Министерство образования и науки Российской Федерации Российская Академия наук Российская академия ракетных и артиллерийских наук Национальный комитет по тепломассообмену РАН Балтийский государственный технический университет «Военмех»

# ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

# Всероссийская научно-техническая конференция

Санкт-Петербург, 28 июня – 2 июля 2010

СБОРНИК ТРУДОВ В двух томах Том I

> Санкт-Петербург 2011

УДК 531.5+623.5

B85

 Всероссийская научно-техническая конференция
 «Фундаментальные основы баллистического проектирования». Санкт-Петербург, 28 июня – 2 июля 2010 г.: Сборник трудов. В 2 т. Т.1 / Под ред. Б.Э. Кэрта; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2011. – 184 с.

ISBN 978-5-85546-540-2

Публикуются материалы докладов, представленных на Вторую Всероссийскую научно-техническую конференцию «Фундаментальные основы баллистического проектирования» (г. Санкт-Петербург, 28 июня – 2 июля 2010г.). Рассматриваются проблемы связанные с проектированием современных средств поражения и боеприпасов, включая внутреннюю, внешнюю и конечную баллистику, динамику процессов выстрела и старта, прочность конструкций, эффективность действия, принципы работы информационных, управляющих и инициирующих систем, компьютерные технологии и средства проектирования, технологии производства, хранения и утилизации.

УДК 531.5+623.5

ISBN 978-5-85546-540-2

© БГТУ, 2011
© ООО «УНПЦ Комтех», 2011
© Авторы, 2011

## Организаторы конференции

Балтийский государственный технический университет «BOEHMEX»; Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана; университет; Тульский государственный Национальный Исследовательский Томский Политехнический университет; Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники; Институт автоматизации проектирования РАН; Институт проблем механики РАН; Институт проблем химической физики РАН; Институт химической физики РАН им. Н.Н. Семенова; Институт механики МГУ; Институт математики, экономики и информатики Иркутского госуниверситета; Российский федеральный ядерный центр – ВНИИ экспериментальной физики; НИИ механики ННГУ; НИИ прикладной математики и механики при Томском госуниверситете: ЗАО «Специальное конструкторское бюро»; ОАО «ЦНИИ «Буревестник»; ОАО «ЦНИИ специального машиностроения»; ФГУП «Государственное научно – производственное предприятие «СПЛАВ»: ФГУП «КБ Машиностроения»; ГУП «КБ Приборостроения»; ΦΓΥΠ «Конструкторское бюро точного машиностроения имени А.Э. Нудельмана»; ФКП Нижнетагильский институт испытания металлов; ФГУП «НИИ полимерных материалов»; ФГУП «ФНПЦ «Прибор»; ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского; Научно-образовательный центр систем вооружений БГТУ «Военмех»; ООО «Учебно-научно-производственный центр компьютерных технологий».

## Президиум - научный комитет конференции

В.А. Авенян, В.Г. Баженов, О.М. Белоцерковский, А.А. Берлин, В.И. Волчихин, В.С. Вишневский, Г.А. Денежкин, С.В. Еремин, А.В. Забродин, Г.И. Закаменных, В.В. Зеленцов, В.М. Кашин, Ю.А. Круглов. В.М. Крылов. А.И. Леонтьев. А.М. Липанов. Л.Н. Лысенко, Н.А. Макаровец, Ю.М. Милехин, Ю.М. Михайлов, В.В. Панов. Ю.М. Окунев. В.М. Пашин. В.А. Петров. Н.А. Платонов, Ю.В. Полежаев, Р.Ш. Рахматуллин, В.Л. Руденко, А.Л. Рыбас, Г.Н. Рыкованов, В.А. Садовничий, В.В. Селиванов, М.В. Сильников, В.С. Соловьев, В.В. Степанов, О.А. Толпегин, Ю.И. Файков, Ю.В. Фролов, Г.Г. Черный, Б.Н. Четверушкин, О.Т. Чижевский, А.Н. Чуков, А.С. Шалыгин, А.Г. Шипунов

## Сопредседатели конференции

К.М. Иванов, Б.Э. Кэрт, А.И. Леонтьев, Н.А. Макаровец, В.В. Панов, А.В. Потапов, О.Т. Чижевский

## Программный комитет конференции

О.Г. Агошков, А.В. Алиев, И.Г. Ассовский, А.В. Белов. В.А. Бородавкин, С.Д. Ваулин, Ю.А. Виногорадов, В.А. Велданов, С.В. Гувернюк, Л.С. Егоренков, В.Н. Емельянов, Р.У. Есиев, В.Ф. Захаренков, С.А. Исаев, А.Н. Ищенко, А.А. Каширкин, Е.А. Козлов, В.И. Козлов, Б.Э. Кэрт, С.В. Ладов, Б.И. Ларионов, В.Ю. Мелешко, В.А. Могилев, Н.В. Могильников, Н.А. Остапенко, Г.Я. Павловец, Е.Н. Петров, Н.Н. Пилюгин, В.А. Пинчук, Е.П. Поляков. В.А. Самсонов. Е.Н. Семашкин. Г.А. Тирский. Е.А. Хмельников, И.Е. Хорев, Ю.С. Швыкин, Ю.Д. Шевелев, А.А. Шишков, Д.А. Ягодников

## Оргкомитет конференции

Б.Э. Кэрт (председатель), Е.А. Знаменский (ученый секретарь), Е.В. Веричева (секретарь), М.Я. Водопьянов, Ю.В. Генкин, Ю.А. Виноградов, И.В. Князева, Ф.А. Максимов, Е.П. Поляков, В.М. Понятский, В.С. Хлебников, Е.А. Хмельников

## Спонсоры конференции:

БГТУ «Военмех»; ВА РВСН им. Петра Великого; ГУП «КБ Приборостроения; ФГУП «ГНПП «Сплав»; ФГУП «ФНПЦ «Прибор»; ФКП НТИИМ; ООО «УНПЦ Комтех»

## Попечительский Совет конференции

К.М. Иванов, ректор БГТУ «Военмех»; В.Ю. Мелешко, начальник НИЛ ВА РВСН им. Петра Великого; И.В. Степаничев, ген. директор ГУП «КБ Приборостроения»; Н.А. Макаровец, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «ГНПП «Сплав»; О.Т. Чижевский, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «ФНПЦ «Прибор»; В.Л. Руденко, ген. директор ФКП НТИИМ; Б.Э. Кэрт, директор ООО «УНПЦ Комтех».

Посвящается 100-летию со дня рождения И.П.Гинзбурга

#### ПРЕДИСЛОВИЕ

Всероссийская научно - техническая конференция "Фундаментальные основы баллистического проектирования" организована как естественное продолжение и развитие конференций баллистической направленности, проводящихся в БГТУ «Военмех» начиная с 1997 г. (I - III Окуневские чтения (1997, 2000, 2002 гг.), Проблемы баллистики (2004., 2006 гг.)). Результаты этих конференций, поддержанных широким кругом учебных, научных и промышленных организаций опубликованы в 18 томах материалов докладов и трудов, изданных Оргкомитетом. С развитием учебно – научной деятельности БГТУ выявилась необходимость приблизить содержание конференций К проблематике, связанной с разработкой фундаментальных основ баллистического проектирования систем вооружений и боеприпасов. С этой целью был видоизменен формат конференции. Первая конференция была проведена в 2008 г. в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф.Устинова на базе Института систем вооружений кафедрой E3 «Средства поражения и боеприпасы» при поддержке традиционных и ряда новых участников. Конференция проводится под эгидой Министерства науки и образования РФ, наук (Национальный Российской академии комитет ПО тепломассообмену РАН), Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Было издано 3 тома материалов докладов и трудов конференции.

Основной целью конференции является реализация потребности научного общения ученых разных поколений, представляющих основные научные центры России – академические и отраслевые институты, университеты, проектные и промышленные организации.

Вторая конференция посвящена столетию со дня рождения одного из основателей баллистической школы «Военмеха» - д.ф.-м.н., профессора И.П.Гинзбурга.

Добро пожаловать в Санкт-Петербург! Приглашаем принять участие в работе конференции.

Председатель оргкомитета конференции Д.т.н., профессор Б.Э.Кэрт

Санкт - Петербург

## РАЗВИТИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ШКОЛОЙ ПРОФЕССОРА И.П. ГИНЗБУРГА (к 100-летию со дня рождения)

АКИМОВ Г.А.

Балтийский Государственный Технический Университет 198005, Санкт-Петербург, 1ая Красноармейская ул., д.1 m.(812)495-77-36, факс (812)316-07-60 E-mail akimov32@mail.ru



В этом году исполнилось 100 лет со дня рождения Исаака Павловича Гинзбурга, известного гидроаэродинамика И теплофизика, основателя лаборатории газовой динамики НИИ математики и механики Ленинградского государственного университета (ЛГУ); организатора кафедры аэрогазодинамики и динамики полета в Военно-механическом институте; организатора науки, педагога, создателя научных коллективов, внесших выдающийся вклад в развитие ракетнокосмической техники 1940-70-х годов.

И.П.Гинзбург родился 10 марта 1910

года в местечке Монастырщина Смоленской губернии. С 1927 по 1931 год он учился на физико-математическом факультете ЛГУ. В 1929 году на факультете была создана кафедра гидроаэромеханики под руководством крупного аэродинамика проф. А.А. Саткевича. Будучи студентом, И.П.Гинзбург работал техником-геодезистом в Главном геодезическом управлении (ГГУ). В 1931 году он окончил ЛГУ.

В 1931 году в ЛГУ был создан НИИ математики и механики (НИИММ), научным руководителем которого стал будущий академик В.И.Смирнов. И.П.Гинзбург поступил в аспирантуру НИИММ ЛГУ, где учился в 1932-35 гг. под руководством крупнейших ученых Н.Е.Кочина и И.А.Кибеля. В годы аспирантуры он занимался вопросами теории корабельных волн и волнового сопротивления, применил метод характеристик к газодинамике реальных газов и получил решение задачи о распространении плоской и сферической взрывной волны (1937). В 1937 году И.П.Гинзбург защитил диссертацию на тему « К вопросу о движении реальных газов при больших скоростях».

В годы Великой Отечественной войны некоторые лаборатории факультетов и институтов университета 19 июля 1941 г. были

эвакуированы в г. Елабугу Татарская АССР где, таким образом, возник филиал ЛГУ. Во главе этого филиала с первых дней эвакуации стоял член-корр. АН СССР, профессор В.А. Амбарцумян. Елабугский филиал после установления лабораторного оборудования в помещении учительского института с 19 сентября 1941 г. приступил к выполнению своей части плана учебной и научной работы.

И.П. Гинзбург, М.А. Ковалев, П.Г. Макаров, находившиеся в г.Елабуге, под руководством академика В.И. Смирнова выполняли задания Государственного Комитета Обороны по исследованию аэродинамики и баллистики оперенных снарядов, мин и авиабомб. И.П. Гинзбургом было рассмотрено движение оперенных осесимметричных тел при наличии различных видов асимметрии (массовой, аэродинамической и т.д.). За эти работы и в связи со 125-летием университета В.И. Смирнов, И.П. Гинзбург, М.А. Ковалев были награждены орденами.

По материалам исследований военных лет И.П. Гинзбург подготовил докторскую диссертацию, которую защитил в 1944 г. Основной материал диссертации вошел в монографию "Устойчивость движения и кучность боя мин и реактивных снарядов", которая под редакцией академика В.И. Смирнова была издана в 1949 г.

Эта работа была важным этапом в формировании научных интересов И.П. Гинзбурга. Учитывая ее особое значение для его творческой биографии, рассмотрим ее содержание более подробно.

Работа состоит из двух частей. Первая часть "Устойчивость движения и кучность боя мин и авиабомб" (8 глав); вторая часть "Устойчивость движения и кучность боя реактивных снарядов" (4 главы).

1. Уравнения движения.

2. Продольное движение оперенного снаряда.

3. Боковое движение оперенного снаряда.

4. Определение величины отклонений по дальности, обусловленных колебанием снаряда в полете.

5. Об устойчивости полета оперенного снаряда на больших углах возвышения.

6. Влияние асимметрии масс снаряда на устойчивость и баллистические свойства.

7. Влияние асимметрии стабилизатора оперенного снаряда на устойчивость и баллистические свойства.

8. О расчете кучности боя оперенных снарядов (мин).

9. Уравнения движения твердого тела переменной массы (реактивного снаряда).

10. Об устойчивости движения симметричного оперенного реактивного снаряда.

11. Влияние асимметрии реактивного снаряда на его устойчивость и баллистические свойства.

12. О кучности вращающегося реактивного оперенного снаряда.

В дополнении к монографии рассматриваются вопросы, связанные с определением аэродинамических сил и их коэффициентов, а также формулируются условия устойчивости решения обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка.

Заканчивая обзор содержания монографии можно заключить, что она является одним из первых трудов, в котором детально и глубоко рассмотрены вопросы внешней баллистики неуправляемых реактивных снарядов (НРС). Следует отметить, что на основе этой монографии И.П. Гинзбург составил конспект лекций курса "Динамика полета", в который включил также вопросы динамики управляемых ракет. Кроме того, в конспект был включен раздел, в котором приводятся эмпирические и аналитические зависимости для аэродинамического расчета.

Можно сделать вывод, что в годы Великой Отечественной войны И.П. Гинзбург, участвуя в выполнении работ, необходимых для оборонных предприятий, становится специалистом высокого уровня в области механики тел переменной массы.

В июле 1944 года филиал ЛГУ вернулся в Ленинград; И.П.Гинзбург был назначен заведующим лабораторией газовой динамики. Под руководством И.П.Гинзбурга и благодаря усилиям малочисленного, но энергичного коллектива за кратчайший срок был выполнен значительный объем работ. В сентябре 1946 года на вновь смонтированных установках в помещении математико-механического факультета на 10-й линии Васильевского Острова начались экспериментальные работы. В октябре 1946 года И.П.Гинзбург был утвержден профессором кафедры гидроаэромеханики ЛГУ.

В этом же 1946 году И.П.Гинзбург был приглашен в Ленинградский Военно-Механический институт (ЛВМИ) на должность профессора и заведующего спецкафедрой на вновь созданный факультет реактивного вооружения, а в 1949 году возглавил кафедру №5 аэрогазодинамики и динамики полета, которой бессменно руководил в течение 30 лет. Научно-педагогическая деятельность И.П.Гинзбурга, неразрывно связанная с ЛГУ и ЛВМИ, оказалась исключительно плодотворной. Стремясь поднять прикладную науку до самого высокого теоретического уровня, он приглашал для преподавания на организованной им кафедре в ЛВМИ выпускников университета, благодаря чему кафедра стала одной из ведущих в институте. Наряду с этим, он привлекал наиболее способных выпускников этой кафедры к экспериментальным исследованиям в газодинамической лаборатории ЛГУ, стимулируя решение насущных, практических задач.

Научную и организационную деятельность И.П.Гинзбурга можно разделить на несколько периодов. В 1940-е годы он получил ряд новых результатов по вопросам устойчивости движения реактивных снарядов, рассмотрел движение вращающихся оперенных осесимметричных тел при наличии различных видов асимметрии, совместно с П.Г.Макаровым выполнил работу по устойчивости движения и оценке отклонений баллистических ракет (1947- 51).

В 1950-е годы И.П.Гинзбург решил задачи о движении вязкого газа в подвижной щели, об установившемся истечении газа из баллона через подвижную щель и через длинные трубопроводы, об одновременном опорожнении и наполнении сосудов газом. Среди работ, посвященных вопросам прикладной гидрогазодинамики, следует отметить работы о гидравлическом ударе реальных жидкостей в сложных трубопроводах, у которых диаметр и толщина стенок меняются по длине, и в трубах из упруго-вязкого материала. Эти работы были выполнены И.П.Гинзбургом совместно с А.А.Грибом по заданию Ленинградского Металлического завода.

Под руководством И.П.Гинзбурга и при его непосредственном участии его учениками (главным образом из ЛВМИ) было выполнено большое количество работ по изучению газовых струй. Это послужило началом создания его научной школы по газодинамике струйных течений.

В 1957 году И.П.Гинзбург организовал на базе Механического института (так с 1956 года стал называться Военно-Механический институт) первый в Советском Союзе семинар по газовым струям, который собрал специалистов ведущих организаций страны, занимающихся проектированием авиационно-ракетной техники. В дальнейшем Всесоюзные семинары по газовым струям под руководством И.П.Гинзбурга проходили регулярно (1 раз в 2-3 года) в различных городах страны. Эти семинары постоянно вызывали большой интерес ученых и инженеров, в том числе и зарубежных. Они сыграли важную роль в развитии газодинамики струйных течений и признании научной школы И.П.Гинзбурга. Первые 11 семинаров провел сам Исаак Павлович. После его кончины семинарами, которые проходили в Красноярске, Новосибирске, Санкт-Петербурге руководили его ученики: Членкорреспондент АН СССР и РАН В.Г.Дулов, профессора: Г.А. Лукьянов, В.Н. Усков, С.К.Матвеев и др. В 2000 году семинары получили статус международных. В этом же году состоялся XVIII Международный семинар «Течения газа и плазмы в соплах, струях и следах», в 2002 и 2004 году — XIX и XX семинары по струйным, отрывным и нестационарным течениям. В 2007 году XXI семинар прошел в Новосибирске под руководством академика РАН В.М.Фомина, а ХХІІ семинар, посвященный 100-летию И.П.Гинзбурга, прошел в Санкт-Петербурге в июне 2010 года. Успешная работа семинаров подтвердила блестящую научную интуицию И.П.Гинзбурга, который более 50 лет назад провел первый семинар по этой тематике.

И.П.Гинзбург был выдающимся организатором науки, активно поддерживал новые перспективные направления, проводил большую работу по координации научных исследований. Он возглавлял секцию Научного Совета госкомитета Совета Министров СССР по науке и технике по проблеме «Массотеплоперенос в технологических процессах», занимался вопросами интенсификации технологических процессов в металлургии, в химической и ядерной промышленности.

В конце 1950-х — начале 60-х годов И.П.Гинзбург опубликовал ряд важных исследований по динамике регулирования гидротурбин и стабилизации тел, находящихся на качающихся платформах. Его статьи о методах решения задач ламинарного и турбулентного пограничного слоя при наличии диссоциации и диффузии и о влиянии вдува на трение и параметры турбулентного пограничного слоя явились существенным импульсом для дальнейшего решения задач физической газодинамики. Ряд работ по этой тематике вышел в соавторстве с его аспирантами и сотрудниками. В 1970-е годы под руководством И.П.Гинзбурга в теоретическом секторе лаборатории проводилось численное исследование поля течения в области, возмущенной телом, движущимся с гиперзвуковой скоростью, и в следе за ним с учетом реальных физикохимических процессов. Результаты, полученные И.П.Гинзбургом и под его руководством, оказали большое влияние на развитие многих разделов механики жидкости, газа и плазмы. Особо подчеркнем, что большинство полученных им результатов доведено до конкретных приложений, что обеспечило их непосредственное применение в различных отраслях народного хозяйства и обороны страны.

Основные результаты научных исследований И.П.Гинзбурга в области газодинамики, тепломассообмена, теории управления и устойчивости были изложены в 150 научных работах и монографиях: «Устойчивость движения и кучность боя мин и реактивных снарядов» (1949); «Прикладная гидрогазодинамика» (1958); «Аэрогазодинамика» (1966); «Теория сопротивления и теплопередачи» (1970); «Трение и теплопередача при движении смеси газов» (1975), которые до сих пор используются в университетах и технических вузах в качестве учебных пособий. Как отмечал академик А.В.Лыков, главным достоинством монографий И.П.Гинзбурга являются «математическая строгость и глубокая физическая трактовка рассматриваемых вопросов». По инициативе И.П.Гинзбурга и под его редакцией с 1968 года начал выходить тематический сборник «Газодинамика и теплообмен» в рамках

издания «Ученые записки ЛГУ» (вышло 10 сборников, 5 - при жизни Исаака Павловича).

За время работы в ЛГУ и ЛВМИ И.П.Гинзбург подготовил и прочел ряд новых курсов и спецкурсов по вопросам аэрогазодинамики, тепломассообмена, динамики полета и теории управления. Он воспитал не одно поколение учеников, которые с успехом продолжают дело своего учителя как на научном, так и на педагогическом поприще. Среди его учеников 123 кандидата, 14 докторов наук, большое число научных работников и инженеров. Многие его ученики в настоящее время занимают руководящее положение в вузах, НИИ. КБ, промышленных предприятиях. Ряд его учеников заведовали и заведуют сегодня кафедрами в ЛМИ и других вузах, профессор С.К.Матвеев заведует кафедрой гидроаэромеханики на математико-механическом факультете СПбГУ. В.Г.Дулов, окончивший аспирантуру по кафедре гидроаэромеханики ЛГУ под руководством И.П.Гинзбурга, членкорреспондент АН СССР и РАН, лауреат Государственной премии СССР, заведовал этой кафедрой с 1989 по 1999 год. В ЛМИ следует назвать профессоров: Г.Т. Алдошина, Ю.П. Савельева, Г.А. Лукьянова, А.М.Сизова, А.С. Шалыгина, И.А. Белова, В.Н. Ускова, В.Н. Емельянова, Б.Э. Кэрта, О.А. Толпегина; в Академии Гражданской авиации – В.М. Супруна, Н.Н. Соколова, Е.А. Куклева; в Морском ТУ – М.Я. Подольского; в Академии Аэрокосмического приборостроения - Вал.А. Коробкова.

