рис. 4) представлена в табл. 3.

Таблица 3

База правил НР

Входной и выходной сигналы нечеткого регулятора	Номер правила				
	1	2	3	4	5
$\Delta\theta$	ОБ	ОМ	Н	ПМ	ПБ
$F$	ПБ	ПМ	Н	ОМ	ОБ

Для построения нечеткого вывода в НР выбран механизм Мамдани в связи с тем, что он наиболее широко используется при построении регуляторов в технических системах. Дефазификация выполняется по методу центра тяжести [5]. Этапы 3–5 алгоритма синтеза ННР с настройкой ГА выполнены.

Для проведения тестирования работы СС с НР (этап 6) был разработан программный модуль НР, преобразованный к виду функционального блока СС, входами которого являются массивы параметров термов:

$$\begin{aligned} A_0[7] &= [A_1 \ A_2 \ A_3 \ A_4 \ A_5 \ A_6 \ A_7], \\ B_0[7] &= [B_1 \ B_2 \ B_3 \ B_4 \ B_5 \ B_6 \ B_7]. \end{aligned} \quad (11)$$

Тестирование работы СС с НР показало, что система с НР без настройки устойчива.

Для настройки параметров НР был разработан ГА. Порядок работы генетического алгоритма следующий.

1. Формирование начальной популяции. Начальная популяция формируется из начальных данных (11) с учетом симметричности описания лингвистических термов (см. рис. 4).

Для входных и выходных переменных НР начальные популяции хромосом имеют вид

$$(a_{10}, a_{20}, a_{30}), \quad (b_{10}, b_{20}, b_{30}). \quad (12)$$



В соответствии с хромосомами (12) вычисляется значение функции пригодности (ФП) по формуле (2).

2. Определение диапазонов значений для генов. Предполагается, что значение каждого гена в хромосомах (12) является числом в заданных интервалах:

$$a_1^{\min} \leq a_1 \leq a_1^{\max}, \quad a_2^{\min} \leq a_2 \leq a_2^{\max},$$

$$a_3^{\min} \leq a_3 \leq a_3^{\max}; \quad (13)$$

$$b_1^{\min} \leq b_1 \leq b_1^{\max}, \quad b_2^{\min} \leq b_2 \leq b_2^{\max},$$

$$b_3^{\min} \leq b_3 \leq b_3^{\max}. \quad (14)$$

Случайный выбор значений из интервалов (13), (14) формирует новую хромосому.

3. Создание популяции. Случайным образом в рамках диапазонов значений (13), (14) генерируются по 3 хромосомы типа (12). Пример формирования хромосом приведен в табл. 4.

Таблица 4

Исходные данные для формирования текущей популяции

Номер хромосомы	Обозначение хромосомы	
	$(a_1, a_2, a_3)$	$(b_1, b_2, b_3)$
1	$a_1 = (a_{11}, a_{21}, a_{31})$	$b_1 = (b_{11}, b_{21}, b_{31})$
2	$a_2 = (a_{12}, a_{22}, a_{32})$	$b_2 = (b_{12}, b_{22}, b_{32})$
3	$a_3 = (a_{13}, a_{23}, a_{33})$	$b_3 = (b_{13}, b_{23}, b_{33})$

Поскольку хромосома  $a$  отвечает за формирование входных переменных НР, а хромосома  $b$  – за формирование выходных, то из представленных в табл. 4 хромосом формируются 9 сочетаний (каждая с каждой).

4. Оценка степени пригодности текущей популяции. Признак пригодности хромосомы определяется следующим образом:

$$\text{если } I_0 < I_{ij}, \text{ то } k_{ij} = 1 \quad (i = \overline{1,3}, j = \overline{1,3}). \quad (15)$$

В противном случае  $k_{ij} = 0$ .

Коэффициент выживаемости определяется так:

$$\text{если } k_{ij} = 1, \text{ то } \Delta_n = I_0 - I_{ij}, \text{ где } n = \overline{1,9}. \quad (16)$$

В противном случае  $\Delta_n = 0$ .

5. Вычисление процента выживаемости. Так как задача состоит в том, чтобы по признаку пригодности отобрать хромосомы популяции с наибольшим коэффициентом выживаемости, то процент выживаемости рассчитывается по следующему выражению:

$$B_n = \left( \Delta_n / \sum_{n=1}^9 \Delta_n \right) \cdot 100\%. \quad (17)$$

Представляя колесо рулетки, разбитое на доли в процентах для каждой хромосомы, необходимо «крутить» его по 2 раза для каждой пары (отец-мать). Выбранные таким образом 3 пары сочетаний хромосом являются пока лишь хромосомами-кандидатами для следующей популяции. Прежде чем их действительно скопировать в новую популяцию, эти хромосомы должны подвергнуться кроссинговеру и мутации [1]. В настоящем алгоритме процесс мутации не применяется.

6. Построение новой популяции хромосом. Пусть на предыдущем шаге выбраны пары сочетаний хромосом, представленные в табл. 5.

Таблица 5

Пример формирования новой популяции

Сочетание хромосом	Номер сочетания	Сочетание
Для отца	7	$a_3 b_1$
	5	$a_2 b_2$
	7	$a_3 b_1$
Для матери	5	$a_2 b_2$
	1	$a_1 b_1$
	7	$a_3 b_1$

7. Выполнение операции кроссинговера. Операция применяется к хромосомам, прошедшим отбор в новую популяцию (см. табл. 5). Для выполнения кроссинговера разделим сочетания хромосом на входные и выходные. Первую часть хромосомы-потомка всегда формирует хромосома-отец, а вторую – хромосома-мать.

Аналогично данным табл. 6 формируются потомки хромосомы  $b$  – это  $b_s^{\Pi}$  ( $s = \overline{1,4}$ ). Далее на основе полученных данных строятся сочетания  $(a_m^{\Pi}, b_s^{\Pi})$ , где  $m = \overline{1,4}$ ,  $s = \overline{1,4}$  и снова вычисляется пригодность найденных решений.

Таблица 6

Пример операции кроссинговера

Хромосома <i>a</i> -отец	Хромосома <i>a</i> -мать	Хромосома <i>a</i> -потомок
$a_{13}   a_{23}, a_{33}$	$a_{12}   a_{22}, a_{32}$	$a_1^П = (a_{13}, a_{22}, a_{32})$
$a_{13}, a_{23}   a_{33}$	$a_{12}, a_{22}   a_{32}$	$a_2^П = (a_{13}, a_{23}, a_{32})$
$a_{12}   a_{22}, a_{32}$	$a_{11}   a_{21}, a_{31}$	$a_3^П = (a_{12}, a_{21}, a_{31})$
$a_{12}, a_{22}   a_{32}$	$a_{11}, a_{21}   a_{31}$	$a_3^П = (a_{12}, a_{22}, a_{31})$
$a_{13}   a_{23}, a_{33}$	$a_{13}   a_{23}, a_{33}$	$a_4^П = (a_{13}, a_{23}, a_{33})$

Шаги алгоритма выполняются до тех пор, пока не будет найдено минимальное значение интегрального критерия (2), т. е. для всех сочетаний хромосом, и признак пригодности  $k$  не станет равен 0 для всех потомков.