И.П.Гинзбург вел большую работу по оказанию помощи научноисследовательским организациям, промышленности, учебным заведениям Ленинграда и других городов страны. Заметную роль в этом играл семинар, проводимый Исааком Павловичем в лаборатории газовой динамики, который выходил далеко за рамки учебного семинара, и в еще большей степени семинар в Военно-Механическом институте, бессменным руководителем которого он был с 1947 года до конца жизни.

За большие научные достижения и подготовку кадров И.П.Гинзбург был награжден вторым орденом «Знак Почета» и медалями, неоднократно был отмечен Министерством высшего и среднего специального образования СССР; его имя, имя крупнейшего ученого - газодинамика и теплофизика, включено в БСЭ в связи с развитием механики жидкости и газа в СССР.

Работы сотрудников лаборатории и кафедры публиковались в журналах «Механика жидкости и газа», «Инженерно-физический журнал», «Вестник ЛГУ» и др., а с 1968 года — в сборниках «Газодинамика и теплообмен».

Масштабные исследования были организованы И.П.Гинзбургом в БГТУ «Военмех (название ЛМИ с 90-х годов).

Основные исследования ЛМИ в проводились в области прикладной и теоретической газодинамики:

1. Осесимметричные струи. Создание важного для инженерной практики метода расчета начального (ударно-волнового) участка сверхзвуковой нерасчетной струи - В. Г. Дулов (1959г.). Следует отметить, что В. Г. Дулов в годы научной деятельности в СО АН (Новосибирск, Красноярск) далее развил теоретические методы исследования сверхзвуковых струйных течений. В дальнейшем (с 1960г.) метод уточнялся А.Л.Исаковым, Б. Н. Собколовым, Г.А.Акимовым, а затем - (с 1970г.) В. Н. Усковым и его сотрудниками. Позднее (1980г.) Е.И.Соколов изложил аналитический метод расчета отдельных областей струи. Следует добавить, что еще в 1956 году околосопловое течение методом характеристик рассчитывал А.К.Полубояринов.

2. Составные (блочные) струи. Первыми (1962г.) были работы В.Г.Дулова и А.Л.Исакова. В последующие годы изучением составных струй занимались Г.А.Акимов, Б.Н.Собколов, А.М.Сизов, В.Д.Приходько, Ю.М.Рудов, А.П.Бавыкин и др. Схема исследований: фотографирование струи, изучение взаимодействующих скачков уплотнения и граничной поверхности струйного потока, измерение давления в различных сечениях струи, анализ качественной картины течения; результат - разработка полуэмпирического метода расчета основных геометрических и газодинамических параметров струи.

3. Взаимодействие струи с элементами конструкции ЛА. С 1960г. были исследованы различные случаи взаимодействия струи с телами типовых форм:

 плоскость, сфера и конус ограниченных поперечных размеров (Г.А.Акимов, Б.Н.Собколов, В.С.Кармановский, Н.И.Спирин);

- наклонная плоскость (Н.Н.Соколов, В.Н.Усков, Ю.М.Рудов);

- плоскость, перпендикулярная оси струи (В.Н.Усков, Б.Г.Семилетенко, Л.И.Шуб, И.А.Белов, В.В.Цымбалов, Е.И.Соколов, Б.Ф.Панов, И.В.Шаталов и др)

плоскость, конус, сфера в составной струе (Г.А.Акимов,
 Ю.М.Рудов - докторская диссертация);

- тепловое взаимодействие струи с плоской преградой (В.С.Терпигорьев с 1963г., В.А.Санников, Ю.В.Комиссаров (стендовые эксперименты), И.А.Белов. В.С.Комаров, Г.Ф.Горшков - докторская диссертация).

4. **Течение** *донной области* **ЛА.** Экспериментальные исследования были начаты Ю.П.Савельевым и его группой (Г.С.Дедов, Т.Г.Опарина) в 1963г.; продолжены А.М.Сизовым, Д.А.Ярцевым (измерительный комплекс), А.Н.Журкиным, Л.В.Чернигиным, В.М.Рубиным (исследования на баллистической трассе), В.Б.Рютиным, а

также - Н.А.Цеповым и А.А.Тарасюком (установка с подогревом воздуха). Основные теоретические разработки были выполнены Ю.П.Савельевым (докторская диссертация, 1976г.), А.М.Сизовым (1983г.), в последующие годы - М.М.Степановым – докторская диссертация.

5. Внутрикамерные течения. Первой работой в этом направлении была докторская диссертация Б.А.Райзберга (1964г.). Ее продолжением и дальнейшим развитием были исследования К.П.Самсонова и В.М.Соболева. Наиболее глубокие исследования в этой области были выполнены В.Н.Емельяновым и обобщены в его докторской диссертации. Результатом деятельности его группы были также опытные данные, полученные на специальном стенде и теоретические разработки (программы), позволившие рассчитывать внутрикамерные процессы тепломассопереноса. Среди учеников и сотрудников В.Н.Емельянова следует назвать Б.Я.Бендерского (д.т.н.), И.П.Кректунову, В.Б.Александрова. В.А.Анисимова, К.Н.Волкова, А.А.Патейчука, Ф.Ф.Спиридонова (д.т.н.), А.И.Жеребина и др. К исследованиям внутренних течений относятся также работы группы М.Г.Моисеева (Е.А.Никуличева, В.С.Суминова, В.Ю.Соловьев). С 1960-х гг. ею были выполнены многочисленные экспериментальные работы на специальном стенде по определению расходно-тяговых характеристик сопловых устройств различных типов, исследованы условия отрыва потока от стенок сопла.

6. Течение газа в ёмкостях u каналах. Задачи гидрогазодинамики исследовались аспирантами В.М.Супруном (1962г.), М.Г.Моисеевым (1963г.), В.И.Михайловым (1968г.). Проблемы газодинамики на начальном этапе движения ЈІА изучали аспиранты И.А.Белов (1962г.), В.А.Коробков (1965г.), Р.Н.Когтев (1967г.), В.А.Сурин (1968г.), С.И.Жигач (1969г.). Наиболее полное исследование этого комплекса проблем выполнил в докторской диссертации Г.Т.Алдошин (197г.), который в последующие годы продолжил решение комплексных задач в области прикладной механики совместно с учениками (Б.Э.Кэрт и др.). Следует указать, что в 2000е годы Б.Э.Кэрт выполнил цикл оригинальных исследований в области внутренней баллистики ЛА, развив новое научное направление. Одновременно он явился организатором и научным руководителем ряда всероссийских семинаров и конференций по вопросам внутренней и внешней баллистики.

7. **Плазменные струи.** Исследования (с 1967г.) проводились группой Г.А.Лукьянова. Была создана экспериментальная установка с необходимым приборным обеспечением (Г.В.Петухов) для исследования сверхзвуковых недорасширенных струй разреженного газа и

низкотемпературной плазмы и их взаимодействия с поверхностями. Изучались также струи плазмы паров металлов. Было создано новое направление: прикладная плазмодинамика струйных течений. В группе Г.А.Лукьянова работали В.В.Сахин, В.И.Кислов, С.И.Иголкин, А.П.Курышев, Г.М.Жинжиков, И.В.Шаталов и др.

8. Встречные и спутные струи. Первые расчетные схемы были предложены в 1960-е гг. В.И.Погореловым (ЛМИ) и О.С.Зеленковым (ЛГУ). Детальное исследование встречных струй было проведено Е.И.Соколовым (1976г.). Изучались ударно-волновая структура струй и условия разрушения устойчивого взаимодействия встречных струйных потоков одинаковой и различной степени нерасчетности. Были получены эмпирические зависимости для определения основных геометрических и газодинамических характеристик струй. Спутные сверхзвуковые струи малой нерасчетности исследовались Б.Н.Собколовым (1968г.). Была предложена методика приближенного расчета границы раздела спутного и струйного потоков, а также - способ определения ударно-волновой структуры потока вблизи сопла.

9. Численный эксперимент в задачах аэрогазодинамики. Наиболее полные исследования были проведены (с 1968 г.) И.А.Беловым и его группой. Некоторые результаты этих исследований были опубликованы в монографии "Взаимодействие неравномерных потоков с преградами" (1983г.). Из группы учеников И.А.Белова следует выделить С.А.Исаева, разработавшего методы управления процессом обтекания тел с помощью организации вихревых и отрывных течений (1990-е гг.). Выше отмечались также разработки вычислительных программ для решения внутрикамерных задач группой В.Н.Емельянова. Следует также отметить цикл его учебно-методических пособий по вычислительным методам.

10. *Нестационарные газовые течения.* Проблемами нестационарной газодинамики занимался (с 1963г.) А.К.Полубояринов. Его работы и работы его учеников посвящены исследованию распространения плоских и сферических нестационарных ударных волн (Ю.М.Циркунов, А.И.Котов, А.И.Цветков). Были проведены также серии экспериментов на ударной трубе (Ю.С.Марков - 1970-е годы).

Частный случай нестационарного газодинамического процесса автоколебательный режим при взаимодействии нерасчетной струи с преградой. Это интересное и сложное явление, изучавшееся впоследствии многими авторами, было обнаружено при проведении экспериментов в Механическом институте (1961г.) А.Л.Исаковым, Б.Н.Собколовым, Г.А.Акимовым и было названо "сильной неустойчивостью". В последующие годы в ЛМИ его детально исследовали В.Г.Дулов, Б.Н.Собколов, В.Н.Усков, Б.Г.Семилетенко,

В.В.Цымбалов, Е.Н.Цымбалова, Е.И.Соколов и др. Было выявлено несколько неустойчивых режимов и предложены механизмы, объясняющие их возникновение.

Пульсации газодинамических параметров усиливаются при наличии в преграде полости, ориентированной вдоль оси струи. В газодинамической лаборатории ЛГУ подробные исследования (1980-е гг.) были проведены В.Г.Дуловым, В.Е.Кузьминой, Е.А.Угрюмовым (докторская диссертация), А.Г.Кузьминым.

11. Газодинамика и акустика струйных течений. Направление в 1970е г. начал развивать на кафедре В.К.Ерофеев. Им исследовались нестационарные процессы взаимодействия газовых потоков с полостями для генерации мощного звука. Были проведены многочисленные эксперименты для различных конструктивных схем и режимов течений. В них принимали участие сотрудники и ученики В.К.Ерофеева -В.В.Григорьев, А.В.Савин, В.П.Шалимов, Г.А.Воробьева. Результаты исследований этой группы широко применяются в современных технологиях.

12. Турбулентные струи. Основные исследования были выполнены В.А.Зазимко (с 1970г.): предложена физическая модель струи, на основе которой были получены расчетные соотношения для определения статистических характеристик газодинамических и электрофизических параметров различных типов турбулентных струй (дозвуковых и сверхзвуковых, расчетных и нерасчетных). Практическая проверка предложенной схемы была выполнена его учеником и сотрудником А.В.Клочковым. Следует отметить, что при расчете турбулентных течений в различных задачах использовались и другие турбулентности (работы И.А.Белова, С.А.Исаева, модели В.Н.Емельянова, Ю.М.Циркунова)

13. Двухфазные струи и течения. Первые работы на кафедре были выполнены в начале 70-х гг. Т.Н.Рябининой, Л.И.Шубом, Вал..А.Коробковым и др. На основе общих уравнений движения полидисперсной двухфазной смеси рассматривалось стационарное течение в предположении, что эффекты вязкости и теплопроводности проявляются только при взаимодействии с частицами. В последующие годы двухфазные течения интенсивно исследовались Б.А.Баланиным, В.А. Лашковым, С.К.Матвеевым (СПбГУ) и Ю.М.Циркуновым (БГТУ). В частности, Ю.М.Циркуновым с сотрудниками (Н.В.Тарасова, А.Н.Волков) был опубликован ряд работ по аэродинамике двухфазных течений, в которых развит "полностью Лагранжев" подход к описанию движения примеси (второй фазы)

14. Газовые струи в технологических процессах. Основные исследования, проводимые на кафедре по струйным течениям, были

связаны, как правило, с задачами авиационной и ракетно-космической техники. Вопросы применения газовых струй в металлургических процессах с целью их интенсификации стал развивать в 1970е г. А.М. Сизов; было создано новое направление в области газоструйной технологии. Следует также отметить, что под руководством С.И. Жигача в 1990-е годы был создан концерн "Струйные технологии", который занимается разработкой современных газоструйных конструкций и их применением в технологических процессах.

15. Взаимодействие ударных волн. Ударно-волновые структуры, характерные для сверхзвуковых нерасчетных струй, изучались многими авторами (В.Г.Дулов, А.Л.Исаков, Б.Н.Собколов, Г.А.Акимов, В.Н.Усков, Ю.М.Рудов, А.М.Сизов, В.Д.Приходько, А.К.Полубояринов, Б.Г.Семилетенко, Л.И.Шуб, Е.И.Соколов и др.). Наиболее полное исследование этой проблемы было выполнено в докторской диссертации В.Н.Ускова (1984г.). В ней автор детально анализирует течение газа в окрестности точки пересечения ударных волн, их взаимодействие с твердой поверхностью и тангенциальным разрывом. Показывается, что переход от одной конфигурации ударных волн к другой может сопровождаться нестационарными течениями. Поэтому особое внимание уделяются предельным параметрам, при которых могут существовать различные волновые структуры.

Перечень представителей школы И.П.Гинзбурга следует дополнить именами специалистов в области проблем теоретической механики и механики полета. Это профессора: А.Т.Барабанов, В.А.Санников, Е.И.Катин, Е.А.Куклев, А.С.Шалыгин, Ю.З.Алешков, М.Е.Подольский, В.А.Коноплев, начинавшие свою научноисследовательскую деятельность под руководством И.П.Гинзбурга в 1950-е - 60-е годы. В последующие годы докторские диссертации защитили О.А.Толпегин, Ю.И.Палагин и С.А.Кабанов, В.А.Бородавкин, Б.Э.Кэрт (решение проблем динамики управляемых систем, внешней и внутренней баллистики).

Ученики И.П.Гинзбурга, продолжая начатую им традицию, систематически проводят международные семинары по вопросам аэрогазодинамики.

22 – 25 июня 2010г. был проведен XXII научный семинар, посвященный столетию основателя научно-педагогической школы, в Санкт-Петербургском государственном университете, а 28 июня – 02 июля 2010г. – в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им.Д.Ф.Устинова. В этих научных центрах создавалась научная школа профессора И.П.Гинзбурга, которую представляют сотни высококлассных специалистов, среди которых 35 докторов и 125 кандидатов наук.

Деятельность научной школы успешно продолжается и в наши дни.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Сверхзвуковые газовые струи // Под редакцией В.Г.Дулова. Новосибирск: Наука, Сиб. отделение, 1983, 201с.

2. Газодинамика и акустика струйных течений / Под ред. В.Г.Дулова. Новосибирск: Наука, 1987, 159с.

3. Акимов Г.А. Развитие теоретической и прикладной газодинамики школой профессора И.П. Гинзбурга. СПб.: Изд-во БГТУ, 2002, 195с.

Фундаментальные основы баллистического проектирования 2010

Секция 1

Внешняя баллистика



Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция

# АЛГОРИТМЫ И МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ЦИФРОВОГО СИГНАЛА В ПРОГРАММНОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ РАДИЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ СЕРИИ «ЛУЧ» ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ПАРАМЕТРОВ БОЕПРИПАСОВ ПРИ СТРЕЛЬБОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

БЕЛОЗЕРОВ В.А., ШАКИРОВ М.Р., ЧВАНОВ А.Е. Федеральное казенное предприятие «Нижнетагильский институт испытания металлов»

## 622015, Нижний Тагил, Гагарина ул. д. 29, m. (3435) 47-51-15, факс (3435) 47-52-20, E-mail <u>skb@ntiim.ru</u>

Для регистрации сигнала, поступающей от приемной аппаратуры станций, необходим модуль цифрового преобразования (модуль АЦП), встроенный в персональный компьютер. Обработка цифрового доплеровского сигнала, поступающий с модуля АЦП, происходит на компьютере с помощью программного обеспечения (ПО). ПО выполняет необходимые алгоритмы для обработки сигнала и выдает результаты испытаний в темпе опыта.

Программное обеспечение осуществляет (рис. 1):

цифровую регистрацию и фильтрацию измерительной информации;

 выполняет расчетные функции по вычислению траекторных параметров функционирования боеприпасов;

 программное управление электронными и электромеханическими компонентами станции;

- выполняет статистическую обработку, документирование результатов и их долговременное хранение.

Основная трудоемкость при создании ПО выпала на решение двух основных задач:

 регистрацию в цифровой форме доплеровского сигнала (ДС), являющегося носителем измерительной информации, и первичную обработку с целью определения радиальной скорости боеприпасов;

 реализацию алгоритма вторичной обработки для определения внешнетраекторных параметров поступательного движения боеприпасов.

Для решения первой задачи в состав ПО встроен программный цифровой регистратор, управляющий драйвером модуля АЦП.



Рисунок 1 – Схема работы программного обеспечения

Параметры работы регистратора задаются на основе ожидаемой максимальной скорости и возможного времени сопровождения цели.

Результатом работы регистратора является массив кодов АЦП, сохраненный в файл исходных данных. Процесс регистрации начинается по сигналу внешней синхронизации при возникновении дульной вспышки.

Регистрация данных производится по одному или двум независимым каналам АЦП. На вход второго дополнительного канала поступает сигнал аппаратно сдвинутый по фазе на 90 градусов относительно исходного. Назначение второго канала связано с подавлением шумов станции и определением направления движения испытуемого объекта относительно РЛС.

Принцип действия станции основан на использовании эффекта Доплера, заключающегося в различии значений частот зондирующего сигнала  $f_3$  и сигнала, отраженного (принимаемого) от объекта  $f_0$ , радиально перемещающегося относительно станции.

$$/f_3 - f_0 / = f_{II}$$
, где (1)

 $f_{\mathcal{A}}$  - доплеровская частота, значение которой однозначно описывается длиной волны зондирующего сигнала  $\lambda_3$  и радиальной скоростью  $V_P$  движения объекта:

$$f_{\mathcal{A}} = \frac{2V_{P}}{\lambda_{3}}$$
 или  $V_{P} = \frac{f_{\mathcal{A}} \cdot \lambda_{3}}{2}$ . (2)

Таким образом, для вычисления радиальной скорости согласно формуле (2), необходимо определить  $f_{\mathcal{A}}$  в конкретные моменты времени, определяемые выбранной  $f_{duckp}$ .

Цифровая обработка массива измерений разбитого на участки (выборки), каждый из которых может быть представлен в виде дискретно-временного ряда Фурье (ДВРФ), позволяет вычислить методом БПФ амплитудные и частотные составляющие спектра этих участков, а также выделить полезный сигнал из шумо-сигнальной смеси.

Данный способ позволяет получить набор условно "мгновенных" амплитудно-частотных (амплитудно-скоростных) спектров доплеровского сигнала. Причем, положение энергетического центра каждого "мгновенного" спектра соответствует "мгновенному" значению  $f_{\mathcal{A}}$  и согласно формуле радиальной скорости движения снаряда в конкретные моменты времени, отсчитываемые от момента выхода боеприпаса из канала ствола орудия.

Для экспресс-оценки результатов цифровой обработки на экран монитора выдаются, так называемые, "водопадные" графики, отражающие эволюцию "мгновенных" спектров в плоскости "время – радиальная скорость".

Реальный спектр сигнала может содержать шумовые компоненты, затрудняющие определение скорости, или нести информацию о нескольких целях (например, сектора от бронебойно-подкалиберного снаряда (БПС)).

Для выделения нужных составляющих спектра применяются программные методы цифровой фильтрации, в основе которых лежат алгоритмы прямого преобразования Фурье. Операции выделения спектра и восстановления сигнала после модификации спектральных компонентов позволяют выполнять следующие операции:

 полосовую фильтрацию в диапазоне предполагаемого изменения скорости выбранного объекта с возможностью селекции целей по скорости;

 – амплитудное нормирование и квадратурную обработку сигнала с целью подавления шумов;

 изменение энергии спектра за счет изменения размера выборок,
 что позволяет повысить точность определения скорости и соотношение «сигнал-шум»;

– адаптивную полосовую фильтрацию (рис. 2) с
 прогнозированием и оперативным изменением полосы пропускания;

#### Санкт - Петербург



Рисунок 2 – Адаптивная фильтрация

Выделенный вышеперечисленными операциями спектр полезного сигнала является основой для определения радиальной скорости боеприпаса на всем участке сопровождения цели до момента равенства амплитудных составляющих полезного и шумового компонентов спектра. Предельная погрешность определения скорости при этом составляет 0.1%.

Вторичная обработка использует математическую модель полета боеприпаса «как материальной точки» по баллистической траектории, которая учитывает:

- ветровой снос боеприпаса в условиях реальной атмосферы;
- деривацию, вызванную вращением объекта;

индивидуальную зависимость коэффициента лобового сопротивления;

азимут стрельбы и географическую широту начальной точки отсчета;

- кривизну поверхности Земли и ее угловую скорость вращения.

Алгоритм расчета траекторных параметров основан на итерационном поисковом процессе, при котором находится такой набор исходных данных для расчета модели полета боеприпаса, который максимально согласуется с фактическими результатами измерений.

Для этого первоначально выполняется дополнительный расчет скорости боеприпаса относительно РЛС. Полученная зависимость является расчетной (априорной) радиальной скоростью боеприпаса.

Задача окончательного расчета внешнетраекторных параметров движения боеприпаса заключается в определении такой комбинации

22

настроечных параметров модели, при которой экспериментальная и расчетная радиальные скорости совпадали бы с заданным оператором допуском на предварительно выбранном участке сравнения.

Допуск обусловлен тем, что экспериментальная зависимость радиальной скорости содержит шумовые компоненты и возмущения, вызванные вращением боеприпаса и его сложными колебаниями в процессе полета, что в свою очередь приводит к колебаниям его отражающей поверхности.

Для устранения возмущающих факторов недостаточно простого сглаживания радиальной скорости. С этой целью в обработку введен параметр «точности согласования», применение которого позволяет эффективно фильтровать возмущения и добиться гладкого характера зависимости индивидуальной функции лобового сопротивления от числа Маха (Cx(M)), выделив, тем самым, только поступательное движение центра масс снаряда.

Далее выполняется итерационный процесс по схеме:

определение начального рассогласования радиальных скоростей;

 изменение начальных условий расчета траектории ( начальная скорость и Cx(M)) для уменьшения рассогласования;

расчет траектории с новыми начальными условиями;

 определение текущего рассогласования радиальных скоростей и т.д. до достижения заданной величины рассогласования радиальных скоростей.

Средством оценки качества работы алгоритма является массив (соответственно график) разности измеренной и расчетной радиальных скоростей на участке совмещения.

Результаты последнего моделирования принимаются в качестве выходных параметров, а уточненные параметры модели сохраняются в выходном файле и могут использоваться для расчета траектории слежения при последующих опытах с однотипными изделиями. Полученная зависимость коэффициента силы лобового сопротивления является индивидуальной для данного изделия и позволяет оценить как аэродинамические свойства боеприпаса, так и возможные отклонения от штатного функционирования.

Данная задача решается в два этапа:

- подбор начальной скорости;

– подбор индивидуального коэффициента силы лобового сопротивления C<sub>x</sub>(M) ( задается табличной зависимостью от числа Maxa).

На первом этапе выполняется предварительный, упрощенный расчет фактического коэффициента силы лобового сопротивления по величине падения измеренной радиальной скорости. Полученный

результат сглаживается, экстраполируется для значений числа Маха, превышающих текущую начальную скорость, а затем сравнивается с законом изменения коэффициента лобового сопротивления принятого в расчете модели ( первоначально модель инициируется эталонным законом 1943г.).

Величина разности на начальном участке уточняет коэффициент формы, что позволяет методом подбора найти более точное значение начальной скорости по совпадению первых на сравниваемом участке значений расчетной и измеренной радиальных скоростей. Изменение начальной скорости меняет характер расчетной радиальной скорости, что требует нового уточнения коэффициента формы. Вышеприведенная последовательность расчетов повторяется до совпадения величин начальных скоростей в двух последних итерациях с точностью не ниже заданного в программе допустимого отклонения.

На втором этапе эталонный закон изменения коэффициента силы лобового сопротивления умножается на уточненное значение коэффициента формы. Коэффициенту формы присваивается единичное значение.

Далее выполняется подбор таких табличных значений коэффициента силы лобового сопротивления, которые обеспечивают допустимую точность совпадения экспериментальной и расчетной радиальной скорости (тем самым определяется индивидуальная зависимость).

Для оценки точности работы алгоритма вторичной обработки данных может использоваться следующий алгоритм:

 выполнить моделирование траектории и сформировать контрольный массив расчетной радиальной скорости, имитирующий измерения;

 изменить текущие условия моделирования (например, коэффициент формы и начальную скорость);

– выполнить настройку модели по контрольному массиву «измерений»;

 сравнить полученные результаты с условиями моделирования контрольного массива (например, сравнить контрольный и расчетный массивы скорости).

Практическая реализация оценки точности алгоритма расчета производилась в ходе лабораторного эксперимента с помощью модифицированного варианта программы траекторных расчетов. Программа позволяет преобразовать расчетную зависимость радиальной скорости в массив, имитирующий входную измерительную информацию, а также оценить абсолютную и относительную погрешность определения некоторых параметров.

Критерием оценки является точность нахождения параметров моделирования, при которых был сформирован контрольный массив.

Для этих целей производится расчет траектории на контрольном наборе исходных данных (использованы реальные данные для пули калибра 7.62 мм).

Для дополнительного контроля результаты расчета траектории помещаются в текстовый файл. На следующем шаге эксперимента в наборе исходных данных изменяется значение коэффициента формы (1.0 изменяется на 1.4) и начальной скорости (+5 м/с) с целью внесения рассогласования между расчетными и «экспериментальными» данными.

Далее выполняется стандартная процедура расчета. На рисунке 3 показаны графики скоростей, а на рисунке 4 график разности (отклонение) между расчетной и смоделированной «измеренной» радиальными скоростями до начала процедуры настройки модели

Рисунок 3 соответствует начальной фазе работы программы, при которой рассогласование скоростей в среднем составляет 35,684 м/с.

В результате работы алгоритма на этапах подбора коэффициента формы и определения индивидуального коэффициента лобового сопротивления разность уменьшается с учетом заданных в программе пределов (не более 0.005% от значения ожидаемой начальной скорости в базовых точках настройки).

Таким образом, погрешность определения траекторных параметров в реальных условиях практически полностью зависит от точности заданных исходных данных, которая определена требованиями к баллистическим испытаниям.



Рисунок 3 – Модель до настройки (радиальные скорости)

Например, контрольный тест по вышеприведенному методу, показывает, что изменение метеопараметров на 15-20% может привести к ошибке определения дальности до 0,5%.



Рисунок 4 – Рассогласование по скорости до настройки

Реализованный алгоритм сравнивался с методом прямого ввода экспериментальных данных в систему дифференциальных уравнений, описывающих полет боеприпаса. Программный фильтр предложенного алгоритма оказался эффективнее процедур сглаживания альтернативного метода. Большой объем вычислительных операций перебора легко преодолевается быстродействующими моделями применяемых компьютеров.

Необходимо отметить, что сравнение реализованного в алгоритме метода определения начальной скорости с алгоритмом по баллистическому ОСТу (В 84-1980-82), в которых используется функций Сиачи, показал, что точность последнего зависит от задаваемого коэффициента формы, который берется из чертежа испытуемого изделия.

Коэффициент формы, получаемый в разработанной программе обработки, отличается от соответствующих чертежных значений, так как в расчете учитывается индивидуальная функция коэффициента лобового сопротивления на участке обработки, что позволяет более точно определять начальную скорость.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 584 с., ил.

2. Тузов Г.И. Выделение и обработка информации в доплеровских системах М.: Советское радио, 1967.

26

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ДОСТАВКИ ПРИЕМНО-РЕГИСТРИРУЮЩЕЙ И РЕТРАНСЛЯЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ

## БЕРДНИКОВ В.А., ВИКТОРОВ В.А., ГУЛЯЕВ Д.Г., КАМИНСКИЙ М.В., КАРИМОВ Н.Ш., МЕЛЬНИК С.Н., САДЧИКОВ Г.Д., СМИРНОВ И.Ю.

Российский федеральный ядерный центр

Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной

#### физики

РФЯЦ-ВНИИЭФ, 607190, г. Саров Нижегородской обл., пр. Мира, д.37 m. (83130) 4-25-98, факс (83130) 4-51-21, <u>tilkunova@dep16.vniief.ru</u>

Летные испытания образцов вооружений предъявляют повышенные требования к объему и точности измеряемых на борту параметров траектории полета.

Традиционно в качестве основного носителя аппаратуры выбирается самолёт или аэростат. Однако их применение имеет ряд ограничений: зависимость от погодных условий, сложность транспортировки аэростатов и оборудования к месту их старта и другие.

При создании лабораторного образца ракетного комплекса были проведены работы по баллистическому проектированию, конструкторской разработке ракетной системы (PC) на основе твердотопливных ракетных двигателей (РД) и её экспериментальной отработке.

В настоящей работе представлены результаты баллистического проектирования, методика и результаты проведения испытаний ракетного комплекса (РК) вертикального взлета в условиях возможного применения.

Баллистическое проектирование и конструкторская разработка ракетной системы.

С целью создания ракетного комплекса для доставки приборного отсека (ПО) с приемно-регистрирующей аппаратурой и системой спасения были проведены работы по баллистическому проектированию и конструкторской разработке ракетной системы. Требования, предъявляемые к РС и ПО: масса ПО – 70 ÷ 100 кг, диаметр 300 ÷ 360 мм, перегрузки при подъеме и приземлении – не более 10 ед.

Для выполнения работ по баллистическому обоснованию рабочих параметров системы создана математическая модель расчета параметров движения ракетной системы, учитывающая особенности условий её работы: разгонный участок (в том числе и движение по пусковой установке (ПУ)); скорость ветрового потока на различных высотных эшелонах; изменение тяги РД и весовой расход топлива в зависимости от времени; введение в поток и задействование парашютной системы спасения; изменение инерционно массовых характеристик РС в зависимости от времени работы РД.

При проведении работ по баллистическому проектированию и конструкторской разработке PC были рассмотрены две силовые схемы PC (толкающая и тянущая) и два типа компоновки двигательной установки (ДУ) – тандемный и пакетный – см. рисунок 1. В качестве исходных данных при проведении расчетов использовались:

- зависимость от времени силы тяги ракетного двигателя;

- зависимости от времени инерционно-массовых характеристик PC, обусловленные изменением массы ДУ на активном участке траектории (АУТ);

- аэродинамические характеристики РС.

Основные результаты баллистических расчетов представлены в таблице 1.

Проведенный баллистический анализ различных схем PC показал, что однодвигательная толкающая схема ракетного комплекса, выполняя поставленную задачу, является более простой в конструктивном исполнении и при эксплуатации, имеет меньшие габариты, позволяет получить устойчивый полет на активном и пассивном участках траектории, приемлемую динамику при существенно меньших запасах статической устойчивости. Таким образом, поставленная перед ракетным комплексом задача может быть решена ракетной системой на базе одного двигателя.

#### Экспериментальная отработка

С целью уточнения зависимостей аэродинамических характеристик РС и инерционно-массовых характеристик и параметров тяги РД от времени, отработки компонентов РК в штатной комплектации в условиях аналогичных натурным был проведен комплекс испытаний на многоцелевом испытательном комплексе РФЯЦ-ВНИИЭФ (МИК).

1. Испытания ракетных двигателей на стенде огневых испытаний

Для проведения баллистических расчетов полета РК с использованием в качестве разгонного двигателя РДТТ требуется знание параметров силы тяги каждой конкретной партии используемого двигателя. Определение зависимости тяги РД от времени производится на стенде огневых испытаний МИК.

На рисунке 2 приведена зависимость силы тяги двигателя от времени, полученная в результате испытаний.

28

#### 2. Аэродинамические испытания моделей ракетной системы

При проведении расчетов параметров движения ракетной системы требуется знание ее аэродинамических характеристик. Аэродинамические характеристики РС определены расчетными методами [1] и уточнены по результатам испытаний моделей ракетной системы в аэробаллистическом тире (АБТ) [2].

С целью определения характеристики аэродинамических сил и моментов объекта испытаний в требуемых диапазонах скорости движения и углов атаки, рассмотрены различные способы задания требуемых углов атаки.

Традиционно в АБТ применяются следующие способы задания требуемых углов атаки:

1. Размещение модели в поддоне с заданным углом атаки;

2. Использование дульного насадка формирующего поперечные колебания относительно продольной оси модели;

3. Изгиб ствола баллистической установки.

В представленных способах диапазон формируемых углов атаки имеет конструктивные ограничения: размещение модели в поддоне с углом атаки ограничено калибром баллистической установки (особенно для моделей большого удлинения); применение дульного насадка и изгиб ствола баллистической установки эффективны на скоростях M > 1. Существенным недостатком представленных способов является тот факт, что они формируют угол атаки на выходе модели из баллистической установки, что не всегда позволяет обеспечить требуемый угол атаки к моменту входа модели на измерительный участок АБТ. Использование импульсного ракетного двигателя (ИРД) позволяет определять характеристики аэродинамических сил и моментов объекта испытаний в требуемом диапазоне углов атаки путем приложения соответствующего импульса силы тяги непосредственно на измерительном участке АБТ с использованием пирозамедлителя.

Специально для этого вида испытаний, на основе существующей методики создана математическая модель и программа обработки данных аэробаллистического эксперимента для летательных аппаратов, оснащенных импульсным ракетным двигателем, используемым для задания поперечных возмущений.

Новые элементы в математической модели позволяют не только определять характеристики аэродинамических сил и моментов объекта испытаний, но и оценивать основные характеристики импульсного ракетного двигателя, используемого для задания поперечных колебаний

#### Санкт - Петербург

на траектории полёта объекта испытаний. Оценки фактических характеристик импульсного ракетного двигателя позволяют уточнять прогноз импульса силы тяги ИРД для обеспечения требуемого угла атаки.

На рисунке 3 приведены фотографии моделей РС при проведении испытаний в АБТ. Результаты обработки внешнетраекторных измерений и фактические величины импульса силы тяги импульсного ракетного двигателя представлены на рисунке 4. Результаты определения АДХ моделей РС представлены на рисунке 5.

### 3. Испытания ракетного комплекса

Проведены испытания на многоцелевом испытательном комплексе РФЯЦ-ВНИИЭФ и в условиях возможного применения с лабораторным [3] и экспериментальным [4] образцами комплекса РК-Р, а также по настройке радиотелеметрического оборудования в безэховом зале ФНПЦ НИИИС.

В ходе испытаний проведена практическая отработка элементов и узлов ракетного комплекса вертикального взлета, обеспечивающего подъем ракетной системы на заданную высоту.

#### Методика проведения испытаний.

Ракетный комплекс входит в состав полигонных средств измерений и размещается на специально оборудованных стартовых площадках, расположение которых обусловлено расчетными исследованиями по определению максимума эффективности применения измерительного комплекса и результатами предварительных рекогносцировочных работ.

Эксперименты проводились в следующей редакции: РС стартует вертикально с пусковой установки. После схода с направляющей пусковой установки по команде происходит отделение штанги. Длительность активного участка траектории около 8 с. После прекращения работы двигательной установки ракетной системы продолжает вертикальный полет до требуемой высоты. Затем на нисходящей ветви пассивного участка траектории задействуется система спасения приборного отсека.

Перед каждым экспериментом производилось зондирование атмосферы, с определением температуры и давления воздуха, скорости и направления ветра, на метеопостах вокруг района применения комплекса РК-Р в районе применения комплекса. Определялась высота нижней границы высоты облачности.

Для контроля аппаратуры во время методических экспериментов применены имитаторы сигналов телеметрической информации,

расположенные на штатном месте измерительного пункта полигона, что позволило подтвердить работоспособность бортовой ретрансляционной аппаратуры приборных отсеков как в режиме предстартовой подготовки PC, так и при применении PC в период времени, соответствующий этапу полета испытываемого изделия.

Радиотелеметрической системой на борту приборных отсеков контролировались сигнальные (запуск двигательной установки, отстрел двигательной установки и крышки парашютного отсека) и аналоговые параметры (продольная и поперечная перегрузки, давление скоростного напора и атмосферное давление).

#### Результаты испытаний

В ходе проведенных испытаний отработана конструкция РК в целом и его составных частей. Получены бортовые радиотелеметрические измерения (линейные ускорения, угловые скорости и атмосферное давление) на всей траектории полета РС и ее элементов.

В ходе экспериментальной отработки:

- подтверждена в летных условиях работоспособность конструкции и систем РК-Р,

- проведены траекторные измерения и отработка методики прогнозирования места приземления приборных отсеков на системах спасения [5];

 отработан алгоритм функционирования системы дистанционного управления и контроля комплекса РК-Р, в том числе с учетом коррекции времени прогноза прихода испытываемого изделия в район испытаний;

 проведена проверка в летных условиях приема, регистрации и прямой ретрансляции сигналов телеметрической информации, передаваемой имитатором радиотелеметрического сигнала, а также циклического вывода зарегистрированной информации и снятие информации из энергонезависимой памяти аппаратуры приборных отсеков [6];

- создана и апробирована модель параметров ветра (скорость и направление по эшелонам), сформированная на основе метеомониторинга и метеопрогноза, проводимого метеослужбой полигона, позволившая минимизировать зону поиска аппаратуры, примененной в ходе летных испытаний [7];

 определены баллистические параметры полета приборных отсеков подтверждающие расположение приемно-ретранслирующей аппаратуры на заданном высотном эшелоне и зоне испытаний;

- внедрена методика математического расчета траекторий полета приборных отсеков для прогноза зон их поиска, основанная на

сформированной модели ветра (скорость и направление ветра по высотным эшелонам) по результатам метезондирования атмосферы, во всех трех парных пусках фактические места обнаружения приборных отсеков находились внутри определенных расчетных зонах поиска;

#### Выводы

Создан, отработан и впервые применен по назначению, ракетный комплекс ретрансляционный, обеспечивающий прием, регистрацию (запись) на энергонезависимые носители и ретрансляцию на стационарные наземные приемные пункты полигона телеметрической информации.

Результаты применения комплекса РК-Р получили положительное заключение межведомственных комиссий по испытаниям.

Работа выполнена под руководством и в рамках научной школы академика РАРАН Ю.И. Файкова.

#### ЛИТЕРАТУРА

1 Алексеев П.А., Заузолкова С.В., Рыжова О.Н., Симагина Т.В., к.ф-м.н. Сычев К.А., Тотышев К.В., Фомкин А.П. Результаты расчетноэкспериментальных исследований аэродинамических характеристик ретранслятора. Сборник "Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения". Т.1. ВНИИЭФ, Саров, 2004 г

2 Бухтояров В.Н., Неймаш Л.М., Осеева С.И., Смирнов И.Ю., Усов В.Д., Файков Ю.И., Фатеев Ю.А. Исследования аэродинамических характеристик в аэробаллистическом тире ВНИИЭФ. Сборник докладов научной конференции Волжского регионального центра РАРАН «Современные методы проектирования и отработки ракетноартиллерийского вооружения». – Саров, ВНИИЭФ, 2000 г. стр.189-194, 2000.