Работоспособность разработанного ГА проверена на СС вертикального маятника на тележке. Пример процесса оптимизации параметров НР с помощью ГА представлен в табл. 7.

На шаге  $i = 0$  (до начала работы ГА) границы термов соответствуют начальным значениям (10), (11). При  $i = 1$  (первый шаг работы ГА) границы термов изменились в пределах диапазонов (13), (14) в сторону улучшения качества работы СС с НР. Значение критерия (2) уменьшилось с 1,26 до 0,032. ГА закончил работу на третьем шаге, когда качество работы СС повысилось до ИКО = 0,0071, улучшить результат не удалось. При  $i = 3$  произошло дублирование результата и остановка работы ГА.

Этап 10 алгоритма синтеза ННР с настройкой ГА выполняется в соответствии со схемой, показанной на рис. 3. В алгоритм нечеткого вывода встраивается формальный нейрон, с помощью которого донастраивается НР

(этап 11) в части весов каждого из правил вывода в базе (см. табл. 2).

Разработка ННР с настройкой ГА для СС вертикального маятника на тележке завершена.

Тестирование работы ННР с настройкой ГА в СС вертикального маятника на подвижной тележке выполнялось при наличии случайного воздействия на ОУ как по типу «белый шум», так и случайного импульсного характера (рис. 5, а). На рис. 5, б приведена СС с ННР в прямой цепи и случайным возмущением на ОУ.

На рис. 6 приведены графики изменения во времени выходного параметра СС  $\theta$  при наличии случайного возмущения импульсного характера (см. рис. 5, а) на ОУ (маятник) при

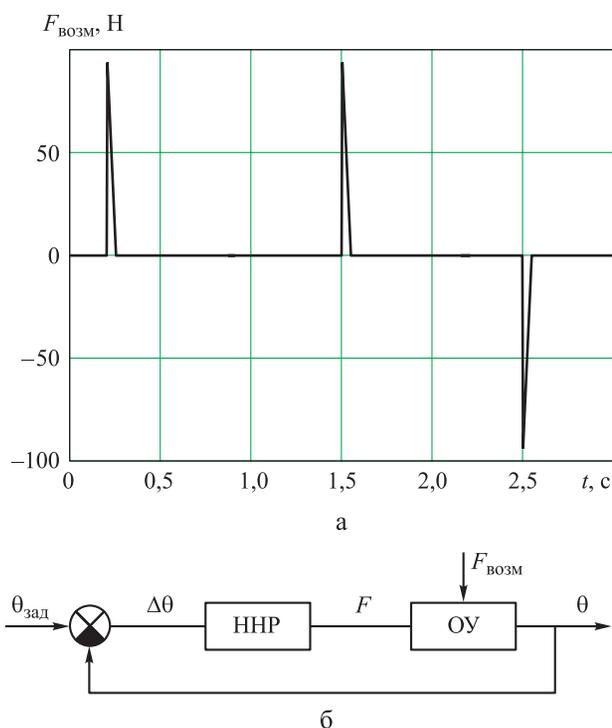


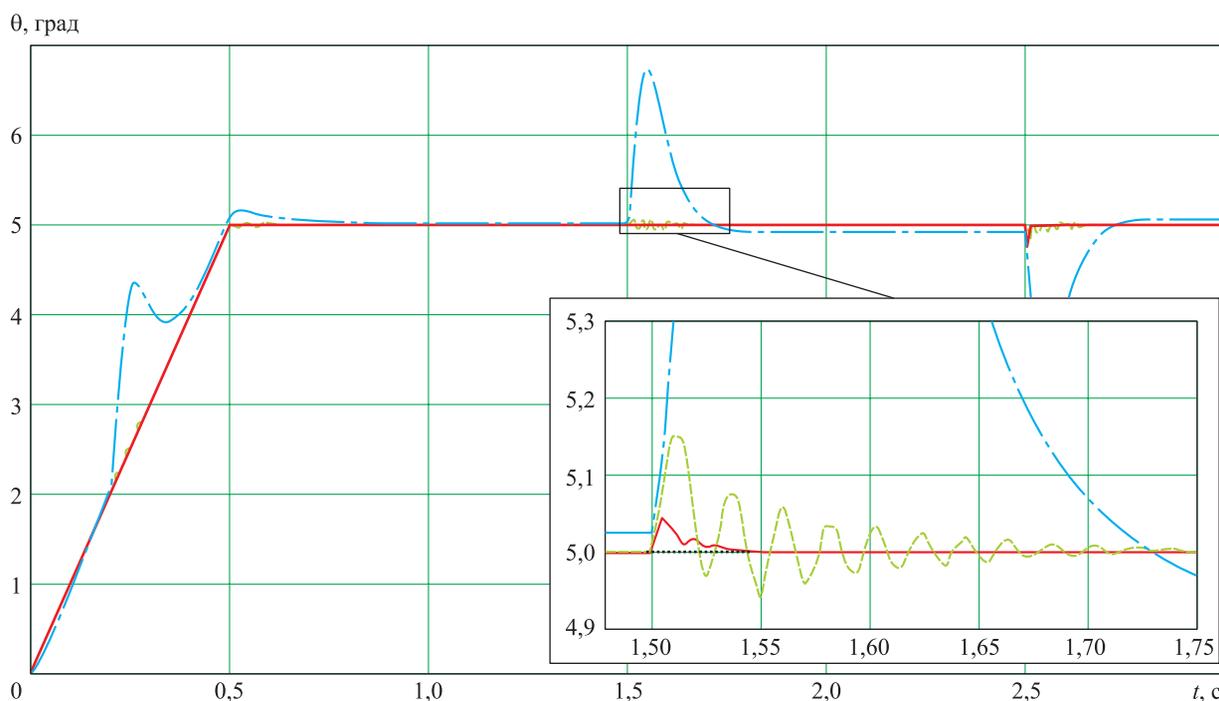
Рис. 5. Пример случайного возмущения на ОУ в СС вертикального маятника на тележке (а) и структура СС (б)

Таблица 7

Данные из выходного файла программного модуля, реализующего ГА для настройки НР

$i$	ИКО	Границы термов входных параметров НР							Границы термов выходных параметров НР						
		$A_1$	$A_2$	$A_3$	$A_4$	$A_5$	$A_6$	$A_7$	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$	$B_5$	$B_6$	$B_7$
0	1,2614	-75,0	-45,0	-15,0	0	15,0	45,0	75,0	-285,0	-170,0	-60,0	0	60,0	170,0	285,0
1	0,0322	-79,7	-58,8	-23,8	0	23,8	58,8	79,7	-204,7	-165,9	-21,7	0	21,7	165,9	204,7
2	0,0071	-71,4	-43,2	-1,0	0	1,0	43,2	71,4	-457,7	-213,3	-115,1	0	115,1	213,3	457,7
3	0,0071	-71,4	-43,2	-1,0	0	1,0	43,2	71,4	-457,7	-213,3	-115,1	0	115,1	213,3	457,7

Примечания:  $i$  – шаг работы ГА; ИКО – интегральный критерий качества (2).