3 Ю.И. Файков, В.В. Баландин, В.А. Бердников, В.И. Верещагин, В.А. Викторов, С.И. Герасимов, Д.Г. Гуляев, В.М. Подорожный, В.П. Позлевич, С.Г. Ряполов, Г.Д. Садчиков, И.Ю. Смирнов, К.А. Сычев, В.Д. Усов, А.П. Фомкин. Конструкторская разработка и экспериментальная отработка лабораторного образца ракетного комплекса вертикального взлета на МИК РФЯЦ-ВНИИЭФ. Сборник "Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения". Т.1. С. 103-111. ВНИИЭФ, Саров, 2008 г

4 Ю.И. Файков, В.В. Баландин, В.А. Бердников, В.А. Викторов, Д.Г. Гуляев, В.И. Дудай, В.И. Жарков, И.И. Кортюков, В.М. Никулин, В.М. Подорожный. Летные испытания лабораторного образца ракетного комплекса вертикального взлета. Сборник "Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения". Т.1. С. 112-117. ВНИИЭФ, Саров, 2008 г

5 В.А. Бердников, Д.Г. Гуляев, И.Ю. Смирнов. Отработка ретрансляционного ракетного комплекса. Научно-популярный журнал «Атом» №44, Саров, 2009 г

6 Ю.И. Файков, П.А. Баланин, В.А. Бердников, Д.Г. Гуляев, Н.Ш. Каримов, И.В. Катин, В.И. Малев, С.Н. Мельник, И.Ю. Смирнов, В.В. Линник, О.Н. Родичкин, А.А. Баранов, А.В. Возников, С.В.Егоров, В.В.Уманец, П.Ю.Коростелёв, И.Ф. Вдовин, Г.А. Поемшин, Р.Н. Тихонов Применение экспериментального образца ракетного комплекса для приема телеметрической информации в ходе летных испытаний изделий. Сборник "Современные методы проектирования и отработки ракетноартиллерийского вооружения". ВНИИЭФ, Саров, 2009 г

7 В.А. Бердников, Д.Г. Гуляев, И.Ю. Смирнов, С.С. Овчаренко, Ю.М.Шиндин, Д.Е. Шошмин, А.А. Баранов, А.В. Возников, О.И. Чернышов, П.Ю.Коростелёв, А.В. Ляпустин Модель расчета параметров ветра по данным метеоизмерений. Сборник "Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения". ВНИИЭФ, Саров, 2009 г



Рисунок 1 – Схема системы ДУ+ПО

Таблица 1

Характеристи	Тянущая	Толкающая схема компоновки РС					
ки РС	схема компонов Тандемный тип ДУ ки РС						пакетн ый тип ДУ
	На базе двух РД	На базе одного РД				На базе двух РД	На базе трех РД
$d_{\tilde{A}\hat{E}}$ , M/Kr	0,36/100	0,3/70	0,36/70	0,3/100	0,36/100	0,36/100	0,395/100
$V_y^{ m max}$ , M/c	318,0	290,7	276,9	247.1	237,2	336,5	385,3
$n_x^{\max}$ , 1	12,4	9,2	9,1	7,6	7,5	10,9	12,5
Н <sup>тах</sup> , м	4615	4571	4039	3876	3497	5490	6399
$t_y^{\max}$ , c	29,9	31,2	28,9	29,8	28,1	33,5	35,4
$\Delta_{_{XZ}}^{\max}$ , M	405	317	195	429	305	295	374
l <sub>PC</sub> , м	5,071	3,056	3,056	3,056	3,056	4,714	3,215

Здесь:

- вес и диаметр миделя ПО,

 $V_y^{\max}$  , H max  $n_x^{\max}$ 

 $n_x^{\max}$ 

 $G_{\,\tilde{A}\hat{E}}$  ,  $d_{\,\tilde{A}\hat{E}}$ 

подъема РС, - максимальная перегрузка на РС и ПО

- максимальные скорость и высота

при подъеме,

- отклонение РС от вертикальной оси в плоскости хог в точке максимального подъема,

- длина РС.  $l_{PC}$ 

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



Рисунок 2 – Зависимость силы тяги двигателя



Рисунок 3 – Испытания моделей РС в АБТ



Рисунок 4 – Результаты обработки нешнетраекторных измерений

## Санкт - Петербург



Рисунок 5 – Результаты определения АДХ моделей РС
# ПОДГОТОВКА ПО ВЕТРУ ПРИ СТРЕЛЬБЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТОЙ «МЕРА»

## КОМИССАРЕНКО А.И.<sup>1</sup>, МАКСИМОВ Ф.А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ГУП «Конструкторское бюро приборостроения», г.Тула <sup>2</sup>Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва m.(495) 250-92-51, факс (495) 250-89-28, E-mail: <u>maximov@cfd.ru</u>

Для исследования атмосферы на высотах до 100 км разрабатывается метеорологическая ракета «Мера» [1]. Ракета в номинальных условиях запускается под углом 85° к горизонту, совершает неуправляемый баллистический полет. Головная часть типа «DART», отделяемая от ракетного двигателя после окончания его работы, при отсутствии ветра по расчетам падает на дальности 35км от точки пуска. Несмотря на оптимальный выбор запаса аэродинамической устойчивости стартовой ступени, что обеспечивает минимальное отклонение ракеты под действием возмущающих факторов при их вероятных значениях, наличие ветра с постоянной боковой составляющей приводит к существенному отклонению угла вектора скорости на момент окончания работы реактивного двигателя, а затем и места падения относительно заданной точки. Данный вопрос решается предварительной подготовкой по ветру, в ходе которой измеряется профиль скорости по высоте и проводятся необходимые баллистические расчеты в конкретных условиях проведения стрельб. По результатам подготовки корректируются углы возвышения и азимута плоскости стрельбы. Данные расчеты в настоящее время с использованием персонального компьютера не представляются сложными. В условиях невозможности проведения расчетов с учетом конкретного профиля скорости ветра, подготовка осуществляется с использованием таблиц стрельбы. Таблицы стрельбы составляются в предположении постоянного по высоте и направлению ветра. Так как в реальных условиях ветер обычно изменяется как по высоте, так и по направлению, большее значение в этих условиях имеет оценка среднего или баллистического ветра на основе сделанных измерений. Составляющие по направлению директрисы стрельбы и бокового баллистического ветра определяются с помощью весовой функции. Выбор интервалов по высоте и соответствующих весовых коэффициентов слоев должен осуществляться исходя из аэробаллистических характеристик ракеты, в частности профиля ускорения ракеты и коэффициента динамической устойчивости, определяющего длину волны колебаний ракеты. Вопрос оценки баллистического ветра при подготовке стрельбы связан с требованиями к системе измерения ветра (до каких высот и как точно необходимо производить измерения).

#### Санкт - Петербург

Получим оценку чувствительности угла вектора скорости к боковому ветру. Для оценки чувствительности на активном участке полета принимаем: постоянство ускорения на всем активном участке полета; среднее значение момента инерции и положения центра масс; величина подъемной силы и положение центра давления ракеты, берутся равным их значениям при дозвуковых скоростях; радиус инерции определяется для полностью снаряженной ракеты. В качестве обобщающей характеристики рассеивания принимается коэффициент

динамической устойчивости  $k = \sqrt{\frac{m_z^{\alpha} \rho SL}{2J_{zz}}}$ , где  $m_z^{\alpha}$  - коэффициент

продольной устойчивости; ρ – плотность воздуха; S – площадь миделя; L – характерная длина; J<sub>zz</sub> – экваториальный момент инерции. Система уравнений движения при сделанных допущениях может быть записана в виде [2]:

$$\ddot{\vartheta} + k^2 V^2 \alpha = -k^2 V^2 \frac{w}{V}; \quad \dot{\theta} = \frac{a}{V} \alpha; \quad \vartheta = \theta + \alpha; \quad \dot{V} = a,$$

где 9 - угол тангажа ракеты; V – скорость ракеты; w - скорость бокового ветра;  $\alpha$  - угол атаки; а - ускорение ракеты;  $\theta$  - угол вектора скорости.

Приведем вывод аналитической оценки углового отклонения траектории под действием бокового ветра. Преобразуем исходную систему уравнений: введем функцию  $U = \alpha V$  и перейдем от дифференцирования по времени t к дифференцированию по пути x.

Имеем следующие соотношения:  $\frac{d}{dt} = V \frac{d}{dx}$ ;  $x = \frac{1}{2}at^2$ ;

 $V = at = \sqrt{2ax}$ .

После несложных вычислений два дифференциальных уравнения

принимают следующий вид:  $\frac{d^2 U}{dx^2} + k^2 U = -k^2 w; \quad \frac{d\theta}{dx} = \frac{aU}{V^3} = \frac{U}{2x\sqrt{2ax}}.$ 

Эта система уравнений должна быть решена при следующих начальных условиях:  $x = x_0$ ,  $\theta_0 = 0$ ,  $U_0 = 0$ ,  $\left. \frac{dU}{dx} \right|_0 = 0$ . Решение

первого линейного уравнения с учетом начальных условий имеет вид:

$$\mathbf{U} = -\mathbf{w} + \mathbf{w} \cos\left[\mathbf{k}\left(\mathbf{x} - \mathbf{x}_{0}\right)\right]$$

Подставляем во второе уравнение и получаем оценку изменения угла вектора скорости под действием постоянного бокового ветра:

$$\Delta_{w} = -w \frac{1}{2\sqrt{2a}} \int_{x_{0}}^{x_{k}} \frac{1 - \cos[k(x - x_{0})]}{x\sqrt{x}} dx$$

Знак «минус» соответствует отклонению вектора скорости на ветер.

В [3] приведено сравнение аналитических результатов с результатами прямых расчетов траекторий по модели динамики. Для аналитических оценок в качестве исходных параметров приняты следующие значения параметров:  $s_0 \approx 2.0$  м (длина ракеты),  $s_k \approx 1400$  м (длина стартового участка), ускорение на стартовом участке принято равным ускорению после выхода из контейнера а  $\approx 400$  м/с<sup>2</sup>. Для ракеты «Мера» оценка коэффициента k по параметрам на начало работы двигательной установки составляет величину 0.0446. Результаты аналитических оценок хорошо согласуются с результатами моделирования.

Аналитическое выражение изменения угла вектора скорости под действием бокового ветра предлагается использовать для подготовки по ветру. На рис.1 приведено отклонение вектора скорости под действием ветра в зависимости от расстояния х, которое в связи с большим углом пуска можно рассматривать как высоту. Значение величины  $\Delta_w$  приведено в градусах под воздействием ветра величиной 1м/с. Линия 1 соответствует аналитическому решению, маркеры соответствуют точкам, в которых функция *соs* принимает значение либо 1, либо -1. Линия 2 связывает маркеры и таким образом представляет собой осреднение линии 1. Наибольшее отклонение на ветер происходит при первом колебании (до 75% от суммарного). Длина колебания составляет около 140м.



Согласно полученному аналитическому выражению, отклонение Δ " прямо пропорционально величине ветра, обратно пропорционально квадратному корню из ускорения и определяется коэффициентом k и длиной стартового участка. Определяющим ускорением является ускорение на момент выхода из контейнера и таким образом фактически определяется только профилем тяги, зависящим от температуры заряда. Можно предположить линейную зависимость полного импульса и времени работы реактивного двигателя от температуры заряда. Из оценки ускорения и времени работы реактивного двигателя можно оценить изменение длины стартового участка. Так как плотность воздуха зависит от температуры (и давления), то коэффициент k зависит от внешних условий. На рис.2 приведено изменение  $\Delta_w$  при отклонении температуры воздуха и заряда от нормальной. Линия 1 – соответствует нормальным условиям (T=20°C); 2 и 3 – температуре воздуха и заряда -50 и +50°С соответственно; 2' и 3' - – температуре воздуха -50 и +50°С, температура заряда при этом +20°С.



Снижение температуры воздуха приводит к росту коэффициента k, при этом увеличивается чувствительность к ветру. Если снижается тяга реактивного двигателя, а соответственно уменьшается и ускорение, то также увеличивается чувствительность к ветру. На рис.3 приведено отношение K<sub>T</sub> чувствительности к ветру при изменении температуры относительно нормальной (+20°C). Линия 1 соответствует изменению температуры воздуха и заряда, линия 2 - только температуре воздуха.

В соответствии с полученной оценкой отклонения вектора скорости под действием постоянного ветра можно предложить следующий 40

алгоритм подготовки по ветру. Перед стрельбой оценивается средняя скорость ветра в слоях по высоте толщиной  $\approx$ 70м. На рис.4 в соответствии с функцией 2 на рис.1 приведена функция  $\Delta = \Delta_W / \max [\Delta_W]$ , которая характеризует долю влияния ветра от начальной высоты до текущей. С учетом того, что функция составлена из отрезков, она может быть описана таблицей  $[X_i, \Delta_i]$ . Введем кусочно-постоянную функцию  $P(X_{i-1}, X_i) = \Delta_i - \Delta_{i-1}$ . Данная функция в логарифмическом масштабе изображена на рис.5.



Средний баллистический ветер определяется как сумма средних ветров с соответствующими весовыми коэффициентами:

 $W_{BAL} = K_T \sum P(X_{i-1}, X_i) \cdot W(X_{i-1}, X_i)$ 

Таблицы стрельбы рассчитываются для нормальных условий. Чтобы учесть фактическую температуру воздуха и заряда, величина ветра умножается на величину  $K_T$ , определенную на рис.3. Оценивается как продольный ветер  $W_x$  вдоль директрисы стрельбы, так и боковой  $W_z$ .

В рассматриваемом варианте планера чувствительность к ветру

достаточно высока ( $\approx 0.45^{\circ}$  на ветер 1 м/с, рис.1). Что при реальных ветрах 10÷20м/с приводит к существенному изменению угла пуска (5° относительно вертикали в нормальных условиях без ветра). В частности, при большом встречном ветре стрельба осуществляется фактически в противоположном направлении. Таблицы стрельбы в нормальных условиях представлены на рис.6 при составляющих ветра до 25м/с. На рис.6 представлено значение углов  $\theta$  и  $\phi$  в градусах при разных значениях составляющих вектора скорости ветра. Под углом  $\theta$  понимается угол между направлением стрельбы и горизонтальной плоскостью, под углом  $\phi$  – угол между директрисой стрельбы и проекцией направления стрельбы на горизонтальную плоскость.

Заключение. Аналитическое выражение для оценки углового отклонения вектора скорости, возникающего на активном участке полета под действием бокового ветра, использовано для составления весовой функции при определении баллистического ветра. Получена оценка влияния температуры на ветровую чувствительность. Разработаны рекомендации для составления таблиц стрельбы метеоракетой «Мера».



Рисунок б

## ЛИТЕРАТУРА:

1. Кузнецов В.М., Комиссаренко А.И., Гвоздев Ю.Н., Ющенко В.А. Новая российская метеорологическая ракета (Мера) для атмосферных исследований: разработка и применение // Развитие идей К.Э.Циолковского. Материалы XLIV научных чтений памяти К.Э.Циолковского. Калуга. 2009. - с.204.

2. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Внешняя баллистика./ М.: Машиностроение, 2005. – 608с.

3. *Комиссаренко А.И., Максимов Ф.А.* Рассеивание метеорологической ракеты // Всероссийская НТК «Фундаментальные основы баллистического проектирования-2010»./ Сб.мат. Т.1. СПб.: БГТУ. 2010. С.19-22.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦИЛИНДРОВ С ДИСКОВЫМ НАСДКОМ ПЕРЕД ТОРЦЕМ

## **КЭРТ Б.Э.**<sup>1</sup>, МИХАЛЕВ А.Н.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> БГТУ «Военмех», <sup>2</sup> ФТИ им.А.Ф.Иоффе, Санект-Петербург, Политехническая ул., 26, m.(812) 292-73-45, факс (812)297-10-17, E-mail: mikhalev@mail.ioffe.ru

В проектировании артиллерийских боеприпасов режим дозвуковых скоростей не является ведущим. Однако для вооружений типа автоматических гранатометов дозвуковой режим является основным, поэтому проектированию должен предшествовать анализ аэродинамических характеристик боеприпаса в этом диапазоне. Использование головных насадков на торце цилиндрического боеприпаса может послужить оптимизации аэродинамических характеристик при сохранении или увеличении полезной нагрузки.

Рассматривается вопрос о возможности улучшение аэродинамических характеристик гранаты заменой ее корпуса на цилиндр с установкой дискового насадка перед торцем (при М=0.67). Наряду с дозвуковой гранатой параллельно рассмотрена возможность установки дискового насадка на снаряд с начальной скоростью 1000м/с (М=2.9) с целью придания ему минимального сопротивления  $C_{x0}$  и повышения удаления  $\overline{x}_{ил}$  от носика.

Предполагается, что снаряды выполнены в виде цилиндра, в котором при выстреливании встроенный механизм выдвигает малый диск на тонком штоке перед передним торцем цилиндрического корпуса.

Обратимся к ряду экспериментальных наблюдений по продольному обтеканию цилиндра с насадками, полученному систематическими измерениями в трубах [1].

Рассмотрим результаты по коэффициенту нулевого сопротивления  $C_{x0}$  цилиндра с вынесенным штоком, диском на штоке, разница в аэродинамике таких форм насадков невелика. Будет показано, что возможности существенного улучшения аэродинамики дозвуковой гранаты ограничены. В то же время будет видно, что перспективы оптимизации характеристик сверхзвукового объекта проявляются лучше.

О сопротивлении. Дозвуковой режим. В ходе рассмотрения результатов по телам с вынесенным перед усеченным торцем диском на штоке из [1], обнаружено, что зависимости  $C_{x0}$  от диаметра диска имеют минимум при соответствующих величинах выноса  $d_{\rm H}$  (для  $l_{\rm H}$ ). Рассматривая гранату A) можно видеть, что минимум  $C_{x0}$  для нее наблюдается при  $d_{\rm H} = 0.6$ ,  $l_{\rm H} = 0.4$ .



Рисунок 1 – Зависимость С<sub>х0</sub> тела от d<sub>н</sub> с возрастающим выносом насадка (l<sub>н</sub>, 1 – 0.2, 2 – 0.4, 3 – 0.75 и до 2), при М=0.49 [1]



*Рисунок* 2 – Зависимости С<sub>x0</sub> от диаметра диска d<sub>н</sub> при величинах выноса l<sub>H</sub>: 2 - 0.4; 3 – 0.75; 4 – 1.0; 5 – 1.5; 6 – 2.0 при M=5.12 [1].

Обратимся к влиянию дискового насадка на сверхзвуке. Видно, что с ростом d<sub>н</sub> кривые выходят на общую огибающую. Соответственно при малых d<sub>н</sub> сопротивление тем ниже, чем больше величина выноса диска.

Б) Согласно зависимости  $C_{x0}$  от геометрии насадка можно предложить оптимальный насадок для снаряда (M=2.9)  $d_{\rm H}$ =0.2 при  $l_{\rm H}$ =1.5. При этом достигается  $C_{x0}$ =0.30.

Компоновки с насадками ведут себя различно при M<1 и M>1, это показано по трубным результатам, приводимым на рис.3. В удалении от M=1 на дозвуке все компоновки с различными насадками обладают сопротивлением ниже, чем цилиндр. При Махах превышающих M=1 все

#### Санкт - Петербург

размеры насадков проявляют максимум сопротивления, величина которого затем спадает при малых  $d_{\mu}$  или подрастает при  $d_{\mu}$ =0.7 – 0.8. Но все они ниже, чем сопротивление цилиндрического торца. Видно, что при дозвуковых скоростях минимальное сопротивление предоставляют насадки среднего диаметра. При сверхзвуковых скоростях минимум сопротивления дают насадки наименьшего диаметра.



Рисунок 3 – Изменение С<sub>х0</sub> с числом М<sub> $\infty$ </sub> ( $l_{\rm H}$  =1) с вариацией диаметра штока/диска: 1–  $d_{\rm H}$ =0.2; 2 – 0.4; 3 – 0.6; 4 – 0.7; 5 – 0.8; штрих-пунктир- цилиндр без насадка [1].

Из этого графика нами скорректированы параметры насадка для гранаты A) с  $d_{\rm H}$ =0.6,  $l_{\rm H}$  =0.6. Относительно крупный диск способен охватить зону перед торцем, образовав в ней вихрь, снижающий давление на торец цилиндра. Это обеспечивает сниженный  $C_{\rm x0}$ ; величина выноса  $l_{\rm H}$  =0.6 не мала, и известно, что способствует устойчивости вихря между диском и торцем.

Из этого графика для снаряда (M=2.9) следует заимствовать при  $l_{\rm H}$ =1 величину  $d_{\rm H}$ =0.2-0.4, которая обеспечивает значительно сниженное сопротивление относительно цилиндрического торца. Это не противоречит отмеченному выше соотношению  $l_{\rm H}$ =1.5 при  $d_{\rm H}$ =0.2-0.4 проверенному нами и отмеченному в литературе.

<u>О положении центра давления</u>. Обнаружено, что ни увеличение I<sub>н</sub> ни уменьшение относительно предложенного уровня в [1] не поведут к значительному увеличению координаты центра давления (объектов). При углах атаки диск и торец цилиндра будут давать восстанавливающую силу, а боковая поверхность цилиндра будет давать дестабилизирующую силу. Введем  $\overline{x}_{U.A.} = x_{U.A} / L$ ,  $\overline{x}_{U.T.} = x_{U.T.} / L$  где L длина цилиндра. Даже в наилучшей компоновке, имеющей  $\overline{x}_{U.A.} = 0.35$ , соответствующий объектам параметр  $\overline{x}_{U.T.} = 0.5$  такое соотношение центров приложения сил означает неустойчивость. Положение  $\overline{x}_{U.T.}$ 

определяется в долях длины цилиндра от переднего торца, как и  $\bar{x}_{II,II}$ .

<u>Снижение неустойчивости</u>. Рассмотрим теперь, что позволяет нам уменьшить неустойчивость А) нашей гранаты в трансзвуковом режиме при М=0.67. Будем полагать, что в стандартной компоновке положение центра давления в диапазоне углов нутации 0 - 20<sup>0</sup>, составляет  $\overline{x}_{\mu,\pi} \approx 0.13$  – 0.23. Этого недостаточно для обеспечения статической устойчивости цилиндра с удлинением L/D=3.3, который имеет  $\overline{x}_{\mu,\pi} = 0.5$ . Перераспределение массы со сдвигом ц.т. к носку на нашем цилиндре предположительно возможно лишь существенным облегчением его в кормовой области. Иначе гранате с формой цилиндра остается только придавать осевое вращение для стабилизации.

Согласно графикам на рис.4 существует предпочтительная геометрия насадка с бо'льшим удалением центра давления тела при дозвуковой скорости. Даже при неоптимальном выносе диска l<sub>н</sub>=1, она позволит несколько отодвинуть центр давления гранаты в корму.

Поскольку нашей задачей было рассмотрение возможности придания цилиндрам меньшей неустойчивости, рассмотрим накопленный в трубах материал по  $\overline{x}_{IIII}$  цилиндров с различными насадками.



Рисунок 4 — Влияние числа Маха на положение центра давления цилиндра с насадком  $\overline{x}_{U,I}$  (при  $l_{H}=1$ ) отсчитываемого в долях длины от

носка цилиндра:  $1 - d_n = 0.2$ ; 2 - 0.4; 3 - 0.6; 4 - 0.7; 5 - 0.8;

штрих-пунктир –цилиндр без насадка [1].

Рассмотрим: какая геометрия насадка дает лучший показатель по удалению от торца цилиндра центра давления соответственно гранаты либо снаряда?

А) Исходный цилиндрический профиль гранаты на дозвуковой скорости не обладает статической устойчивостью.

При рассмотрении графиков рис.4  $\overline{x}_{\mu\mu}$  (М) обнаружилось, (при

 $l_{\rm H}=1$ ) что наибольший  $\overline{x}_{\mu\mu}$  при M=0.67 дают размеры насадков относительного диаметра  $d_{\mu}=0.2-0.4$ .