**Рис. 6.** Результат тестирования работы СС различными типами регуляторов при наличии случайных возмущений: — NP; ..... — тестовое входное воздействие; — ННР; - - - ПИД-регулятор

$t = 0,2, 1,5$  и  $2,5$  с. Графики на рис. 6 позволяют сделать вывод о том, что ННР при правильной настройке обеспечивает высокое качество работы СС даже при наличии случайных возмущений на ОУ.

#### Заключение

Предложенная в статье методика синтеза ННР протестирована в условиях ограниченного объема исходных данных (объема обучающей выборки), размер которой не влияет на качество работы алгоритма. Достаточно всего двух или трех значений параметров выборки, чтобы сформировать диапазоны для границ термов нечетких переменных, а далее оптимальные значения подбираются ГА. В условиях отсутствия исходных данных (без обучающей выборки) разработанный ГА также сможет выполнить свою задачу, только диапазоны для значений границ термов потребуется задавать более широкими без привязки к значениям обучающей выборки, а число шагов счета ГА увеличится в сотни раз.

Разработанная методика синтеза ННР с настройкой ГА может быть рекомендована для применения при создании систем стабилизации беспилотных управляемых летательных аппаратов.

#### Список литературы

1. Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. М.: Горячая линия. Телеком, 2004. 452 с.
2. Васильев В. И., Ильясов Б. Г. Интеллектуальные системы управления. Теория и практика. М.: Радиотехника, 2009. 392 с.
3. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления. М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2004. 832 с.
4. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 798 с.
5. Золотов А. В. Разработка интеллектуального алгоритма управления объектами типа перевернутый маятник. URL: [http://giab-online.ru/files/Data/2014/08/59\\_Zolotov.pdf](http://giab-online.ru/files/Data/2014/08/59_Zolotov.pdf) (дата обращения 23.05.2017).
6. Белянина А. С., Рудницкий В. А. Методы ПИД и МРС регулирования системы перевернутого маятника // Ресурсоэффективным технологиям – энергию и энтузиазм молодых: сборник докладов IV Университетской конференции студентов Элитного технического образования. Томск: Изд-во ТПУ, 2013. С. 107–110.

Поступила 21.03.18



**Первушина Наталья Александровна** – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.  
Область научных интересов: интеллектуальные системы обработки данных, нечеткое и нейро-нечеткое управление, алгоритмы систем управления летательными аппаратами.

**Доновский Дмитрий Евгеньевич** – кандидат технических наук, начальник отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: аэродинамика, баллистика, динамика полета, алгоритмы систем управления летательными аппаратами.

**Хакимова Алиса Наилевна** – инженер-исследователь Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: интеллектуальные системы обработки данных, нечеткое и нейро-нечеткое управление.

## Development of synthetic methodology of neuro-fuzzy controller adjusted by genetic algorithm

The paper focuses on a synthetic methodology of a neuro-fuzzy controller adjusted by genetic algorithm for a dynamic control object. An algorithm for controller synthesis and a genetic algorithm for adjusting the controller's parameters have been developed. The methodology has been tested on the classical problem of stabilizing a vertical pendulum on a mobile trolley. The results obtained confirm the efficiency of the methodology and allow for the conclusion that the neuro-fuzzy controller when appropriately adjusted ensures high quality of the stabilization system, even if there are random disturbances on the dynamic object.

*Keywords:* fuzzy controller, neuro-fuzzy controller, genetic algorithm, formal neuron, stabilization system.

**Pervushina Natalia Aleksandrovna** – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Fellow, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center –Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: intellectual data processing systems, fuzzy and neuro-fuzzy control, algorithms of aircraft control systems.

**Donovskiy Dmitriy Evgenievich** – Candidate of Engineering Sciences, Head of Department, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center –Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: aerodynamics, ballistics, flight dynamics, algorithms of aircraft control systems.

**Khakimova Alisa Nailevna** – Research Engineer, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center –Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: intellectual data processing systems, fuzzy and neuro-fuzzy control.



УДК 623.76(092)

А. Е. Феликсон

## Метод точного решения задачи ближнего наведения с двумя разворотами

Задача определения параметров наведения методом «маневр с двумя разворотами» связана с решением уравнения, определяющего траекторию движения истребителя-перехватчика, численными методами. Предложен простой в программной реализации подход, основанный на точном решении задачи на каждом шаге итерационного процесса, построенного по одному из параметров.

*Ключевые слова:* истребитель-перехватчик, ближняя зона, радиус разворота.

Проблемы автоматизированного управления истребительной авиацией, решения штурманских задач и задач управления наведением истребителей-перехватчиков (ИП) рассматривались в ряде работ [1–3].

Для решения задачи выбора параметров траектории наведения ИП с одним разворотом предложены различные методы [3], в том числе основанные на методе линейного программирования.

Вместе с тем траектории наведения ИП с одним разворотом в ряде случаев не позволяют провести перехват цели на наилучшем рубеже, а иногда и вовсе не дают решения [3, 4].

Траектории с двумя разворотами обладают большими возможностями. Однако, как можно видеть из работ [1, 2, 4], для вычисления параметров траектории полета ИП применяются различные допущения и упрощения, в том числе предположения о малости углов разворота и дискретности изменения радиусов разворота.

В интересах сокращения затрат вычислительных ресурсов при автоматизированном расчете параметров траектории полета ИП в простейшем случае в программах предусматриваются два уровня радиуса разворота.

Сначала ищут решение для рекомендуемого радиуса разворота. Если оно не найдено, то ведут поиск решения для минимального радиуса разворота. Если оно снова отсутствует, то считается, что наведение данным методом невозможно.

Такой порядок расчета параметров траектории полета ИП влечет за собой увеличение времени решения задачи, причем чем больше градаций радиуса разворота используется, тем затраты вычислительных ресурсов выше.

Кроме того, при определенных условиях подобные допущения приводят к необоснованному выбору минимального радиуса разворота, который достигается путем увеличения крена самолета и повышения перегрузок, что крайне нежелательно.

В данной работе представлен метод, который позволяет упростить решение задачи и не обладает указанными недостатками.

Рассматривается задача ближнего наведения ИП на цель. Под ближним наведением подразумевается заключительный этап наземного наведения, в результате которого ИП выводится в точку, расположенную на заданном расстоянии от цели, с обеспечением заданного курса ИП относительно курса цели.

Для наведения ИП необходимо определить параметры траектории движения ИП. Траектория движения ИП при методе «маневр с двумя разворотами» состоит из первого разворота, прямолинейного участка и второго разворота.

Исходными данными для решения задачи определения параметров траектории полета ИП являются начальные положения, курсы движения и скорости цели и ИП, положение конечной точки траектории движения ИП относительно цели, конечная скорость ИП, ракурс атаки (курс ИП относительно цели в конечной точке).

В изложенной формулировке задача определения параметров траектории движения ИП является задачей из области механики, именуемой кинематикой. Кинематика изучает движение тел, не исследуя причин, вызывающих это движение.

Обычно движение рассматривается в какой-либо системе координат. В работе [5] приведены основные сведения по системам координат, используемым при расчетах, которые



связаны с траекториями движения летательных аппаратов.

Задачи выполнения штурманских расчетов и наведения в автоматизированных системах управления удобно решать в системе координат, связанной с целью [1, 3].

Начало координат этой системы совпадает с положением цели. Ось  $\Pi$  прямоугольной системы координат направлена вдоль курса полета цели. Положительное направление оси  $\Pi$  совпадает с направлением движения цели. Ось  $B$  направлена перпендикулярно курсу цели. Положительное направление оси  $B$  – вправо от направления движения цели.

Будем рассматривать только положительные значения  $B$ , так как случай  $B < 0$  сводится к случаю  $B > 0$  путем соответствующего изменения координат и курса.

Исходные данные по цели и ИП, как правило, задаются в местной прямоугольной системе координат одного из управляющих командных пунктов (КП). Далее будем считать, что ось  $X$  системы координат КП направлена на север, а ось  $Y$  – на восток.

С учетом углов поворота осей и смещений начал координат пересчет данных из местной прямоугольной системы координат  $(X, Y)$  КП в систему координат цели  $(B, \Pi)$  производится с помощью выражений

$$B = (Y - Y_{ц}) \cos Q_{ц} - (X - X_{ц}) \sin Q_{ц};$$

$$\Pi = (Y - Y_{ц}) \sin Q_{ц} + (X - X_{ц}) \cos Q_{ц};$$

$$\gamma = -(Q - Q_{ц}),$$

где  $Q$  – курс ИП относительно оси  $X$  системы координат КП;

$X, Y$  – координаты ИП в системе координат КП;

$X_{ц}, Y_{ц}$  – координаты цели в системе координат КП;

$B, \Pi$  – координаты ИП в системе координат цели;

$Q_{ц}$  – курс цели относительно оси  $X$  системы координат КП;

$\gamma$  – курс ИП относительно курса цели (против часовой стрелки).

Если вычисленное значение  $\gamma < 0$ , то принимается  $\gamma^* = \gamma + 2\pi$ .

Если вычисленное значение  $B < 0$ , то принимается  $B^* = -B$ ,  $\gamma^* = 2\pi - \gamma$ .

Обратный пересчет выполняется по формулам

$$X = X_{ц} - B \sin Q_{ц} + \Pi \cos Q_{ц};$$

$$Y = Y_{ц} + B \cos Q_{ц} + \Pi \sin Q_{ц}.$$

Рассмотрим траекторию полета ИП в системе координат цели при реализации метода «маневр с двумя разворотами».

Введем обозначения:

$$a_1 = \frac{V_{ц}}{V_{п}}, \quad a_2 = \frac{2V_{ц}}{V_{п} + V_{к}};$$

$V_{ц}$  – скорость цели;

$V_{п}$  – программная скорость полета ИП;

$\alpha_1$  – угол первого разворота;

$R_1$  – радиус первого разворота;

$\alpha_2$  – угол второго разворота;

$R_2$  – радиус второго разворота;

$V_{к}$  – скорость ИП в конечной точке траектории наведения;

$B, \Pi$  – начальные координаты ИП в системе координат цели ( $B$  – поперечная составляющая,  $\Pi$  – продольная составляющая);

$S$  – длина прямолинейного участка траектории ИП;

$S_{к}$  – расстояние от ИП до цели в конечной точке траектории наведения;

$p$  – ракурс ИП по отношению к цели (курс ИП относительно курса цели) в конечной точке наведения;

$m_1$  – признак направления 1-го разворота;

$m_2$  – признак направления 2-го разворота;

$\gamma_1$  – курс ИП на прямолинейном участке траектории полета;

$\gamma_0$  – курс ИП в начальной точке траектории наведения;

$L$  – рубеж, на котором находится цель в момент выхода ИП в конечную точку траектории наведения.

На рис. 1 показана траектория полета ИП в системе координат цели.

Каждый из признаков направления разворота  $m_1, m_2$  принимает значение  $+1$ , если ИП совершает разворот по часовой стрелке (правый разворот), и  $-1$ , если против часовой стрелки (левый разворот).

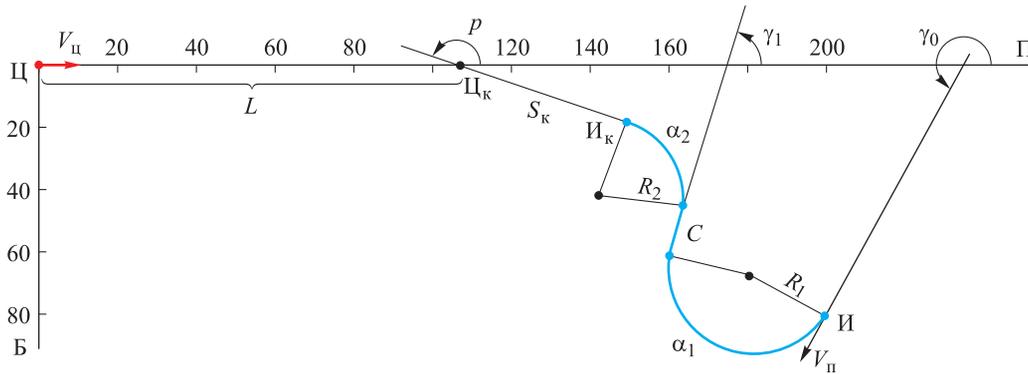


Рис. 1. Траектория полета ИП:

Ц – цель в момент нахождения ИП в начальной точке наведения; Ц<sub>к</sub> – цель в момент нахождения ИП в конечной точке наведения; И – ИП в начальной точке наведения; И<sub>к</sub> – ИП в конечной точке наведения

Скорость ИП предполагается постоянной от начальной точки до начала второго разворота и равной программной скорости полета истребителя-перехватчика  $V_{п}$ .

На участке второго разворота скорость ИП равномерно изменяется от программной скорости полета  $V_{п}$  до заданной скорости в конечной точке  $V_{к}$ .

Курс ИП отсчитывается против часовой стрелки в пределах от 0 до  $2\pi$ .