Б) При сверхзвуковой скорости (снаряд с M=2.9) компоновки дают больший  $\overline{x}_{\mu\mu}$  чем цилиндрический торец при насадке  $d_{\mu} = 0.2 - 0.4$ , хотя величины достигнутого удаления  $\overline{x}_{\mu\mu} = 0.3 - 0.35$  (в долях длины от торца) не дадут компоновке статической устойчивости, если ц.т. ( $\overline{x}_{\mu,r.} = 0.5$ ) цилиндра не сместить к носку механически.

Дальнейший анализ поведения коэффициентов сопротивления и устойчивости снаряда Б) с дисковым насадком проведен на примере расчета по таким телам опубликованного в [2,3]. Механизм снижения профильного сопротивления тела от насадка дает головное сопротивление  $C_{xp}$ =0.016 почти на 2 порядка ниже чем для цилиндра с плоским торцом. Анализ кривых  $C_x(l)$  показывает, что в широком диапазоне зазора от диска на цилиндрическую часть тела действует большая тянущая сила  $C_{xqu}$ . Она почти полностью компенсирует лобовое сопротивление вынесенного диска  $C_{xдиск}$ .

Данные нашей работы [3] приводят к качественному принятию подходящего выноса дискового насадка на дозвуке (граната) 1<sub>н</sub>=0.5. В дозвуковом режиме большой вынос диска неэффективен.

Ранее при исследовании характеристик тел с передней срывной зоной бытовало мнение, что их главным аэродинамическим преимуществом являлась высокая статическая устойчивость. Убеждали в этом картины обтекания, когда возвращающие ударные волны возникали на торце при появлении малых углов атаки  $\alpha \sim 3^0$ . Вместе с тем мы изготавливали и метали модели, как правило, с механически <u>смещенным вперед положением центра тяжести</u>, путем изготовления модели из двух металлов с заполнением задней выемки легким материалом (пенопластом). Благодаря укладыванию на трассе более периода колебания такое движение отвечало условиям достоверности отыскания АДХ, статического момента и демпфирования.



Рисунок 5 – Эскиз диск-конической баллистической компоновки с

оптимальным диском на М=3. Головка (1) -сталь, хвостовик (4) – дюраль, 2,3 –элементы управления, пропорции соблюдены.

Механическое смещение к носку центра тяжести (рис.5) обеспечивало нам тем больший запас устойчивости  $(x_{\mu,\pi} - x_{\mu,\tau})/L$ , чем большая масса тела была сосредоточена к носку корпуса. Это обусловливало возможность уложить на нашей трассе (14м) около 1.1-1.3 периода колебаний по тангажу. Помимо надлежащего описания полуволны колебаний это позволяло устанавливать демпфирование, как в полной постановке, так и приближенным методом [4,3].

Проиллюстрируем, что показывала картина ударных волн модели устойчивого диск-конического тела. Модель диск-конуса под углом 25° при М=2.9 в воздухе движется при нормальных условиях. Картина ударных волн указывает на мощную переднюю стабилизацию. Также видны стабилизирующие волны от конического корпуса добавочно вкладывающие в устойчивость. Компоновка показана для того чтобы выделить вклады в возвращающий момент от элементов компоновки.



Рисунок 6 – Тенеграмма устойчивого движения диск-конического тела под большим углом атаки, M=2.9.

Обработка на получение АДХ диск-конического тела показала его устойчивость до α=24<sup>0</sup>, (и до α<45<sup>0</sup>). Часть статической устойчивости придавалась механическим сдвигом к носку ц.т. модели.

При дозвуке, V=230 м/с, у гранаты с оптимальным насадком  $x_{\mu,\mathcal{A}}$  / L составляет 0.35 – 0.40, т.е. у цилиндра удлинения L/D=3 он лежит в передней половине корпуса. Центр давления у нашей гранаты  $x_{\mu,\mathcal{A}}$  / L составляет по расчету вообще 0.13 – 0.23 при углах нутации 0-20<sup>0</sup>. Поэтому предлагаемый насадок лишь снижает неустойчивость.

При сверхзвуке Б)  $\overline{x}_{\mu,\mathcal{A}}$  на цилиндре можно получить 0.30 – 0.35 при установке насадка, т.е. ц.д. по-прежнему лежит в передней части цилиндра, но несколько удален относительно  $\overline{x}_{\mu,\mathcal{A}}$  чистого цилиндра [1]. При сверхзвуке удаление ц.д. практически для всех тел с насадками больше, чем на цилиндрическом корпусе.

С увеличением длины цилиндров (как и с уменьшением) их не сделать устойчивыми, не привлекая механического смещения центра тяжести к носку. Это ясно из механики: ц.т. сплошного цилиндра в его центре,  $x_{u,r} = 0.5L$ , а в лучшем случае с насадками удаление  $\overline{x}_{U,A} = 0.35$  от торца (рис.3).

Чтобы разобраться во вкладах сил определяющих устойчивость диск-цилиндра на сверхзвуке рассмотрим данные нашего численного расчета [3]. Численная работа [3] состояла в применении уравнений Эйлера ко всему полю обтекания между диском и торцем цилиндра. При формировании сетки и в ходе численной процедуры было выделено несколько поверхностей зоны переднего обтекания, обеспечивавших вклад в продольную силу, в поперечную силу и в момент С<sub>mz</sub>. Вклады момента в сумме показывают переднюю стабилизацию.



Рисунок 7— Элементы компоновки по вкладу в коэффициенты нормальной и тангенциальной силы, и в коэффициент момента. Цилиндр удлинения λ=1.

Характерные поверхности компоновки отмечены цифрами, M=4.15, d<sub>H</sub>=0.23, l<sub>H</sub>=1.4. В таблице показаны вклады элементов поверхностей диск-цилиндра в нормальную, поперечную силы и в составляющие поперечного момента. На этом исследованном численно и в эксперименте снаряде показано формирование передней стабилизации (M=4.15, оптимальный насадок). Нас будет интересовать суммарная составляющая момента (последний столбец).

*	c.	CN	Cma
I	0,094	0,0	-0,0001
2	-0.0I	0,0	0,0
3	0,489	0,0	-0,119
4	0,0	-0,002	0.004
5	0.0	-0,012	0,015
6	0,0	-0,105	0,033
٤	0,573	-0.119	-0,067

Рисунок 8— Расчетные вклады в аэродинамические коэффициенты от элементов поверхности диск-цилиндра.

В таблицу сведены вклады сил и момента от поверхностей цилиндра с насадком. Сложим в С<sub>mz</sub>= -0.119 + 0.033 = -0.083 - основные вклады в момент от торцевой и боковой поверхности цилиндра. Коэффициент момента приведен относительно центра тяжести цилиндра (его центра). Вклад торцевой зоны стабилизирующий, вклад боковой поверхности дестабилизирующий. Компоненты доказывают аэродинамическую устойчивость сверхзвукового цилиндра с предложенным дисковым насадком. Регистрации траекторий показали устойчивость компоновки.

В дозвуковом режиме картина обтекания компоновки дискцилиндр физически иная. В ней нет преобладания торцевой поверхности над боковой. Но если рассмотреть цилиндр удлинения L/D=3, ему можно прибавить устойчивости только придав соответствующую выемку в задней части (облегчив корму).

В опытах и расчетах выгодной по стабилизации была найдена компоновка для дозвуковой гранаты с d<sub>н</sub>=0.4 и l<sub>н</sub>=0.5. Г<u>ранате можно лишь часть стабилизации придать насадком</u>, другую надо придавать механическим сдвигом массы к носку, чтобы уменьшить ее неустойчивость.

По диск-конической компоновке на сверхзвуке можно отметить, что стабилизирующий вклад в возвращающий момент вносят как торец, так и боковая коническая поверхность (рис.6). В нашей гранате на дозвуке стабилизирующее давление на торец не является преобладающим, а боковая поверхность вносит дестабилизирующий вклад. При установке оптимального насадка на гранату (без

#### Санкт - Петербург

механического сдвига ц.т.) можно только снизить ее неустойчивость.

Для иллюстрации механики действия неоптимального дискового насадка приведем и прокомментируем снимок из нашей статьи [5].



*Рисунок 9 – Тенеграмма диск-цилиндра* с 1<sub>н</sub>=1.0, d<sub>н</sub>=0.23 при М=3.5. Нормальные условия, [5].

На рис.9 незамкнутость передней зоны вызвана слишком коротким штоком (для М=3.5), механизм роста сопротивления проявляется в отсутствии замкнутой передней зоны с минимальным давлением. Симметричный вид крупных возмущений с волнами показывает крупномасштабную расходную пульсацию. Средне-интегральная картина такого воздействия вполне подтверждается возросшим а/д сопротивлением компоновки в этом режиме [5].

На тенеграмме с избыточно вынесенным насадком обнаружено повторное присоединение потока ниже по штоку с образованием вторичной волны. Возрастание давления на торец дает рост сопротивления и проваливает устойчивость. Картины потока при неоптимальных насадках на цилиндре приведены в главе нашего Альбома [6].

Из-за несоответствия геометрии насадка и числа Маха не устанавливается устойчивой области низкого давления перед торцем, не происходит существенного сдвига центра давления в корму. На сверхзвуковом снаряде возможно увеличение его координаты центра давления от торца только установкой насадка оптимальной геометрии.

### Заключения

1.Проведены оценки влияния дискового насадка на дальность и точность цилиндрических гранаты  $\emptyset$ 40мм на M=0.67 и снаряда на M=2.9. Сравнены коэффициенты  $C_{x0}$  и  $\overline{x}_{\mu\mu}$  гранаты при замене усеченного конического носка на цилиндрический торец с дисковым насадком и аналогично при замене цилиндра снаряда на торец с насадком.

2. По данным работы [1] подобраны относительные величины диаметра и выноса диска, дающие минимум  $C_{x0}$  нашим компоновкам при

наибольшем удалении  $\overline{x}_{\mu\mu}$  от носка. По рекомендациям работ для гранаты при дозвуке подобран насадок с параметрами  $d_{\mu}=0.45$ ,  $l_{\mu}=0.6$ . На сверхзвуковом снаряде параметры насадка:  $d_{\mu}=0.2$ ,  $l_{\mu}=1.50$ .

3. Подытожим изменение сопротивления и положения центра давления от установки оптимального насадка. Дозвук А) граната имеет  $C_x=1.1$  без насадка и  $C_x=0.5$  с оптимальным насадком;  $\overline{x}_{\mu\mu}$ .=0.13 – 0.16 центр давления без насадка,  $\overline{x}_{\mu\mu}$ =0.35–0.40 с оптимальным насадком. Снаряд Б) имеет  $C_x$ =1.60 без насадка и  $C_x$ =0.45 с насадком;  $\overline{x}_{\mu\mu}$ :=0.20 без насадка и  $\overline{x}_{\mu\mu}$ =0.30 с насадком.

Для гранаты снижение сопротивления  $\Delta \overline{C}_{x0} = 54\%$  при удалении ц.д. на  $\Delta \overline{x}_{UA} = 45\%$ . Для снаряда снижение  $\Delta \overline{C}_{x0} = 70\%$  и соответственно по ц.д.  $\Delta \overline{x}_{UA} = 30\%$ . Эти величины установлены по отношению к цилиндрическому телу без насадков. Если сравнивать выигрыш параметров с параметрами реальных компоновок гранаты и снаряда, такие процентные вклады будут меньше.

4. На сверхзвуке установка насадка сдвигает ц.д. вниз по потоку, что выражается в том, что торец с насадком вносит ведущий вклад в устойчивость. На дозвуке вклад в устойчивость торца и боковой поверхности соизмерим, что не позволяет, манипулируя насадком добиться существенного уменьшения неустойчивости сдвигом ц.д. вниз для гранаты.

#### ЛИТЕРАТУРА

1.Любимов А.Н., Тюмнев Н.М., Хут Г.И. Методы исследований течений газа и определения аэродинамических характеристик. М., «Наука». 1995. 397С.

2.Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др./Моделирование сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной./ Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1033. Л., 1986. 57С.

З.Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Анализ результатов и методическое обоснование моделирования обтекания тел с передней срывной зоной./Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1353. Л., 1989. 63 с.

4. Менде Н.П. Обратная задача нелинейной баллистики. I Плоское движение /Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1326. Л. 1989. 44 С.

5.Михалев А.Н., Подласкин А.Б., Томсон С.Г. Влияние выноса диска на штоке на аэродинамику цилиндра с передним управлением.//Письма в ЖТФ, 2008. т.34. вып.7.С.23-28.

6.An Album of Supersonic Flow Visualization. Ed by P.I.Kovalev,

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция

N.P.Mende. China Defence Industry Press. Beijin. 2000. 300P.

# УЧЕТ ВЛИЯНИЯ АСИММЕТРИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НА ДИНАМИКУ ПОЛЕТА СНАРЯДА

## СЕЛЕЗНЕВА К.И.

### Балтийский государственный технический университет «BOEHMEX» им. Д.Ф.Устинова, <u>e3kafedra@mail.ru</u>

Проектирование современных систем артиллерийского и стрелкового вооружения предъявляет повышенные требования к точности и кучности стрельбы и снижению технического рассеивания боеприпасов. Необходимы надежные расчетные методы оценки технического рассеивания на стадии проектирования. Разработка таких методов возможна только при адекватном формулировании задачи динамики пространственного движения снаряда в атмосфере.

Во-первых, потому, что движение боеприпасов в ряде случаев весьма далеко от правильного. Таковы, например, современные автоматические и подствольные гранатометы Небольшая масса метательной установки в сочетании со сравнительно большой массой метаемого снаряда порождают образование достаточно больших начальных возмущений в его движении. Ввиду сравнительно малой дульной скорости, метаемая из нарезного ствола граната обладает сравнительно малым запасом гироскопической устойчивости. При стрельбе с большими углами бросания уменьшение угловой скорости собственного вращения приводит к тому, что метаемая граната может терять устойчивость на конечном участке траектории, что приводит к недопустимому возрастанию угла нутации [1],[2]. Таким образом, баллистическое проектирование выстрелов из современных гранатометов должно вестись на основе решения задачи пространственного движения метаемого снаряда на всей траектории, предусматривающей учет взаимозависимости вращательного движения и движения центра масс.

Во-вторых, при решении задач оценки рассеивания траекторий и обеспечения требуемого уровня точности и кучности стрельбы необходим учет влияния параметров технического рассеивания характеристик выстрела на процесс движения. Важным аспектом при этом является учет динамической и статической неуравновешенности метаемого снаряда.

Процесс выстрела должен рассчитываться как целое, охватывая движение снаряда в стволе, период последействия и период свободного движения по траектории. Вариант такого расчета в рамках некоторой системы математических моделей реализован в отраслевой методике авторов А.Г. Ховрина, Г.В. Лепеша, Л.А. Сидоровой, Д.Н. Милешина. Составной частью указанной методики является расчет пространственного движения динамически неуравновешенного снаряда на основе подхода, развитого в работах С.А.Баркана и Н.В.Могильникова (см. [3]). При этом динамическая и статическая неуравновешенность снаряда характеризуются с помощью дисбалансов, построенных в заданных плоскостях приведения. Целью такого подхода может быть теоретическое обоснование включения в технологическую линию производства боеприпаса операции балансировки снаряда или его корпуса на балансировочном станке с целью снижения динамической и статической асимметрии, подобно тому, как такие операции используются при балансировке роторов с целью динамических нагрузок на подшипники. При построении математической модели динамики пространственного движения снаряда выражение тензора инерции снаряда через его дисбалансы, введенные каким-либо обоснованным образом, представляется нерациональным, так как затрудняет составление определяющих уравнений движения. При этом для расчета тензора инерции снаряда как составной конструкции может быть использована хорошо известная в механике теория расчета моментов инерции (геометрия масс), основанная на использовании теоремы Гюйгенса-Штейнера [4], [5]. Отметим, что в итоге авторы решают не общие уравнения движения твердого тела, а уравнения, подвергнутые некоторым упрощениям, так что рассмотрению подлежит движение снаряда, близкое к правильному.

Влияние статической и динамической асимметрии снаряда на точность и кучность стрельбы пуль стрелкового оружия рассматривалось в работах Г.А.Данилина (см. [6]) и его учеников. В них развит подход к определению динамических характеристик пули как составной конструкции с некоторой асимметрией. Для определения динамических (моментов инерции) сформулирован характеристик способ. заключающийся в суммировании моментов инерции составных частей конструкции. Также в работах рассматривается правильное движение пули, включающей оболочки с некоторой разностенностью. На основе численного и физического эксперимента исследуется влияние разностенности на точность и кучность. Для численного эксперимент строятся математические модели, основанные на использовании уравнений вращательного движения пули вокруг центра масс. получаемые с помощью аппарата уравнений Лагранжа 2-рода для углов Де-Спарра в качестве обобщенных координат. Отметим, что несмотря на удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных результатов, способ получения уравнений не дает возможности вынесения достоверного суждения об адекватности построенной модели основным теоремам динамики твердого тела.

В [7], [8] построена математическая модель пространственного

движения статически и динамически уравновешенного боеприпаса в атмосфере, основанная на решении уравнений Эйлера-Пуассона совместно с уравнениями движения центра масс. Эта модель численно реализована с помощью явных методов Рунге-Кутта и успешно применялась к решению задач пространственного движения боевых отделяющихся ОТ кассетных головных частей элементов, проворачивающихся снарядов РСЗО. В [9] построена аналогичная математическая модель для статически И линамически неуравновешенного боеприпаса. А также сформулирован неявный численный метод. позволяющий уверенно рассчитывать боеприпаса, пространственное движение по траектории стабилизированного вращением.

Важной целью расчета пространственного движения снаряда по траектории является учет влияния на процесс движения динамической и статической асимметрии снарядов, обусловленной погрешностями изготовления и сборки их элементов. Для расчета параметров технического рассеивания методами статистического моделирования на основе применения сформулированной выше методики необходимо рассчитывать динамические характеристики (массу, моменты инерции, положение центра масс) снаряда в зависимости от конкретной реализации размеров его элементов и погрешностей их сборки в рамках задаваемых допусков. Для этого необходимы алгоритмы и программы, позволяющие рассчитать динамические характеристики конкретных сборок тел в широком диапазоне конструктивных схем. Расчеты такого рода позволят выявить обоснованность допусков на точность изготовления и сборки элементов конструкции снаряда и вклад отклонений в точности изготовления и сборки в результирующее техническое рассевание. Расчёт динамических и габаритно-массовых характеристик элементов сборки, а также расчёт динамических и габаритно-массовых характеристик сборки по характеристикам её элементов представлены в работе [10].

Сформулированная математическая модель пространственного движения динамически и статически асимметричного снаряда в сочетании с изложенной методикой расчета динамических характеристик снарядов, представляющих собой сборки тел вращения и тел с заданными характеристиками, положены в основу методики моделирования технического рассеивания в численном эксперименте.

На примере модельной 40-мм гранаты выявлены элементы конструкции, точность изготовления и сборки которых наиболее существенно влияют на рассеивание.

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция



Рисунок 1 – Схема сборки модельной гранаты

Граната состоит из корпуса 1, в который спереди ввинчен взрыватель 2, закрывающий переднюю полость 3, в которую залит заряд 4. В задней части корпуса оставлена полость 5, в которую ввинчен сопловой блок 6, создающий камеру сгорания вышибного заряда, а на траектории выполняющий роль «юбки», обеспечивающей устойчивость боеприпаса. Сопловой блок представляет собой цилиндрический стакан, в днище которого проделаны сопловые отверстия и вставлен капсюль воспламенитель.

Параметры, определяющие точность изготовления и сборки гранаты:

– Динамические характеристики сборки – корпус-взрыватель
 при заданных характеристиках элементов определятся тремя
 параметрами ρ<sub>2</sub>, α<sub>2</sub>, β<sub>2</sub>.



Рисунок 2 - Позиционирование взрывателя относительно корпуса

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

– При позиционировании на корпусе третьего элемента, например полости заряда с зарядом, одна координатная плоскость строительной системы координат сборки уже не может быть совмещена с плоскостью эксцентриситета полости заряда, и для позиционирования полости заряда кроме параметров  $\rho_3$ ,  $\alpha_3$ ,  $\beta_3$  придется ввести в рассмотрение третий угол - угол между координатной плоскостью строительной системы координат сборки и плоскостью эксцентриситета полости заряда. Таким образом в систему определяющих свойства сборки параметров войдут еще четыре  $\rho_3$ ,  $\alpha_3$ ,  $\beta_3$ ,  $\varphi_3$ .



Рисунок 3 - Параметры позиционирования соплового блока в корпусе

– Аналогичной системой параметров  $\rho_4$ ,  $\alpha_4$ ,  $\beta_4$ ,  $\varphi_4$  будет задаваться положение полости камеры в корпусе. При этом за начало отсчета связанной с полостью системы координат выбирается центр заднего сечения полости, позиционируемый на плоскости заднего торца корпуса.

 При этом в систему определяющих положение блока в корпусе параметров войдет угол γ<sub>5</sub> между осью связанной системы координат блока и ее проекцией на плоскость эксцентриситета блока, отсчитанный поворотом вокруг оси продольной симметрии блока. При этом в систему параметров, определяющих динамические свойства сборки гранаты, войдут еще пять ρ<sub>5</sub>, α<sub>5</sub>, β<sub>5</sub>, φ<sub>5</sub>, γ<sub>5</sub>.