Для определения параметров траектории полета ИП составим уравнения баланса по координатам и времени полета. Для этого найдем проекции составляющих элементов траекторий полета ИП и цели на оси координат Б, П.

Исходные координаты ИП равны Б, П.

Перемещения ИП вдоль осей координат при движении ИП:

- по дуге окружности первого разворота:

$$\Delta B_1 = -m_1 R_1 (\cos \gamma_1 - \cos \gamma_0),$$

$$\Delta P_1 = -m_1 R_1 (\sin \gamma_1 - \sin \gamma_0);$$

- по прямолинейному участку C:

$$\Delta B_2 = -C \sin \gamma_1, \quad \Delta P_2 = -C \cos \gamma_1;$$

- по дуге окружности второго разворота:

$$\Delta B_3 = -m_2 R_2 (\cos p - \cos \gamma_1),$$

$$\Delta P_3 = -m_2 R_2 (\sin p - \sin \gamma_1).$$

Перемещения цели вдоль осей координат за время движения ИП:

- по дуге окружности первого разворота:

$$\Delta B_{11} = 0, \quad \Delta P_{11} = R_1 a_1 \alpha_1;$$

- по прямолинейному участку траектории:

$$\Delta B_{12} = 0, \quad \Delta P_{12} = C a_1;$$

- по дуге окружности второго разворота:

$$\Delta B_{13} = 0, \quad \Delta P_{13} = R_2 a_2 \alpha_2.$$

Смещение цели вдоль осей координат относительно положения ИП в конечной точке траектории:

$$\Delta B_{к} = -S_{к} \sin p,$$

$$\Delta P_{к} = S_{к} \cos p.$$

С учетом указанных составляющих элементов траекторий полета ИП и цели может быть записана система уравнений баланса по координатам и времени, которая обеспечивает выход ИП в заданное положение с заданным курсом относительно цели:

$$\begin{cases} B + \Delta B_1 + \Delta B_2 + \Delta B_3 + \Delta B_{к} = \Delta B_{11} + \Delta B_{12} + \Delta B_{13}; \\ P + \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3 + \Delta P_{к} = \Delta P_{11} + \\ + \Delta P_{12} + \Delta P_{13}. \end{cases} \quad (1)$$

После подстановки найденных составляющих в систему уравнений (1) получаем

$$\begin{cases} B - S_{к} \sin p - m_2 R_2 (\cos p - \cos \gamma_1) - \\ - m_1 R_1 (\cos \gamma_1 - \cos \gamma_0) - C \sin \gamma_1 = 0; \\ P + S_{к} \cos p - R_2 [a_2 \alpha_2 + m_2 (\sin p - \sin \gamma_1)] - \\ - R_1 [a_1 \alpha_1 + m_1 (\sin \gamma_1 - \sin \gamma_0)] - C (a_1 - \cos \gamma_1) = 0. \end{cases} \quad (2)$$

В систему уравнений (2) входят углы разворота ИП  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ . Для определения модуля угла первого разворота обозначим



$$\Delta\gamma_1 = \gamma_1 - \gamma_0 + 2\pi i, \quad (3)$$

$$i = \begin{cases} 0 & \text{при } \gamma_1 - \gamma_0 \geq 0; \\ 1 & \text{при } \gamma_1 - \gamma_0 < 0. \end{cases}$$

Возможны четыре случая, изображенных на рис. 2:

если  $m_1 = +1$ ,  $\gamma_1 < \gamma_0$  (рис. 2, а), то  $\alpha_1 = 2\pi - \Delta\gamma_1$ ;

если  $m_1 = +1$ ,  $\gamma_1 > \gamma_0$  (рис. 2, б), то  $\alpha_1 = 2\pi - \Delta\gamma_1$ ;

если  $m_1 = -1$ ,  $\gamma_1 < \gamma_0$  (рис. 2, в), то  $\alpha_1 = \Delta\gamma_1$ ;

если  $m_1 = -1$ ,  $\gamma_1 > \gamma_0$  (рис. 2, г), то  $\alpha_1 = \Delta\gamma_1$ .

Анализ выражений для угла первого разворота показывает, что знак перед приращением курса  $\Delta\gamma_1$  является противоположным знаком признака направления разворота  $m_1$ . Слагаемое  $2\pi$  появляется в случае  $m_1 = +1$ . Поэтому

$$\alpha_1 = \pi + (\pi - \Delta\gamma_1)m_1, \quad (4)$$

или, учитывая (3),

$$\alpha_1 = \pi [1 + m_1(1 - 2i)] - (\gamma_1 - \gamma_0)m_1. \quad (5)$$

Аналогично, обозначив

$$\Delta\gamma_2 = p - \gamma_1 + 2\pi j, \quad (6)$$

$$j = \begin{cases} 0 & \text{при } p - \gamma_1 \geq 0 \\ 1 & \text{при } p - \gamma_1 < 0, \end{cases}$$

получим выражение для угла второго разворота:

$$\alpha_2 = \pi + (\pi - \Delta\gamma_2)m_2, \quad (7)$$

или

$$\alpha_2 = \pi [1 + m_2(1 - 2j)] - (p - \gamma_1)m_2. \quad (8)$$

Для успешного обнаружения, захвата цели бортовой РЛС и последующего пуска ракет курс  $p$  ИП в конечной точке должен удовлетворять определенным ограничениям.

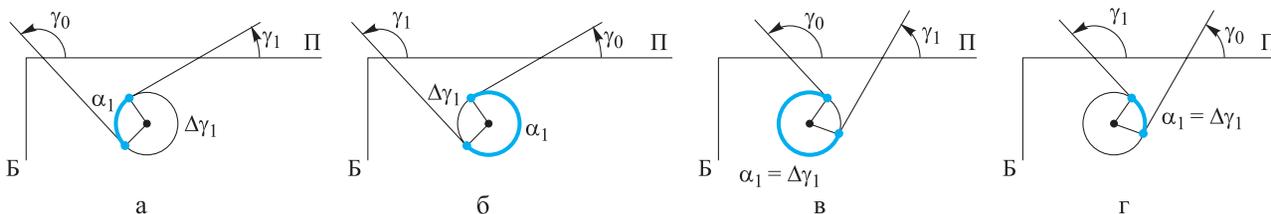


Рис. 2. Угол первого разворота:

а – правый разворот от большего значения курса к меньшему; б – правый разворот от меньшего значения курса к большему; в – левый разворот от большего значения курса к меньшему; г – левый разворот от меньшего значения курса к большему

Для задней полусферы атаки цели

$$2\pi - \Delta p \leq p < 0 \quad \text{или} \quad 0 \leq p \leq \Delta p.$$

Для передней полусферы

$$\pi - \Delta p < p < \pi + \Delta p.$$

Обычно принимается  $\Delta p = \pi / 6$ .

Если известно начальное положение (Б, П) ИП, скорости ИП  $V_n, V_k$  и скорость цели  $V_c$ , начальный курс ИП  $\gamma_0$ , радиусы  $R_1, R_2$  и направления  $m_1, m_2$  разворотов, конечный курс  $p$  ИП, конечное расстояние  $S_k$  ИП – цель, то в системе (2) остаются два неизвестных: курс  $\gamma_1$  на прямолинейном участке траектории и длина  $C$  этого участка.

Углы разворота  $\alpha_1, \alpha_2$ , как это следует из выражений (5), (8), зависят от неизвестного параметра  $\gamma_1$ .

Подставляя в систему (2) выражения (5), (8) для  $\alpha_1, \alpha_2$  и исключая из нее параметр  $C$ , имеем

$$\begin{aligned} C = & (Б - S_k \sin p + m_1 R_1 \cos \gamma_0 - \\ & - m_2 R_2 \cos p + (m_2 R_2 - m_1 R_1) \cos \gamma_1) / \sin \gamma_1 = \\ = & (\Pi + S_k \cos p - R_2 m_2 \sin p + R_1 m_1 \sin \gamma_0 + \\ & + (R_2 m_2 - R_1 m_1) \sin \gamma_1 - \\ & - R_2 a_2 \{ \pi [1 + (1 - 2j)] - (p - \gamma_1) m_2 \} - \\ & - R_1 a_1 \{ \pi [1 + (1 - 2i) m_1] - (\gamma_1 - \gamma_0) m_1 \}) / (a_1 - \cos \gamma_1). \end{aligned} \quad (9)$$

Отсюда получаем уравнение для определения курса  $\gamma_1$  ИП на прямолинейном участке траектории полета:

$$f(\gamma_1) = e \cos \gamma_1 + (d_1 \gamma_1 + d_2) \sin \gamma_1 + s = 0, \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \text{где } e = & (m_2 R_2 - m_1 R_1) a_1 - Б + \\ & + S_k \sin p - m_1 R_1 \cos \gamma_0 + m_2 R_2 \cos p; \end{aligned}$$



$$d_1 = a_2 m_2 R_2 - a_1 m_1 R_1;$$

$$d_2 = -\Pi - S_k \cos p + m_2 R_2 \sin p - m_1 R_1 \sin \gamma_0 + \\ + a_1 [\pi + (\pi + \gamma_0 - 2\pi i) m_1] R_1 + \\ + a_2 [\pi + (\pi - p - 2\pi j) m_2] R_2;$$

$$s = (B - S_k \sin p + m_1 R_1 \cos \gamma_0 - m_2 R_2 \cos p) a_1 - \\ - m_2 R_2 + m_1 R_1.$$

Длина прямолинейного участка  $C$  определяется путем подстановки значения курса  $\gamma_1$  в одно из выражений (9).

Для существования решения задачи необходимо, чтобы длина прямолинейного участка  $C$  траектории была неотрицательной величиной.

Выбор окончательного решения из возможных проводится по показателю наилучшего рубежа атаки цели:

$$L = a_1 \alpha_1 R_1 + a_2 \alpha_2 R_2 + a_1 C. \quad (11)$$

Данное выражение определяет положение цели  $\Pi_k$  в момент выхода ИП в конечную точку. Это путь, который проходит цель за время полета ИП от начальной до конечной точки траектории.

Радиусы разворота далее будем считать одинаковыми:  $R_1 = R_2 = R$ .

В рассматриваемом методе для решения уравнения (10) предлагается использовать в качестве начального приближения траекторию ИП с радиусами разворота  $R = 0$ . В этом случае для начального приближения уравнение (10) приобретает вид

$$e \cos \gamma_1 + d_2 \sin \gamma_1 + s = 0,$$

где  $e = -B + S_k \sin p$ ;

$$d_1 = 0;$$

$$d_2 = -\Pi - S_k \cos p;$$

$$s = a_1 (B - S_k \sin p).$$

При этом неизвестная величина  $\gamma_1$  остается только под знаком тригонометрических функций, и уравнение сводится к квадратному.

Для получения решения задачи при реальном радиусе разворота он постепенно увеличивается от нулевого до заданного значения с последовательным определением параметров

полета ИП на каждом шаге изменения радиуса разворота.

Учитывая, что процесс перехода от начального решения к окончательному происходит в результате постепенного направленного изменения дополнительно выбранной величины, ее можно назвать ведущим параметром.

В качестве ведущего параметра в данной работе принят радиус разворота ИП.

Ориентировочное значение курса ИП на очередном шаге определяется с использованием производной от курса ИП по радиусу разворота:

$$\gamma_{1(k+1)} = \gamma_{1k} + \frac{d\gamma_1}{dR} \Delta R, \quad (12)$$

где  $\Delta R$  – принятый для расчетов шаг по радиусу разворота.

Для выполнения вычислений по формуле (12) требуется найти выражение производной  $\frac{d\gamma_1}{dR}$  от функции  $\gamma_1(R)$ , которая задана неявно с помощью уравнения (10). Для этого выполняем дифференцирование уравнения (10) по параметру  $R$ :

$$\frac{de}{dR} \cos \gamma_1 - e \sin \gamma_1 \frac{d\gamma_1}{dR} + \frac{dd_1}{dR} \gamma_1 \sin \gamma_1 + d_1 \frac{d\gamma_1}{dR} \sin \gamma_1 + \\ + d_1 \gamma_1 \cos \gamma_1 \frac{d\gamma_1}{dR} + \frac{dd_2}{dR} \sin \gamma_1 + d_2 \cos \gamma_1 \frac{d\gamma_1}{dR} + \frac{ds}{dR} = 0,$$

откуда

$$\frac{d\gamma_1}{dR} = \frac{\frac{de}{dR} \cos \gamma_1 + \left( \frac{dd_1}{dR} \gamma_1 + \frac{dd_2}{dR} \right) \sin \gamma_1 + \frac{ds}{dR}}{(e - d_1) \sin \gamma_1 - (d_1 \gamma_1 + d_2) \cos \gamma_1}, \quad (13)$$

где  $\frac{de}{dR} = a_1 (m_2 - m_1) - m_1 \cos \gamma_0 + m_2 \cos p$ ;

$$\frac{dd_1}{dR} = -m_1 a_1 + m_2 a_2;$$

$$\frac{dd_2}{dR} = m_2 \sin p - m_1 \sin \gamma_0 + (\pi + (\pi i + \gamma_0) m_1) a_1 + \\ + (\pi + (\pi j - p) m_2) a_2;$$

$$\frac{ds}{dR} = a_1 (m_1 \cos \gamma_0 - m_2 \cos p) - m_2 + m_1.$$

Поскольку выражение (12) учитывает только линейную часть изменения курса  $\gamma_1$  ИП, найденное значение  $\gamma_1$  не будет являть-



ся решением уравнения (10). Однако уравнение (10) можно решить относительно радиуса разворота  $R$ .