Исследование влияния точности изготовления и сборки гранаты проводится путем построения уравнений линейной регрессии, выражающих зависимости рассеивания по дальности и по фронту от вышеперечисленных параметров, определяющих точность изготовления и сборки гранаты. В качестве опорной точки задавались координаты точки падения правильно изготовленной и собранной гранаты с нулевыми отклонениями от номинальных размеров в пределах определяющих Санкт - Петербург

допусков.

Полагалось, что:

- Эталонная граната динамически и статически симметрична.

- Имеет массу *m*=0,428 кг.
- Координату центра масс, отсчитанную от носика  $x_c=0,0675$  м.

– Осевые моменты инерции  $J_x=0,106*10^{-3}, J_y=J_z=0,469*10^{-3}$  кг\*м<sup>2</sup>.

– Учитывался полный комплект аэродинамических сил и моментов, соответствующих таковым для прототипа – тела вращения.

– Условия бросания соответствовали правильному начальному движению гранты со скоростью центра масс  $V_0=230$  м/с, углом бросания  $\theta_0=15,9^\circ$ , начальной угловой скоростью  $\omega_{x0}=1440$  1/с,  $\omega_{y0}=\omega_{z0}=0$ .

Полученные в расчете траекторные параметры с точностью до долей процентов совпали с имеющимися экспериментальными данными для прототипа.



Рисунок 4 - . Зависимости координат центра масс от времени

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



Рисунок 5 - Изменение углов при движении по траектории



Рисунок 6 - Изменение величины скорости центра масс и угловой скорости на траектории

На рис.4 представлено изменение координат центра масс при движении гранаты по траектории. На рис. 5 приведено изменение углов нутации  $\delta$ , возвышения  $\theta$  и прецессии v. На рис.6 приведено изменение скорости центра масс V и угловой скорости  $\omega_x$ . Величины угловых скоростей  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  колебались в пределах  $\pm 0.09 \ 1/c$ ,  $\pm 0.08 \ 1/c$  соответственно.

Перечисленный в предыдущем пункте набор определяющих динамические свойства гранаты параметров включает 16 факторов, каждый из которых может принимать несколько характерных значений. Поэтому проведение полного факторного эксперимента затруднено необходимостью расчета большого числа вариантов. В рамках настоящей работы проведены описанные ниже отсеивающие численные эксперименты, призванные дать информацию для сокращения размерности факторного пространства и выявления значимо влияющих на рассеивание параметров.

Анализ технологии изготовления гранаты позволяет предположить следующее. Корпус гранаты изготавливается прессованием. При этом существенными могут быть погрешности, связанные с несоосностью полости заряда и полости камеры с внешней поверхностью корпуса. Эта несоосность может быть обусловлена как сдвигом осей (радиальным биением) так и их непараллельностью. Заряд заливается или точно вкладывается в полость заряда корпуса, так что несоосностью заряда и полости можно пренебречь. Взрыватель и сопловой блок можно считать отдельными деталями, изготовленными с высокой точностью и достаточно точно установленными на внутренних резьбах, нарезанных на внутренних поверхностях полости заряда и камеры, предварительно расточенных при базировании детали за наружную поверхность корпуса. При этом возникающая после ввинчивания взрывателя и соплового блока их несоосность внешней поверхности корпуса также невелика. Основной вклад в неуравновешенность сборки гранаты, таким образом, должны давать несоосности полостей заряда с вложенным зарядом и внешней поверхности корпуса, и несоосность полости камеры сгорания внешней поверхности корпуса.

С учетом этого рассматривались следующие варианты сборки.

1. Корпус с соосно выполненной полостью заряда с зарядом и соосно ввинченным сопловым блоком, укомплектованный взрывателем с осью, параллельно смещенной на величину, определяемую радиальным биением  $\Delta = 0.075$  мм (т.е. с эксцентриситетом  $\rho_2 = 0.375 \cdot 10^{-4}$  м).

2. Та же сборка, но ось взрывателя дополнительно повернута на угол  $\alpha_2 = 1^{\circ}$ .

3. Корпус с соосными взрывателем, полостью заряда и зарядом, но параллельно смещенной на величину  $\rho_5 = 0.98 \cdot 10^{-4} \, \text{м}$  осью соплового блока ( $\Delta = 0.196$  мм).

4. Сборка случая 3, но ось блока дополнительно повернута на угол $\alpha_{5}=1^{\circ}$  .

5. Корпус с соосными взрывателем, сопловым блоком и полостью камеры, но параллельно смещенной на величину  $\rho_3 = 0.75 \cdot 10^{-4} \, \text{м}$  осью полости заряда с зарядом (  $\Delta = 0.15 \,$  мм).

6. Сборка случая 5, но  $\rho_3 = 0.2 \cdot 10^{-3} M (\Delta = 0.4 \text{ мм}).$ 

7. Сборка случая 5, но  $\rho_3 = 0.5 \cdot 10^{-3} M (\Delta = 1.0 \text{ мм}).$ 

8. Сборка случая 5, но ось полости с зарядом дополнительно повернута на угол  $\alpha_3 = 1^\circ$ .

9. Сборка случая 6, но ось полости с зарядом дополнительно повернута на угол  $\alpha_3 = 1^\circ$ .

10. Сборка случая 7, но ось полости с зарядом дополнительно повернута на угол  $\alpha_3 = 1^\circ$ .

11. Корпус с соосными взрывателем, сопловым блоком и полостью заряда с зарядом, но параллельно смещенной на величину  $\rho_3 = 0.2 \cdot 10^{-3}$  м осью полости заряда с зарядом (  $\Delta = 0.4$  мм).

12. Сборка случая 11, но ось полости камеры дополнительно повернута на угол  $\alpha_4 = 1^\circ$ .

Результаты расчета отклонений по дальности и по фронту сведены в таблицу 1.

Таблииа 1

Результаты отсеивающих экспериментов				
№ вар.	$\Delta X = X - X_0 , \ M$	$\Delta Z = Z - Z_0 \; , \; {}_{\mathcal{M}}$		
1	-2.2	0,69		
2	-2,6	0,32		
3	-2,1	0,56		
4	-2,1	0,579		
5	-2,1	-0,29		
6	-2,4	-1,7		
7	-2,3	-5,03		
8	-2,4	-6,37		
9	-2,0	-7,76		
10	-8,6	-16,24		
11	-2,3	0,4		
12	-1,4	-0,35		

Проведенные расчеты позволяют сделать предварительный вывод, что требования к точности изготовления и сборки, выражающиеся величинами радиального биения, указанными в вариантах 1, 3, 5, 11 достаточны для обеспечения кучности стрельбы, соответствующей  $\Delta X = 0 \div -2.5 \text{ } M$ ,  $\Delta Z = \pm 0.7 \text{ } M$ . Эксцентриситет и несоосность изготовления полости камеры, соответствующие радиальному биению, учитываемому в расчете варианта 11, приводят к таким же отклонениям. В то же время снижение точности изготовления полости заряда до значений □ □=1.0 мм приводит к □ Z=-5.03 м, слабо влияя на рассеивание 63 по дальности. В случае с изменением углового положения оси полости заряда параметры рассеивания увеличиваются до  $\Box X$ =-8.6 *м*,  $\Box Z$ =-16.24 *м*.

В целом, результаты отсеивающих расчетов позволяют сделать вывод, что набор допусков, определяемых радиальными биениями, указанными в вариантах 1, 3, 5, 11, является сбалансированным. Однако при необходимости увеличения параметров рассеивания по фронту до величин порядка 5 m и выше, этого легко добиться снижая требования к точности изготовления полости заряда и камеры до величин, приведенных в вариантах 7 - 10. При этом могут быть определены возможности снижения допуска на установку взрывателя и соплового блока.

Представляется целесообразным установление регрессионных зависимостей  $\Delta X$  и  $\Delta Z$  от параметров  $\rho_3$ ,  $\alpha_3$ ,  $\beta_3$ ,  $\rho_4$ ,  $\alpha_4$ ,  $\beta_4$ ,  $\phi_4$  определяющих позиционирование полости заряда с зарядом и полости камеры в корпусе с правильно установленным взрывателем и сопловым блоком. Количество этих параметров делает полный факторный эксперимент доступным по числу расчетных вариантов.

Полученные результаты позволяют утверждать, что построена работоспособная методика численного решения общей задачи о движении снаряда в атмосфере, применимая к расчету любых возможных движений широкого класса боеприпасов.

Возможное развитие модели целесообразно в направлении учета аэродинамической асимметрии.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Платонов Ю.П., Антонова Л.Н. Пространственная задача о движении вращающейся гранаты при стрельбе из подствольных гранатометов./ В кн.: Труды международной научно – практической конференции «Вторые Окуневские чтения». Т.1. Баллистика.-СПб.: БГТУ, 2001.- с. 97 – 104.

2. Платонов Ю.П., Антонова Л.Н. Влияние затухания угловой скорости снаряда, стабилизируемого вращением, на устойчивость полета при стрельбе под большими углами бросания./ В кн.: Межународная научно – практическая конференция «Третьи Окуневские чтения». Т.1. Внешняя баллистика.- СПб.: БГТУ, 2003.- с. 99 – 103.

3. Движение снаряда в стволе и на траектории / Н.В. Могильников, В.В. Горбунов, Н.Ф. Левицкий.- 2-е изд. Доп.- Тул. гос. ун-т Тула, 2007.-144 с.

4. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики: в 2х томах. т.2 Динамика. – М.: Наука, 1983 г.- 640 с.

5. Лурье А. И. Аналитическая механика.- М.: Гос. изд. физ.-мат. лит. – 1961 г.- 824с.

6. Основы проектирования патронов к стрелковому оружию. Учебник / Г.А.Данилин, В.П.Огородников, А.Б.Заволокин; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2005. 374 с.

7. Кэрт Б.Э., Козлов В.И., Макаровец Н.А. Математическое моделирование и экспериментальная отработка систем разделения реактивных снарядов / Под ред. Н.А. Макаровца. - Тула, Санкт-Петербург: ФГУП "ГНПП "Сплав", 2006. - 652с.

8. Разделение неуправляемых снарядов систем залпового огня / РАРАН; Б.Э. Кэрт, В.И. Козлов, Н.А. Макаровец; под ред. Н.А. Макаровца; редкол. серии: В.В.Панов (пред.) и др. М.: Машиностроение, 2008. 438 с: ил. (Справ. б-ка разработчика-исследователя).

9. Б.Э. Кэрт, Д.А.Никитин, Я.О.Павлов, К.И.Селезнева. Численное моделирование пространственного движения снаряда / Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы.- 2009., вып. 3, стр.42 -50.

10. Б.Э.Кэрт, К.И.Селезнева. Моделирование технического рассеивания расчетом пространственного движения снаряда / Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы.-2010, вып. 3, стр. 22-25.

# К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ И СНАРЯДОВ С ГАЗОГЕНЕРАТОРАМИ ДОПЛЕРОВСКИМИ РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СТАНЦИЯМИ

## ЧВАНОВ А.Е., БЕЛОЗЕРОВ В.А. Федеральное казенное предприятие "Нижнетагильский институт испытания металлов" 622015, г. Нижний Тагил, ул.Гагарина,д.29 тел.(3435) 47-51-15, факс: 47-52-20, E-mail: <u>skb@ntiim.ru</u>

Доплеровские станции непрерывного излучения трехсантиметрового диапазона длин волн серии «Луч»: «Луч-81», «Луч-83» позволяют решить вопрос измерения анализа И внешнебаллистических параметров практически всех видов нереактивных боеприпасов. Однако использование указанных станций при стрельбовых испытаниях снарядов, оснащенных реактивными двигателями или газогенераторами, показало ограниченность возможностей РЛС трехсантиметрового диапазона в плане дальности сопровождения боеприпаса, что обусловлено большим затуханием электромагнитной энергии в факеле двигателя.

Связь максимальной дальности действия РЛС *R<sub>max</sub>* с ее параметрами, задано основным уравнением радиолокации [1]:

$$R_{\text{max}} = \sqrt[4]{\frac{P_{nep} \cdot G_{nep} \cdot G_{np} \cdot \lambda^2 \cdot \sigma_{u}}{P_{np.\min} \cdot (4\pi)^3}}, \qquad (1)$$

где  $P_{nep}$  - мощность передатчика;  $G_{nep}$ ,  $G_{np}$  - коэффициент усиления передающей и приемной антенн;  $\lambda$  - длина волны излучаемого сигнала;  $\sigma_{u}$  - эффективная поверхность рассеивания (ЭПР) цели;  $P_{np.min}$  - пороговая чувствительность приемника.

Рассмотрим влияние длины волны зондирующего сигнала на ЭПР боеприпаса.

В результате работы реактивного двигателя (газогенератора) боеприпаса образуется ионизированная струя газов, взаимодействующая с электромагнитной энергией сигнала. При этом наблюдается как отражение, так и частичное поглощение электромагнитной энергии в плазме. Анализируя данные, приведенные в литературе [2, 3], принимая концентрацию электронов при работе двигателя боеприпаса

 $n = 10^{11} cm^{-3}$ , построим график зависимости коэффициента отражения радиоволн ионизированным газом от частоты (рис. 1).

Из приведенного рисунка видно, что при повышении частоты зондирующего сигнала 10,5ГГц (номинал рабочей частоты станций «Луч-81», «Луч-83») коэффициент отражения стремится к нулю, что приводит к резкому снижению дальности сопровождения реактивного боеприпаса (электромагнитная энергия существенно поглощается плазмой в факеле двигателя).



Рисунок I – График зависимости коэффициента отражения радиоволн ионизипованным газом от частоты

Зависимость ЭПР реактивного боеприпаса от частоты определяется выражением [1,4]:

$$\sigma_{u} = K(f) \cdot 4d^{2}\pi , \qquad (2)$$

где K(f) - коэффициент отражения радиоволн ионизированным газом как функция частоты зондирующего сигнала; d - калибр боеприпаса.

Для диаметра поперечного сечения газовой струи, не превышающего 0,25 длины волны зондирующего сигнала (релеевская область), ЭПР сильно зависит от частоты и слабо - от формы сопровождаемого объекта [1,4]:

$$\sigma_{u} = 13, 1(K \cdot \lambda)^{4} \cdot \pi \alpha^{2}, \qquad (3)$$

где K - волновое число;  $\lambda$  - длина волны зондирующего сигнала;  $\alpha$  - радиус поперечного сечения реактивной струи.

Результат расчета для реактивного снаряда калибра 100 мм с использованием выражений (2), (3) приведен на рис. 2.

#### Санкт - Петербург

Очевидно, что для сопровождения реактивного боеприпаса целесообразно использовать область радиочастот от 0,5 до 3 ГГц, в которой обеспечивается максимальное значение ЭПР факела реактивного двигателя.



Рисунок 2 – График зависимости ЭПР от

После выключения маршевого двигателя боеприпас переходит на пассивный участок траектории, не менее важный с точки зрения контроля внешнетраекторных параметров. При размере снаряда, превышающем  $0.25 \lambda$ , ЭПР имеет резонансный характер, сильно зависящий от формы корпуса боеприпаса (3). Можно указать лишь некоторые пределы, в которых находится значение ЭПР (область неопределенности ЭПР).

Результаты расчета для боеприпасов калибра 23, 57 и 152мм приведены на рис.3.

Таким образом, приемлемый диапазон частот зондирования с учетом эффективной работы станции, как с реактивными, так и нереактивными боеприпасами может быть определен: 2,5 - 3,0ГГц.



## Рисунок 3 – График зависимости ЭПР от частоты при различных диаметрах

В указанном диапазоне частот на базе отработанных конструкций и технологий разработаны антенные системы с коэффициентом усиления 23÷24дб и шириной диаграммы направленности 7-8°.

Пороговая чувствительность приемника  $P_{np.min}$  (в допущении, что приемник является линейным устройством) связана с его шумовой полосой  $\Delta f_{\gamma}$  и коэффициентом шума N [5].

$$P_{np.\min} = P_{usx} = K \cdot T \cdot \Delta f_{\mathcal{D}} (N-1) ,$$

где  $P_{uex}$  - мощность шумов, приведенных к входу приемника;  $K = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Вт-град/Гц - постоянная Больцмана;  $T = 239^{\circ}$  - температура.

Система фильтрации оснащается фазовым следящим фильтром, с  $\Delta f_{\ni} = 50 \ \Gamma u$ . Опыт разработки и эксплуатации доплеровских РЛС свидетельствует о целесообразности введения в состав приемного устройства малошумящих усилителей СВЧ, позволяющих существенно повысить энергетический потенциал станции.

### Санкт - Петербург Всероссийская научно-техническая конференция

Известно, что коэффициент шума малошумящих усилителей составляет 2÷2,5дб для коротковолновой части дециметрового диапазона длин волн ( S-диапазон).

Тогда:  $P_{np.\,\text{min}} = 1,38 \cdot 10^{-23} \cdot 293 \cdot 50 (2-1) = 2,02 \cdot 10^{-19}$  Вт.

Учитывая наличие выпускаемых промышленностью сверхвысокочастотных мощных транзисторов, а также достижения современной микрополосковой технологии, позволяющей относительно просто осуществлять суммирование мощностей, зададим уровень выходной мощности передающего устройства:

$$P_{nen} = 10 \text{ Bt}.$$

Дальность действия станции для случая стрельбы активно - реактивным снарядом калибра 152 мм  $\sigma = 0.02 \, M^2$  при:

$$\lambda = 11,1 \text{ cm}; \quad P_{nep} = 10 \text{ BT}; \quad P_{np \text{ min}} = 2,02 \cdot 10^{-19} \text{ BT};$$

$$G_{nep} = G_{np} = 200 (23 \, \partial 6) \text{ равна}(1):$$

$$R_{\text{max}} = 4 \sqrt{\frac{10 \cdot 200 \cdot (0,111)^2 \cdot 0,02}{2,02 \cdot 10^{-19} \cdot (4\pi)^3}} = 22268 ,4 \text{ M}, \quad \text{что} \quad \text{составляет}$$

146503 калибра.

Полученные значения превышают требования, предъявляемые разработчиками боеприпасов, следовательно, приведенные выше параметры  $\lambda$ ,  $P_{nep}$ ,  $P_{np.nin}$ ,  $G_{nep}$  можно взять за основу при разработке узлов, блоков и систем РЛС.

По результатам проведенных исследований собран экспериментальный образец станции. Мощность передатчика не превышала 300 мВт.

Полевые испытания станции проводились при стрельбе осколочнофугасным снарядом калибра 152 мм и реактивным снарядом типа «Град».

Цель первого испытания - проверка функционирования системы в условиях артиллерийского выстрела и оценка энергетического потенциала станции в плане определения дальности сопровождения нереактивного боеприпаса. На рис. 4, в качестве примера, приведен график зависимости радиальной скорости боеприпаса от времени на первом выстреле в группе. Дальность действия станции на снарядах этого типа для всех выстрелов превысила 50000 калибров.

В ходе второго испытания решалась основная задача эксперимента -возможность измерения траекторных скоростей реактивного боеприпаса как на пассивном, так и активном участках траектории. На рис. 5

представлен график зависимости радиальной скорости V<sub>p</sub> от времени

T. Ломаная часть кривой в начале измерения (от 0 до ~ 0,7c) соответствует неуверенным измерениям.

Дальность действия РЛС при стрельбовых испытаниях реактивного боеприпаса составила ~ 40000 калибров.

Полученные результаты по дальности сопровождения боеприпаса свидетельствует о высоком энергетическом потенциале экспериментального образца станции. Дальнейшее повышение дальности возможно путем увеличения выходной мощности передающего устройства.

Проведенные испытания подтвердили правильность выбора основных параметров станции.



71

T (c)

14.000

Рисунок 5 – График зависимости радиальной скорости реактивного боеприпаса калибра 152 мм от времени

8.000

10.000

12.000

450

400

0

2.000

4.000

6.000

# ЛИТЕРАТУРА

1. Справочник по радиолокации (Под ред. М. Скольника). Пер. с англ., под общей редакцией К.Н. Трофимова. Том І. - М: Советское радио, 1976.

2. Галант В.Е. Сверхвысокочастотные методы исследования плазмы. - М.: Наука, 1968.

3. Хилд М., Уортон С. Микроволновая диагностика плазмы. - М.: Атомиздат, 1968.

4. Теоретические основы радиолокации (Под ред. Я.Д. Ширмана). - М.: Советское радио, 1970.