С учетом обозначений, принятых в уравнении (10), получаем

$$e = \frac{de}{dR} R - Б + S_k \sin p;$$

$$d_1 = \frac{dd_1}{dR} R;$$

$$d_2 = \frac{dd_2}{dR} R - П - S_k \cos p;$$

$$s = \frac{ds}{dR} R + (Б - S_k \sin p) a_1.$$

Подставляя эти значения в уравнение (10), находим

$$\begin{aligned} & \left( \frac{de}{dR} R - Б + S_k \sin p \right) \cos \gamma_1 + \\ & + \left( \frac{dd_1}{dR} R \gamma_1 + \frac{dd_2}{dR} R - П - S_k \cos p \right) \sin \gamma_1 + \\ & + \frac{ds}{dR} R + (Б - S_k \sin p) a_1 = 0. \end{aligned}$$

Откуда

$$\begin{aligned} R = R(\gamma_1) = \\ = \frac{(П + S_k \cos p) \sin \gamma_1 + (Б - S_k \sin p) (\cos \gamma_1 - a_1)}{\frac{de}{dR} \cos \gamma_1 + \left( \frac{dd_1}{dR} \gamma_1 + \frac{dd_2}{dR} \right) \sin \gamma_1 + \frac{ds}{dR}}. \end{aligned} \quad (14)$$

Для найденного с помощью выражения (12) значения курса  $\gamma_{1(k+1)}$  имеется возможность определения точного значения радиуса разворота  $R$  из выражения (14).

Пара  $(R, \gamma_1)$  удовлетворяет уравнению (10). Последовательный переход от шага к шагу обеспечивает приближение к искомому решению, соответствующему заданному радиусу разворота  $R_3$ .

В результате изложенного процесса находим решение уравнения

$$F(\gamma_1) = R_3 - R(\gamma_1) = 0, \quad (15)$$

где  $R_3$  – заданное значение радиуса разворота;  $R(\gamma_1)$  определяется по формуле (14).

Уравнение (15) эквивалентно уравнению (10) и дает решение задачи, если оно существует. Если решение задачи при  $R_3$  не су-

ществует, то итерационный процесс позволяет найти возможные варианты решения при радиусах разворота  $R$ , отличных от  $R_3$ .

Если вместо постоянного шага  $\Delta R$  воспользоваться методом касательных, то для определения искомого решения, как показывают многочисленные примеры, требуются 2–7 итераций.

В этом случае вместо формулы (12) для определения значения курса  $\gamma_1$  на очередном шаге итерационного процесса следует применять выражение

$$\gamma_{1(k+1)} = \gamma_{1k} - \frac{F}{dF/d\gamma_1}, \quad (16)$$

$$\text{где } \frac{dF}{d\gamma_1} = -\frac{dR(\gamma_1)}{d\gamma_1} = -\frac{1}{\frac{d\gamma_1}{dR}}. \quad (17)$$

Здесь производная от функции  $R(\gamma_1)$  выражена через производную, определяемую по формуле (13), от обратной к ней функции  $\gamma_1(R)$ .

Радиус разворота изменяется на каждом шаге итерационного процесса так, что пара  $(R, \gamma_1)$  удовлетворяет уравнению (10).

Для демонстрации особенностей и преимуществ предлагаемого в статье метода рассмотрим числовой пример.

Пусть ИП находится в точке  $Б = 80$  км,  $П = 200$  км, имеет курс  $\gamma_0 = 250^\circ$  и скорость  $V_{п} = 0,35$  км/с.

В конечной точке траектории полета ИП должен находиться на расстоянии  $S_k = 50$  км от цели, иметь курс  $p = 150^\circ$  (атака в переднюю полусферу цели) и скорость  $V_k = 0,25$  км/с.

Скорость цели, на которую наводится ИП, составляет  $V_{ц} = 0,30$  км/с.

Наведение выполняется методом «маневр с двумя разворотами». Первый разворот происходит направо ( $m_1 = +1$ ), второй разворот – налево ( $m_2 = -1$ ). Рекомендуемый радиус разворота равен  $R_p = 25$  км, минимальный –  $R_{\min} = 10$  км.

Для сравнения процессов вычислений и получаемых при этом результатов выполним расчеты двумя методами.

*Новый метод (метод ведущего параметра):* радиус разворота является переменным

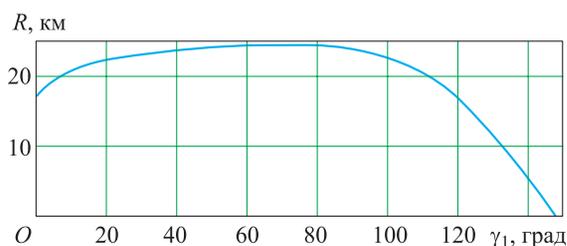


и принят в качестве ведущего параметра в итерационном процессе. Решается уравнение  $F(\gamma_1) = R_3 - R(\gamma_1) = 0$ .

*Старый метод (постоянный радиус):* радиус разворота сохраняет постоянное значение, равное заданному, на всех шагах итерационного процесса. Решается уравнение  $f(\gamma_1) = e \cos \gamma_1 + (d_1 \gamma_1 + d_2) \sin \gamma_1 + s = 0$ .

На рис. 3 показана зависимость радиуса разворота от курса ИП на прямолинейном участке траектории полета, построенная для данного числового примера с помощью формулы (14). При  $R_3 = R_p = 25$  км решение отсутствует, а при  $R_3 = R_{\min} = 10$  км – существует (см. рис. 3). Располагая априори этими сведениями, оценим, как работают оба рассматриваемых метода расчета.

Результаты расчетов сведем в таблицы, которые содержат результаты расчетов курса  $\gamma_1$  на прямолинейном участке траектории



**Рис. 3.** Зависимость радиуса разворота от курса ИП на прямолинейном участке траектории полета

полета, радиуса разворота  $R$ , длины прямолинейного участка  $C$ , углов разворота  $\alpha_1, \alpha_2$ , рубежа  $L$ , функций  $f(\gamma_1)$  и  $F(\gamma_1)$ .

В табл. 1 приведены данные для вновь предлагаемого метода ведущего параметра с постоянным шагом  $\Delta R = 2,5$  км при  $R_3 = R_p = 25$  км.

В табл. 2 приведены данные, получаемые на каждом шаге итерационного процесса с переменным шагом для  $R_3 = R_p = 25$  км.

Из табл. 1, 2 следует, что новый метод, несмотря на отсутствие решения при  $R_3 = R_p = 25$  км, позволяет принять в качестве решения задачи результаты, в наибольшей степени отвечающие заданным исходным данным, а именно  $\gamma_1 = 74,44^\circ$ ,  $R = 23,47$  км,  $C = 14,60$  км,  $\alpha_1 = 175,56^\circ$ ,  $\alpha_2 = 75,56^\circ$ ,  $L = 105,09$  км.

Траектория полета ИП, соответствующая этим данным, показана на рис. 1.