5. Радиоприемные устройства (Под ред. В.И. Сидорова). - М.: Советское радио, 974.
Фундаментальные основы баллистического проектирования 2010

Секция 2

Аэродинамика и аэротермобаллистика



# ТЕЧЕНИЕ ОКОЛО КОНУСА С ПЛОСКИМ СРЕЗОМ

#### МАКСИМОВ Ф.А.

Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва m.(903) 844-10-34, факс (495) 250-89-28, E-mail: <u>maximov@cfd.ru</u>

Проведены трехмерные расчеты обтекания конуса с плоским срезом. В определенных условиях тонкие конуса обтекаются с образованием асимметричной вихревой структуры на подветренной стороне, при этом образуется значительная боковая сила. Представляют интерес изменения геометрии тела, которые обеспечивают симметричный характер обтекания. В [1] на примере конического течения показано, что введением плоского среза можно влиять на характер обтекания тела. В [1] плоский срез получался отсечением от конуса части с помощью плоскости, проходящей через вершину конуса. Тело остается при этом коническим, что позволяет существенно упростить решение задачи. В данной работе рассмотрено трехмерное тело: плоскость, отсекающая часть тела, расположена параллельно оси конуса. В этом случае появляется дополнительный размер, в качестве которого можно рассматривать длину конуса, не подвергнувшегося изменению. Около этой части тела в рассматриваемых условиях реализуется асимметричное течение. Представляет интерес развитие асимметрии вниз по потоку.

**Геометрия тела. Метод моделирования. Расчетная сетка.** На рис.1 приведена геометрия рассматриваемого тела.



Рисунок 1 – Геометрия тела.

Исходный конус имеет угол полураствора 5°. Длина всего тела составляла 4.9 длины L конического носка тела. Течение моделировалось на основе уравнений Навье-Стокса в приближении тонкого слоя [2]. Расчетная сетка строится набором поперечных сечений, в каждом из которых сетка строится методом П.В.Мелентьева построения

приближенного конформного отображения [3]. На рис.2 приведена сетка около контура тела в сечениях x/L=2 и 4. Метод позволяет единообразно строить сетку около гладкого контура и около конура с изломами. На рисунке сетка содержит 121 узел в окружном направлении и 51 по нормали. Решение получено на сетке  $241 \times 101$ . По продольной координате трехмерная сетка имеет 321 сечение, общее количество узлов составляет около  $8 \cdot 10^6$ . Рассматривается ламинарное течение при числах Маха M=1.8, Рейнольдса  $Re_L=10^4$  и угле атаки  $15^\circ$ . В этих условиях около головного конуса реализуется асимметричная вихревая система.



Рисунок 2 – Расчетная сетка в сечениях х/L=2 и 4.

Результаты. Коническое приближение. Решение построено при разной ориентации плоского среза относительно набегающего потока. На рис.3-6 приведена структура течения около конуса с углом полураствора 5° и плоским срезом, проходящим через вершину конуса при разной ориентации плоскости среза относительно плоскости угла атаки. Срез характеризуется углом ф между плоскостью симметрии и прямой от оси конуса к точке излома контура. В расчетах  $\phi = 78^{\circ}$ , что приблизительно соответствует конечному сечению рассматриваемого трехмерного тела. Ориентация плоскости среза определяется углом крена у. Условимся, что γ=0° соответствует положению плоскости среза на подветренной стороне (рис.3);  $\gamma = 180^{\circ}$  – на наветренной стороне (рис.4);  $\gamma = 90$  и 270° - сбоку (рис.5 и 6, соответственно). Течение представлено в виде модуля градиента плотности в окрестности тела и линиями тока конического течения. Темный цвет соответствует большим градиентам в вязких слоях. При у=0 и 180° картина течения симметрична (смотри [1]). При у=90 и 270° реализуется одинаковое решение, симметричное относительно плоскости угла атаки (вертикали).

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция



*Рисунок 5* – Течение при γ=90°

Рисунок 6 – Течение при у=270°

**Результаты. Трехмерное течение.** На рис.7, 8 приведено обтекание трехмерного конуса с плоским срезом при  $\gamma=0$  и 180°. Течение представлено распределением модуля градиента плотности в сечениях по продольной координате x/L=1, 2, 3 и 4. Около носка тела в

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

рассматриваемых условиях образуется асимметричная картина течения.

С удалением от носка тела течение должно перестраиваться в картину, близкую к соответствующему коническому случаю. При  $\gamma=0^{\circ}$  с расположением среза на подветренной стороне это предположение выполняется. В этом случае фиксация точек отрыва местом излома контура приводит к тому, что течение с удалением от носка тела становится более симметричным. При  $\gamma=180^{\circ}$  асимметричный характер обтекания сохраняется по всей длине тела. Фактически, в том случае течение около носка определяет течение около тела в целом.



Рисунок 7 – Течение при ү=0°



Рисунок 8 – Течение при у=180°

На рис.9, 10 приведено обтекание трехмерного конуса с плоским срезом при  $\gamma$ =90 и 270°. В случае  $\gamma$ =270° течение около трехмерного тела аналогично течению около конического тела (сравни рис.6 и 10). В случае  $\gamma$ =90° образуется новая картина, определяемая носком тела.

Особенности реализуемой картины течения сказываются на аэродинамических свойствах. На рис.11,12 приведена полученная оценка Су и Сz в зависимости от длины тела x/L. При расчете аэродинамических коэффициентов в качестве характерной площади принимается площадь тела в плане до текущего значения x/L при  $\gamma=0^{\circ}$ . Линии 1,2,3 и 4 соответствуют случаям  $\gamma=0$ , 90, 180 и 270°. Штрихом отмечены данные, полученные на основе конического приближения.

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция



Большая величина Су реализуется при плоском срезе на подветренной стороне ( $\gamma$ =0°). Можно отметить, что Су тела с плоским срезом параллельно оси исходного конуса достаточно быстро становится больше чем Су тела с плоским срезом через вершину конуса. Данные 1' и

1" соответствуют двум значениям числа Re и видно, что несмотря на увеличение Су для более длинного конуса с большим значением числа Re, линия 1 пересекает уровни, задаваемые значениями 1' и 1". С удалением от конического носка тела коэффициент Cz при этом сохраняет знак (направление действия силы), но относительная его величина уменьшается. При расположении плоского среза на наветренной стороне  $(\gamma = 180^{\circ})$  значение Cz сохраняется. Образование асимметричного течения около носка определяет асимметричный характер обтекания всего тела. Су непосредственно за срезом уменьшается из-за течения разрежения, а затем восстанавливается до значения, характерного для конического тела. На величину Су схемы обтекания (из двух возможных при у=90 и 270°) существенно не влияют. Но величина Сz при этом может быть существенно различаться. При реализации схемы, представленной на рис.9, боковая сила по величине меньше реализуемой на коническом теле. А в случае реализации схемы, представленной на рис.10, больше при x/L>2.

Заключение. Получены картины течения и оценка аэродинамических свойств конуса с плоским срезом, параллельным оси конуса, в условиях асимметричного обтекания носка тела. Для решения задачи реализован способ построения трехмерных сеток на основе метода П.В. Мелентьева. Схема обтекания носка качественно влияет на аэродинамические свойства тела.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №09-01-00296-а). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Максимов Ф.А., Болосов Д.А. Влияние формы поперечного сечения на образование асимметрии течения // ВНТК «Фундаментальные основы баллистического проектирования-2010»./ Сб. мат. В 2-т. Т.1. - СПб.: БГТУ, 2010, с.66-69.

2. Шевелев Ю.Д., Максимов Ф.А. Численное моделирование трехмерных пространственных сверхзвуковых течений вязкого газа с отрывом потока.// Математическое моделирование. Проблемы и результаты; сер. «Информатика». - М: Наука, 2003, с. 384-421.

3. Канторович Л.В., Крылов В.И. Приближенные методы высшего анализа, М:. Изд. Физ.-мат.лит, 1962, с. 708.

# ВЛИЯНИЕ ВЯЗКОСТИ НА АСИММЕТРИЧНОЕ ОБТЕКАНИЕ КОНУСА

#### МАКСИМОВ Ф.А.

Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва m.(903) 844-10-34, факс (499) 250-89-28, E-mail: <u>maximov@cfd.ru</u>

Представлены результаты моделирования течения около конуса с углом полурастовора 5° под углом атаки 15° при числе Маха M=1.8. Целью работы является оценка влияния числа Рейнольдса на схему обтекания в условиях ламинарного или турбулентного характера течения. Получены схемы обтекания и оценка аэродинамических характеристик при различных числах Рейнольдса.

Моделирование осуществляется на основе уравнений Навье-Стокса в приближении тонкого слоя методом установления в предположении конического характера течения [1]. Для ускорения расчетов использовалась многосеточная технология. Решение находилось на последовательности сеток с увеличением количества узлов в два раза по каждому направлению. В начале решение находится на грубой сетке, затем полученное решение интерполируется на сетку с большим количеством узлом и делается дополнительное установление на более мелкой сетке. Наиболее точное решение получается после нескольких шагов. Проводились расчеты с предположением о ламинарном характере течения - в этом случае коэффициент кинематической вязкости предполагался постоянным. Во второй серии расчетов предполагался турбулентный характер течения. В этом случае для описания турбулентной вязкости использовалась алгебраическая модель Болдуина -Ломакса [2, 3]. В случае ламинарного течения использовались сетки от 161×101 до 2561×1601 узлов (первое число – в окружном направлении, второе – по нормали к поверхности тела). В случае турбулентного течения - от 121×101 до 1921×1601 узлов. В окружном направлении узлы сетки располагались равномерно, а по нормали с целью описания решения в вязком слое около тела имели экспоненциальное сгущение. Параметр экспоненциального сгущения определялся в зависимости от числа Рейнольдса Re задаваемым расстоянием от тела до следующего узла по нормали.

Применение параллельных вычислений. Расчеты проводились с использованием параллельных вычислений на MBC-100K МСЦ РАН. Использование параллельных вычислений позволяет существенно сократить время решения задачи [4]. В рамках вычислений данной работы была получена детальная оценка ускорения вычислений в зависимости от

количества используемых процессоров. Оценка ускорения расчетов получена для четырех вариантов сетки: линия 1 - сетка 241×101, 2 -481×201, 3 - 961×401, 4 - 1921×801. Распараллеливание осуществляется с помощью геометрической декомпозиции расчетной области в окружном направлении. Число узлов в окружном направлении должно быть кратным числу используемых процессоров. На рис.1 представлено отношение времени решения задачи на одном процессоре к времени решения задачи на N процессорах в зависимости от количества используемых процессоров N. Маркеры соответствуют экспериментальным замерам времени при решении задач. Наличие двух маркеров соответствует разным опытам.





вычислений дает ускорение только в определенном интервале количества процессоров, в дальнейшем увеличение количества процессоров нецелесообразно. Чем задача имеет большее количество узлов, тем большее ускорение вычислений возможно. Отметим, что именно для решения больших задач целесообразно использование параллельных вычислений. Так для сетки 241×101 на 100 тысяч шагов интегрирования (оценка до установления) требуется 33 минуты процессорного времени при использовании одного процессора, что вполне допустимо. Однако в дальнейшем: для решения на сетке 481×201 требуется 420 минут, 961×401 - 1970 минут, 1921×801 - 9340 минут. В последнем случае фактически требуется уже неделя счета на одном процессоре, что обычно неприемлемо. А использование многопроцессорной техники позволяет решить задачу в течении часа. Оценки эффективности применения параллельных вычислений обусловлены затратами памяти на процессор и необходимостью обмена информации между процессорами. Отметим выигрыш в ≈600 раз при использовании ≈400 процессоров, т.е. выигрыш в больше число раз, чем количество процессоров (смотри [4]).

Результаты расчетов. На рис.2 приведено влияние изменения числа

Рейнольдса Re на изменение коэффициента подъемной силы Cy и отношение коэффициентов боковой силы и подъемной Cz/Cy. В качестве характерной площади – площадь конуса в плане. Число Рейнольдса определяется по параметрам набегающего потока и длине рассматриваемого конуса Re = VL /v.



Рисунок 2 – Аэродинамические характеристики конуса.

Данные 1 соответствуют результатам по модели с ламинарной вязкостью, 2 – по модели с турбулентной вязкостью. Несколько маркеров для варианта связано с проведением расчетов на нескольких сетках (на разных сетках, с разным сгущением узлов к поверхности тела), результаты при этом могут несколько отличаться. Отметим, что в рамках модели ламинарной вязкости получить стационарное решение при числах Re приблизительно больше 5.10<sup>5</sup> не удается.

При малом числе Re до  $8.5 \cdot 10^3$  (достаточно большой вязкости, рис.3) реализуется симметричное обтекание без образования боковой силы. При дальнейшем увеличении числа Re до  $\approx 17 \cdot 10^3$  (рис.4) устойчивое решение имеет асимметрию, которая увеличивается с увеличением числа Re (рис.5 и 6). Течение на рисунках представлено модулем градиента плотности.



Рисунок 5 –  $Re=4.26 \cdot 10^4$ Рисунок6 –  $Re=2.13 \cdot 10^5$ При увеличении числа Re толщина вязких слоев уменьшается. При Re=8.5·10<sup>5</sup> получить стационарные решения из-за неустойчивости тонких вязких слоев не получается. На рис.7 приведены характерные картины течения в два момента времени. Несмотря на нестационарность картины течения в каждый момент времени, в среднем картина течения имеет вполне регулярный характер, который не изменяется с течением времени. Средняя картина течения представлена на рис.8. Схема течения имеет выраженный асимметричный характер. Асимметричный характер обтекания приводит к образованию значительной боковой силы (до 27% от величины нормальной силы). На рис.9 приведено течение при Re=8.5.10<sup>5</sup>, рассчитанное с использованием модели турбулентной вязкости. Введение турбулентной, а фактически дополнительной, вязкости приводит к смещению точек отрыва ниже по потоку и к уменьшению области вихревого течения, но не влияет на асимметричный характер вихревой структуры. Турбулентная вязкость приводит к уменьшению области действия боковой силы, при этом уменьшается боковая и подъемная силы (рис.2).



Рисунок 7 – Решение в два момента времени ( $Re=8.5 \cdot 10^5$ )



Рис. 8 – Среднее,  $Re=8.5 \cdot 10^5$  Рис. 9 – Турбулентное,  $Re=8.5 \cdot 10^5$ 

На рис.10, 11 приведено сравнение профилей скорости и температуры, соответственно, в критической точке на наветренной стороне при Re= $8.5 \cdot 10^5$ . 1 – соответствует решению с ламинарной вязкостью, 2 – турбулентной. По оси абсцисс отложено расстояние от обтекаемой поверхности. Турбулентная вязкость приводит к утолщению пограничного слоя с 0.0016 при ламинарной вязкости до 0.0032 при турбулентной, но при этом градиенты функций и скорости и температуры около стенки увеличиваются, что означает увеличение трения и теплового потока.



Рис. 10 – Профиль скорости Рис. 11 – Профиль температуры

На рис.12 приведены коэффициенты аэродинамического сопротивления: 1 – сопротивление давления (в предположении, что на донном срезе конуса давление равно нулю), 2 – сопротивление трения. Рисунок приведен в обычном и логарифмическом масштабе. На рис.12, как и на рис.2, для каждого случая приведено несколько маркеров, которые соответствуют разным расчетам. Результаты достаточно хорошо согласуются. Трение при ламинарной вязкости пропорционально Re<sup>-0.5</sup>, при турбулентной - Re<sup>-0.25</sup>. В логарифмических переменных результаты расчетов коэффициента трения ложатся на прямую.

Сходимость результатов при разных числах Re подтверждается выполнением закона распределения скорости в пограничном слое в автомодельных переменных. На рис.13 представлен ламинарный профиль скорости в критической точке на наветренной стороне в зависимости от  $\eta = y\sqrt{Re}$ . Расчеты при ламинарной вязкости в этих переменных ложатся на единую линию независимо от числа Re. При турбулентном режиме выполняется универсальное распределение скоростей в пограничном слое. На рис.14 приведено отношение  $V/V_*$ , где  $V_* = \sqrt{\tau_w/\rho}$ ,  $\tau_w$  - касательное напряжение на стенке, в зависимости от  $\eta = yV_*/v$  (v - кинематическая вязкость). Линии 1 – 6 соответствуют расчетам при числах Рейнольдса Re=4.26·10<sup>5</sup>, 8.5·10<sup>5</sup>, 4.26·10<sup>6</sup>, 8.5·10<sup>6</sup>, 4.26·10<sup>7</sup>, 8.5·10<sup>7</sup>.





Re=2130, 4260, 8520, 2.13·10<sup>4</sup>, 4.26·10<sup>4</sup>, 8.5·10<sup>4</sup>, 2.13·10<sup>5</sup>, 4.26·10<sup>5</sup>, 8.5·10<sup>5</sup>. Линии 1 – 3 на рис.16 соответствуют расчетам при числах Рейнольдса Re= $8.5\cdot10^5$ ,  $8.5\cdot10^6$ ,  $8.5\cdot10^7$ .



Рис. 15 – Распределение давления



В области под вихрем, который расположен выше на удалении от конуса, независимо от числа Re сохраняется некоторый уровень давления - в случае ламинарного течения ≈0.9; турбулентного ≈0.95. В области с вихрем, расположенным непосредственно около поверхности конуса, давление уменьшается с увеличением числа Re.

Заключение. Получена оценка влияния числа Re на аэродинамические свойства и схему обтекания конуса с углом полураствора 5° в условиях асимметричного отрыва потока на подветренной стороне. Алгебраическая модель турбулентности Болдуина-Ломакса позволяет адекватно описать профиль скорости в пограничном слое.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-01-00711-а). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

#### ЛИТЕРАТУРА:

4. Максимов Ф.А. Асимметричное течение около конуса // Вопросы атомной науки и техники. Сер.«Математическое моделирование физических процессов», 2004, вып.1, с.55-62.

5. Baldwin B., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows // AIAA Paper 78-257, 1978.

6. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. Учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2001. 108 с.

7. Максимов Ф.А. ., Шевелев Ю.Д. О моделировании конических течений на многопроцессорном компьютере // Тр. 52-й НК МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук»: Ч.VII. Управление и прикладная математика. Т.З. М.:МФТИ, 2009, с.88-91.

# РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ НА МНОГОПРОЦЕССОРНОЙ МАШИНЕ

## МАКСИМОВ Ф.А., ШЕВЕЛЕВ Ю.Д.

Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва m.(495) 250-92-80, факс (495) 250-89-28, E-mail: <u>maximov@cfd.ru</u>

Развитие методов моделирования численного позволяет рассматривать не только отдельные элементы планера, но и летательный аппарат в целом. Одним из сдерживающих факторов усложнения возможных геометрий является относительно малое возможное количество узлов расчетной сетки. Усложнение геометрии требует увеличения количества узлов для описания особенностей течения и, следовательно, объема и времени вычислений. Но есть ограничение, связанное с допустимым временем расчета. С внедрением техники производительность вычислений многопроцессорной значительно возросла. В данной работе представлены результаты расчетов по параллельной версии программы, реализующей метод моделирования [1]. Метод может быть применен к расчету ракетных [2, 3] и самолетных конфигураций [4]. При моделировании на персональном компьютере возможное количество узлов расчетной сетки составляет ≈10<sup>6</sup> (не более ≈5·10<sup>6</sup> из-за ограничений на объем оперативной памяти). При использовании персонального компьютера данное количество узлов является предельным, так как в этом случае время расчета составляет около суток. Теоретически использование параллельных вычислений позволяет увеличить количество узлов и уменьшить время расчета. В работе приведены экспериментально полученные оценки затрат времени на параллельной версии программы.

Метод моделирования. Течение исследовалось численно на основе уравнений Навье-Стокса в приближении тонкого слоя [1]. Метод численного моделирования основан на явной разностной схеме, что позволяет достаточно просто реализовать параллельную версию программы расчета. Область расчета разбивается на ряд областей по продольной координате. На каждую область выделяется процессор. После каждого шага интегрирования между соседними областями производится обмен информацией. Особенностью реализованной версии программы является применение многосеточной технологии. Решение находится на последовательности сеток. В начале решение устанавливается на грубой сетке, содержащей в поперечном сечении 121 узел в окружном направлении (61 – если рассматривается течение с плоскостью симметрии) и 51 узел по нормали. Затем количество узлов удваивается до 241 (121) на 101, газодинамические функции интерполируются и решение

устанавливается повторно. Окончательное решение получается на сетке 481 на 201 узлов в поперечном сечении. По продольной координате количество сечений фиксировано и составляет в общей сложности 641. Представленные расчеты выполнялись с использованием 128 процессоров. С учетом необходимости дополнительных сечений для обмена информацией с соседними процессорами полное количество сечений на каждом процессоре составляло 10, «полезное» - 5.

**Результаты.** На рис.1 слева приведены затраты процессорного времени Т на 1000 шагов интегрирования (в минутах) в зависимости от количества N узлов расчетной сетки, обрабатываемого на каждом процессоре. На рис.1 справа приведено время  $\Delta$ , затрачиваемое на каждый узел (в секундах,  $\Delta = 60 \cdot T / N$ ).



Рисунок 1 – Время вычислений в зависимости от количества узлов.

Время, требуемое на шаг интегрирования, приблизительно пропорционально количеству узлов. В [5] получена оценка Т и  $\Delta$  при решении задачи об обтекании конического тела, в рамках которой рассматривается система из пяти уравнений также как и при решении трехмерной задачи, но на двумерной сетке. При достаточно большем количестве узлов на процессор асимптотическая величина  $\Delta$  для конической задачи приблизительно соответствует 0.0032 с, в данном полностью трехмерном случае это значение в 1.3÷1.5 раза больше.