Старый метод не дает решения, так как значения курса  $\gamma_1$ , получаемые в процессе итераций, не удовлетворяют уравнению (10).

В табл. 3 приведены данные, получаемые на каждом шаге итерационного процесса поиска решения для  $R_3 = R_{\min} = 10$  км.

Из табл. 3 следует, что для  $R_3 = R_{\min} = 10$  км оба метода дают одинаковый результат.

Данный пример показывает, что новый подход позволяет не просто отказаться от из-

Таблица 1

Итерационный процесс с постоянным шагом  $\Delta R = 2,5$  км при  $R_3 = R_p = 25$  км

Номер итерации	Курс $\gamma_1$ , град	Радиус разворота $R$ , км	$f(\gamma_1)$ , км	$F(\gamma_1)$ , км	$C$ , км	$\alpha_1$ , град	$\alpha_2$ , град	$L$ , км
0	144,17	0	0	25,00	93,96	105,83	5,83	80,53
1	141,81	2,39	0	22,61	90,36	108,19	8,19	81,67
2	139,23	4,77	0	20,23	86,46	110,77	10,77	82,90
3	136,37	7,13	0	17,87	82,18	113,63	13,63	84,25
4	133,15	9,47	0	15,53	77,46	116,85	16,85	85,74
5	129,49	11,79	0	13,21	72,24	120,51	20,51	87,39
6	125,21	14,07	0	10,93	66,37	124,79	24,79	89,25
7	120,08	16,31	0	8,69	59,68	129,92	29,92	91,38
8	113,66	18,49	0	6,51	51,86	136,34	36,34	93,89
9	105,10	20,55	0	4,45	42,34	144,90	44,90	96,95
10	92,32	22,39	0	2,61	29,79	157,68	57,68	100,90
11	67,49	23,60	0	1,40	9,12	182,51	82,51	106,22



Таблица 2

Итерационный процесс с переменным шагом при  $R_3 = R_p = 25$  км

Метод	Номер итерации	$\gamma_1$ , град	$R$ , км	$f(\gamma_1)$ , км	$F(\gamma_1)$ , км	$C$ , км	$\alpha_1$ , град	$\alpha_2$ , град	$L$ , км
Новый (метод ведущего параметра)	0	144,17	0	0	25,00	93,96	105,83	5,83	80,53
	1	120,61	16,10	0	8,90	60,36	129,39	29,39	91,17
	2	98,30	21,68	0	3,32	35,44	151,70	51,70	99,14
	3	74,44	23,47	0	1,53	14,60	175,56	75,56	105,09
Старый (постоянный радиус)	0	144,17	25,00	65,47	0	–	–	–	–
	1	105,26	25,00	19,55	0	–	–	–	–
	2	76,86	25,00	8,12	0	–	–	–	–
	3	27,99	25,00	7,08	0	–	–	–	–

Таблица 3

Итерационный процесс с переменным шагом при  $R_3 = R_{\min} = 10$  км

Метод	Номер итерации	$\gamma_1$ , град	$R$ , км	$f(\gamma_1)$ , км	$F(\gamma_1)$ , км	$C$ , км	$\alpha_1$ , град	$\alpha_2$ , град	$L$ , км
Новый (метод ведущего параметра)	0	144,17	0	0	10,00	93,96	105,83	5,83	80,53
	1	134,75	8,35	0	1,65	79,79	115,25	15,25	85,00
	2	132,48	9,92	0	0,08	76,49	117,52	17,52	86,04
	3	132,36	10,00	0	0	76,32	117,64	17,64	86,10
Старый (постоянный радиус)	0	144,17	10,00	26,19	0	–	–	–	–
	1	132,98	10,00	1,29	0	–	–	–	–
	2	132,36	10,00	0,00	0	76,32	117,64	17,64	86,10

лишних вычислений, но и найти более приемлемое решение с точки зрения перегрузок, действующих на самолет.

Объем программы, реализующей предлагаемый метод, составляет 100 операторов языка С. При этом часть программы, выполняемой в цикле, составляют 25 операторов. Общий объем исполняемого файла с учетом исходных условий, подготовки данных и организации вычислений составляет 30 Кбайт, что на 15 % меньше объема программы, применявшейся ранее [4].

Среднее по множеству задач время решения задачи для предложенного метода на 30 % меньше, чем для ранее применявшегося при ошибках вывода ИП в конечную точку траектории полета, не превышающих  $10^{-2}$  км.

Результаты проведенного исследования:  
1. Разработан метод решения системы уравнений баланса для ИП и цели, который позволяет

избежать выбора параметров траекторий полета ИП с необоснованно малыми радиусами разворота.

2. Метод основан на выполнении итераций, в процессе которых изменяются радиус разворота и курс ИП на прямолинейном участке траектории таким образом, что они удовлетворяют уравнениям баланса.

3. При наличии решения для заданного радиуса разворота метод позволяет найти точное решение задачи, а при его отсутствии – выбрать точное решение для другого радиуса разворота без выполнения дополнительных вычислений.

Автор благодарит рецензентов за замечания, которые способствовали повышению аргументированности и качества изложения материала статьи.

#### Список литературы

1. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера,



сегодня, завтра / под ред. *Е. А. Федосова*. М.: Дрофа, 2004. 816 с.

2. *Горощенко Л. Б.* Универсальный метод решения штурманских задач и наведения истребителя на воздушную цель // Вопросы радиоэлектроники. Сер. СОИУ. 1996. Вып. 1. С. 20–35.

3. *Бубнов Г. П.* Решение задачи ближнего наведения при широком регулировании конечных параметров // Вопросы радиоэлектроники. Сер. СОИУ. 2000. Вып. 1. С. 71–76.

4. *Бубнов Г. П., Феликсон А. Е.* Решение задачи перенацеливания в ближней зоне по схеме с двумя разворотами // Радиопромышленность. 2003. Вып. 1. С. 21–31.

5. *Остославский И. В., Стражева И. В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 502 с.

Поступила 28.09.17

---

**Феликсон Александр Ефимович** – доктор технических наук, начальник сектора АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.

Область научных интересов: разработка и реализация методов управления пилотируемыми и беспилотными средствами в автоматизированных системах управления.

### The method of exact solution of the problem of short-range guidance with two turns

The task of determining the guidance parameters by the “two-turn maneuver” method is related to numerical solution of an equation defining the trajectory of the fighter-interceptor. We propose an easy-to-implement in software approach which is based on the exact solution of the problem at each step of the iterative process constructed by one of the parameters.

*Keywords:* fighter interceptor, close-in zone, turning radius.

**Felikson Aleksandr Efimovich** – Doctor of Engineering Sciences, Head of Section, the “Almaz – Antey” Air and Space Defense Corporation, Joint Stock Company, Moscow.

Science research interests: development and implementation of manned and unmanned vehicle control methods in automated control systems.