На рис.2 приведен типичный график контроля установления. В зависимости от числа шагов интегрирования приведено максимальное изменение плотности є в узлах расчетной сетки за шаг интегрирования. Линия 1 – соответствует расчетной сетке 121×51, линия 2 - 241×101. Выход на постоянное значение величины є приблизительно обычно соответствует установлению, что дополнительно контролируется

анализом картины течения. Для установления на более мелкой сетке в качестве начальных данных используется решение, полученное на более грубой сетке. Требуемое количество шагов интегрирования на более грубой сетке и на более мелкой сетке сопоставимо. Использование многосеточной технологии позволяет сократить количество шагов до установления на наиболее подробных сетках.



Рисунок 2 – Максимальное изменение плотности за шаг интегрирования

Будем исходить из оценки в 5000 шагов, необходимых для получения решения. В таблице в зависимости от размеров сетки приведена экспериментальная оценка времени  $T_{128}$ , необходимая на получение решения при распараллеливании задачи на 128 процессоров, и гипотетическая оценка времени  $T_1$  расчета на однопроцессорном варианте. В случае однопроцессорного компьютера (с аналогичным быстродействием) предполагается, что на один узел затрачивается 0.004с на 1000 шагов. Данная оценка является заниженной, а при сетках более  $\approx 5 \cdot 10^6$  реальные размеры оперативной памяти современных персональных компьютеров, вероятно, вообще не позволят проводить расчет.

				Таблиц
Сетка	Общее	T <sub>128</sub>	$T_1$	$T_1/T_{128}$
	количество	минут	минут / час	
	узлов			
61×51×641	≈2·10 <sup>6</sup>	9	710 / 12	79
121×51×641	≈4·10 <sup>6</sup>	16	1363 / 23	88
121×101×641	≈8·10 <sup>6</sup>	34	2698 / 45	79
241×101×641	≈16·10 <sup>6</sup>	71	5287 / 88	75
241×201×641	≈32·10 <sup>6</sup>	160	10522 / 175	66

На проведение расчета на сетке с суммарным количеством узлов более ≈4.10<sup>6</sup> с помощью однопроцессорного варианта требуются сутки и более, что обычно неприемлемо. Расчет, даже на наиболее подробной из представленных сеток ≈32.10<sup>6</sup> узлов, при использовании 86

многопроцессорной машины может быть сделан в течении 3 часов. Использование многопроцессорной вычислительной техники позволяет существенно сократить время расчета и увеличить возможное количество узлов расчетной сетки.

Достигаемое ускорение в проведении расчетов меньше количества используемых процессоров. Это связано с тем, что из необходимости соединения вычислительных процессов требуется вводить дублирующие узлы, т.е для части узлов расчеты проводятся не одним процессором, а двумя, кроме того затрачивается время на обмен информацией между процессорами.

Результаты расчетов. Приведем несколько примеров расчетов. На рис.3 приведены два варианта планера (№1 и №2). Рассматривается ламинарное обтекание данных вариантов при числах Маха М=1.8, Рейнольдса Re=10<sup>5</sup> и угле атаки 15°. Корпус обоих вариантов планера – это конус с углом полураствора 5°. В рассматриваемых условиях около конуса реализуется асимметричная вихревая система [5]. Представляет интерес влияние установки крыльев на характер асимметричного обтекания.



Рисунок 3 – Геометрия планеров

На рис.4 приведена структура течения около планера №1. Течение представлено распределением плотности в сечениях по продольной координате X=4, 4.5, 5, 5.5, 6 и 7. Полная длина тела составляет 8. Крыло в этом случае расположено в плоскости угла атаки. До сечения X=4 сохраняется конический асимметричный характер обтекания конуса. Вихревая система корпуса взаимодействует с крылом, расположенным на подветренной стороне. Несмотря на наличие стенки, препятствующей поперечному течению, за крылом (X=6 и 7) сохраняется асимметричный характер течения.

На рис.5 приведена структура течения около планера №2. Течение представлено распределением плотности в сечениях по продольной координате Х=2, 3, 4, 5, 6 и 7. Крыло в этом случае расположено в схеме «-» и значительно взаимодействует с набегающим потоком. На рис.6 приведены пространственные линии тока, соответствующие вихрям на подветренной стороне корпуса (1 и 1'), крыла (2 и 2') и боковым кромкам крыла (3 и 3'). Индуцированные крылом вихри прижимают к корпусу асимметричные вихри носовой части, но течение остается асимметричным. На рис.7 приведены рассчитанные коэффициенты

## Санкт - Петербург

боковой силы и подъемной силы в зависимости от длины. В качестве характерной площади - площадь плана корпуса до текущего сечения.



Рисунок 4 – Распределение плотности около планера №1



Рисунок 5 – Распределение плотности около планера №2

Линия 1 соответствует варианту №1, линия 2 - №2. Некоторое увеличение значения Сz в случае 1 от сечения X=1 до X=4 связано с изменением текущего числа Re: уменьшение относительной толщины вязкого слоя приводит к росту боковой силы. Наличие крыла в обоих случаях приводит к уменьшению (по абсолютной величине) коэффициента боковой силы. В случае варианта №1 коэффициент Су остается практически постоянным (Су≈0.187), установка вертикального крыла снижает Сz почти в два раза (с ≈12% до ≈6% от величины подъемной силы). В варианте №2 боковая сила уменьшается приблизительно до 3% коэффициента Су исходного конуса, но при этом дополнительно увеличивается значение Су.



Рисунок 6 – Пространственные линии тока

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



Рисунок 7 – Коэффициенты боковой и подъемной силы

Реализованный на многопроцессорном вычислительном комплексе метод моделирования позволяет рассматривать не только ракетные конфигурации, но и самолетные. Параллельно с комплексом математического моделирования реализуются методы построения геометрий сложной формы и расчетной сетки. На рис.8 представлены модели гипотетического летательного аппарата и самолета.



Рисунок 8 – Модели

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция



Рисунок 9 – Пример расчета течения около самолетной конфигурации

На рис.9 представлен расчет около самолетной конфигурации (M=2, Re= $10^5$ ,  $\alpha$ = $10^\circ$ ). На рисунке изображены пространственные линии тока, проведенные из района задних кромок аэродинамических поверхностей. Возможность использования сеток с общим числом узлов  $32 \cdot 10^6$  позволяет проводить достаточно адекватные расчеты трехмерных течений около модельных конфигураций с учетом вязкости при числах Рейнольдса, соответствующих ламинарному режиму обтекания.

Заключение. Разработан комплекс программ для решения задач аэродинамического проектирования. Комплекс реализован на многопроцессорной вычислительной системе. В качестве математической модели использована модель вязкого газа. Используемая явная разностная схема позволяет достаточно просто реализовать вариант программы с использованием параллельных вычислений, применение которых существенно сокращает время расчета и расширяет возможности моделирования с точки зрения допустимого количества узлов расчетной сетки. Получена экспериментальная оценка ускорения проведения расчетов.

В качестве примера расчета приведена картина течения около конуса с установленным на него оперением: либо в вертикальной, либо в

горизонтальной плоскости. В условиях асимметричного обтекания головной части оперение в обоих случаях позволяет уменьшить относительную величину боковой силы. Получена оценка аэродинамических сил.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №09-01-00296-а). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

#### ЛИТЕРАТУРА:

1. Шевелев Ю.Д., Максимов Ф.А. Численное моделирование трехмерных пространственных сверхзвуковых течений вязкого газа с отрывом потока / Математическое моделирование. Проблемы и результаты; сер. «Информатика». - М: Наука, 2003, с.384-421.

2. Максимов Ф.А., Шевелев Ю.Д. Моделирование течения около крыла конечного размера / «Третьи Окуневские чтения». Труды конференции. Т.1. - СПб.: БГТУ, 2003, с.59-67.

3. Максимов Ф.А., Шевелев Ю.Д. Моделирование трехмерных отрывных течений / «Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения». – Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2003, с.101-105.

4. Максимов Ф.А., Шевелев Ю.Д. Течение около ракеты с крестообразным крылом / «Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения». Т.1. – Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2007, с.85-91.

5. Максимов Ф.А. Асимметричное течение около конуса // Вопросы атомной науки и техники. Сер. «Математическое моделирование физических процессов», М: 2004, вып.1, с.55-62.

# АЭРОБАЛЛИСТИКА ТЕЛ СТУПЕНЧАТОЙ ФОРМЫ ПО ИССЛЕДОВАНИЯМ НА ТРАССЕ

#### МИХАЛЕВ А.Н.

## ФТИ им.А.Ф.Иоффе, СП-б, 194021, Политехническая 26, (812) 292-73-45, факс (812) 297-10-17, E-mail: <u>mikhalev@mail.ioffe.ru</u>

#### Аннотация.

В работе собраны результаты исследования ряда тел ступенчатой формы имеющих диск на штоке вынесенный перед усеченным срезом тела. Охвачен диапазон чисел Маха 2.3 – 3.5 при лабораторном давлении в полигоне, что соответствовало числам Re=1.5 10<sup>6</sup> –2.3 10<sup>6</sup>. Проведены как траекторные измерения, так и интерферометрия потока в передней срывной зоне. Опытные результаты сравнены с данными численного моделирования, полученными по современной методике решения осредненных по Рейнольдсу уравнений. Проанализировано сходство и расхождение данных, как по параметрам отрывной зоны, так и по

интегральным коэффициентам сопротивления компоновки.

Установка дисковых насадков на усеченное тело модифицирует его обтекание, превращая в хорошо обтекаемое. В ряде новых монографий [1,2, 3] собраны многочисленные опытные результаты, наряду с примерами приложения расчетов. Несмотря на доказанные преимущества переднего индуцированного отрыва как при дозвуке, так и особенно при сверхзвуке диск-цилиндрические (диск-конические) компоновки нашли лишь ограниченное применение. В докладе разобраны механизмы влияния дисковых насадков оптимальной геометрии на обтекание и аэродинамику цилиндра и усеченных конусов, полученные в опытах на трассе (1990-2009).

1.Достижением аэробаллистики в ФТИ с 70-х годов XX века стало применение импульсной интерференционной съемки полей обтекания моделей ВА и ГЧ на трассе. Вслед за систематическим исследованием полей плотности в ближнем следе сверхзвуковых конусов [4] мы обратились к реконструкции плотности в передней зоне цилиндра «2 калибра» с диском оптимального диаметра и выноса. Главное что позволило количественно расшифровать профили плотности в турбулентной зоне это учет обстоятельства, что турбулентные возмущения интерференционной картины потока вызываются преимущественно пульсациями границы отрывной зоны. Эта граница по анализу прямотеневых снимков была равномерной. В то же время только статистическое сглаживание сдвига полос позволяло получить средний сдвиг полос по сечениям передней зоны. Это вызывало повышение ошибки реконструкции плотности до 10% (в зоне отрыва) относительно 4% и ниже в гладком потоке обтекания объектов.

Образец интерференционных опытных профилей плотности в сравнении с расчетом приведен на Рис.1 из [5].



Рисунок 1 – (к 1.) Профили плотности поперек передней срывной зоны на удалениях (x=-1...-0.03D) в направлении к торцу – сплошные значки– эксперимент; открытые – численный расчет [5]; x= -0.03D на торце.

2.Рассмотрим особенности аэродинамических характеристик (АДХ) тел с передней срывной зоной (М>1). Подчеркнем, что в ходе методической отработки диск-цилиндра в диапазоне М=2.5 – 3.5 нами был выбран насадок с геометрией: d/D=0.23 при его удалении (выносе) 1/D=1.4 [6]. Благодаря его относительно оптимальных свойств по низкому сопротивлению и высокой устойчивости придаваемых компоновке такой диск был применен на далее исследованных диск-конических компоновках близкого удлинения корпуса.

Расчет характеристик диск-конусов проведен по методике [7]. Сопротивление изученных усеченных конусов с насадком обнаружено на уровне слабопритупленных конусов. Максимальная передняя центровка, приданная моделям для уменьшения периода колебаний, позволяла надежное выделение демпфирующего момента на трассе. Конуса типа ПСЗ-1 (рис.2) и ПСЗ-3 с идентичной формой насадка, несмотря на различия корпуса, обнаружили близкие разложения основных аэродинамических коэффициентов  $C_x(\alpha), C_y(\alpha), C_m(\alpha)$  и демпфирование. Подтвержден решающий вклад в аэродинамику переднего дискового насадка. Коэффициент  $dC_m/d\alpha$  составного конуса с катушечной образующей ПСЗ-1 был в 1.5 раза выше, чем на усеченном конусе ПСЗ-3.

На схеме показан эскиз конуса ПСЗ-1; конус ПСЗ-3 отличается тем, что его корпус представляет сходный простой усеченный конус с тем же диаметром торца.



Рисунок 2 – Схема модели ПСЗ-1 с элементом шайбового управления на торце. 1-сталь, 2 – дюралюминий.

Приведем на графиках статические АДХ диск-конусов ПСЗ-1 и ПСЗ-3.



Рисунок 3 – Сопротивление и подъемная сила  $C_x$  и  $C_y\,$  диск-конуса ПСЗ-1, M=2.9

Эти и последующие графики характеристик получены по методике нелинейного оценивания АДХ Н.П.Менде. Ее описание и алгоритм применения изложены в работе [7]. Наряду с разложением аэродинамических коэффициентов по углу атаки получены их доверительные интервалы.



Рисунок 4 – Подъемная сила и момент Су и Ст диск-конуса ПСЗ-1, М=2.9

В целях дальнейшего обсуждения и сравнения приведем аналогичные зависимости АДХ от угла атаки для компоновки ПСЗ-3. Ее основное сходство с предыдущей компоновкой в идентичности дискового насадка, параметры которого показаны выше.



Рисунок 5 – Сопротивление С<sub>х</sub> диск-конуса ПСЗ-3 в зависимости от угла атаки, M=2.9



Рисунок 6 – Подъемная сила и момент С<sub>у</sub> и С<sub>т</sub> диск-конуса ПСЗ-3 в зависимости от угла атаки, М=2.9

Как нетрудно видеть из приведенных распределений, АДХ двух диск-конических компоновок качественно весьма близки. Это обусловливается идентичностью их дискового насадка. Помимо полного качественного сходства АДХ рассмотренных диск-конусов близки и количественно (см. рис.3 – 6).

Вид зависимостей АДХ двух диск-конических компоновок оправдывает их характеристику как обтекание «жидких конусов». В самом деле до определенных углов атаки оно ничем не отличается от известного поведения характеристик слабо-притупленных конусов. Однако как нетрудно видеть по достижении углов атаки ~ 18<sup>0</sup> это поведение меняется, выражаясь в резком нарастании коэффициента сопротивления. Суть в том, что тороидальный вихрь в зоне индуцированного отрыва сменяется на подковообразный, неустойчивый, вызывающий крупные расходные пульсации давления. Это продуцируется в резком повышении давления на передний торец компоновки. Подобные эффекты были отмечены и проанализированы в работах В.И.Запрягаева (ИТПМ, Новосибирск) на трубе..

Простое наложение кривых для диск-конусов ПСЗ-1 и ПСЗ-3 с графиков рис.3 – 6 показывает близкое сходство АДХ этих компоновок. Хотя конечно детали количественных зависимостей проявляются из-за отличий формы профиля основного корпуса. В этой связи, как отмечено, катушечная форма тела ПСЗ-1 приводит к лучшей моментной характеристике, благодаря эффективному подключению конического корпуса к возвращающим силам переднего торца при появлении углов атаки.

#### Заключение

1.На телах ступенчатой формы структура отрывной зоны и давление в ней определяются волновой природой, когда торец попадает в волну разрежения за диском. Притом уровень параметров (давления, плотности в каверне) существенно зависит от характеристик турбулентности в слое смешения (что продемонстрировали расчеты).

2. Сравнение с расчетом по уравнениям Рейнольдса плотности в зоне переднего отрыва в [5] выявило согласование его данных с интерференционными профилями плотности. Для замыкания системы уравнений Рейнольдса лучшее согласие с опытом проявило применение модели турбулентности Ментера.

3.В линейном диапазоне углов атаки были получены разложения АДХ диск-цилиндра (M=2.5) по упрощенной методике обработки [8]. При

исследовании на трассе моделей артиллерийских боеприпасов, УРС с насадком их траекторную обработку можно проводить по линеаризованной методике ввиду низких артиллерийских углов атаки.

4. Полученные разложения полных АДХ двух диск-конических моделей в диапазоне до 24<sup>0</sup> согласовались с линейными оценками и заложены в проект создания самостабилизирующейся ГЧ.

5.Установленные разложения АДХ в нелинейном диапазоне углов атаки показали, что обтекание наших тел типа «жидкого конуса» и близость аэродинамики к известной для конусов при углах атаки ~18<sup>0</sup> сменяется на обтекание с открытой каверной. Это помимо резкого роста

С , сопровождается появлением расходных пульсаций.

Автор считает своим долгом выразить признательность автору методики и программы нелинейного оценивания аэродинамических характеристик Н.П.Менде, создателю Большой баллистической установки И.М.Дементьеву, а также сотруднику БГТУ «Военмеха» В.А.Ширяеву за большой научно-технический вклад в работу.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Белов И.А. Взаимодействие неравномерных потоков с преградами. Л.: Машиностроение. 1983. 144С.

2. Любимов А.Н., Тюмнев Н.М., Хут Г.И. Методы исследований течений газа и определения аэродинамических характеристик. М., «Наука». 1995. 397С.

3. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.МГТУ им.Н.Э.Баумана. 2004. 687С.

4. Михалев А.Н. О влиянии числа Рейнольдса на параметры ближнего следа сверхзвуковых конусов./ В кн.: Физико-газодинамические баллистические исследования. Под ред. Г.И.Мишина. Л.: «Наука», 1980. С.88-98.

5. Исаев С.А., Баранов П.А., Михалев А.Н., Садовников Г.С. и др. Численное и физическое моделирование сверхзвукового турбулентного осесимметричного обтекания цилиндра с соосными дисками./Школа ЦАГИ. Евпатория. 2009.

6. Белов С.А., Жигалко Е.Ф. Экстремальные величины сопротивления цилиндра с установленным впереди диском в сверхзвуковом потоке //Журн. ПМТФ, 1981.№6.С.38 – 41.

7. Менде Н.П. Обратная задача нелинейной баллистики. І. Плоское движение /Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1326. Л. 1989. 44 С.

8. Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Моделирование

Санкт - Петербург

сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной./Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1033. Л.1986. 57С.

# ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ И АЭРОДИНАМИКИ УДАРНЫХ ЯДЕР НА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ

## МИХАЛЕВ А.Н., ПОДЛАСКИН А.Б.

ФТИ им.А.Ф.Иоффе, С-Пб, 194021 Политехническая 26, (812) 292-73-45,факс (812) 297-10-17 E-mail: <u>mikhalev@mail.ioffe.ru</u>

В истекшие 15 лет в качестве бронебойных средств приобрели широкое развитие штампуемые взрывом снаряды, получившие в РФ наименование «ударные ядра». Такие снаряды на Западе называют EFP (формируемые взрывом снаряды). Они занимают нишу соответствующего рынка в виде систем BONUS, SADARM, SMArt-155 и др. Вооружение на принципе ударного ядра- это комплексная система из средств выведения ударных ядер в зону бронецелей, захвата и сканирования цели, инициирования заряда ядра в точке пуска. Важнейшим звеном управления являются элементы инфракрасного слежения и/или микроволнового зондирования. Успех или неудача действия комплекса определяется зоной возможного метания EFP. Опыт использования ударных ядер, заготовки которых к целям доставляются, например, Реактивной Системой Залпового Огня показал, что чем с большей высоты можно инициировать ядра, тем охватывается большая зона целей и больше время маневра для выбора предпочтительной цели и ее поражения. Но для этого ядра должны обеспечивать рабочую дальность свыше 1000 калибров, поскольку лишь тогда у них есть шанс пробить броню объекта при нормальном соударении, обеспечив необходимую энергию. Очевидно, что в этом случае формуемые ударные ядра должны обладать достаточной устойчивостью и низким аэродинамическим сопротивлением (сохранять кинетическую энергию КЕ).

1.Исторически в рамках разработки технологии взрывного штампования и метания формовались преимущественно короткие ядра с удлинением не выше L/d=2. Работами К.Вайманна в Германии и др. (1998), были изучены условия штампования такой и близкой формы EFP в зависимости от заглубления детонатора в заряд, от высоты и формы оболочки заряда. Позже работами американских, французских и канадских специалистов [1,2,3] были показаны и исследованы многие полезные свойства придаваемые ядрам. Нам представляется, что на начало XXI века наиболее перспективной оказалась форма ядра удлинения ~3.2 с фалдовым стабилизатором, вдвое превышающим по диаметру носок ядра. В наших работах совместно с ученым ЕМІ (Фрайбург, Германия) [4,5] были исследованы обтекание (поле плотности) и аэродинамика такого снаряда. В приводимой ниже Таблице аэродинамические коэффициенты средней длины компоновки даны в сравнении с коэффициентами короткой модели (каплевидной формы).

Штамповка короткой компоновки эффективнее по энерговкладу, по ней накладываются менее жесткие требования к нормальности встречи с целью, однако параметры ее пробития ограничены. Обратимся к таблице.

Таблица

	$V_0$ м/с	L <sub>0</sub> м	α <sub>max</sub> град	$C_{xo}$	$C_{\text{ma}}$	$C_{Na}$	$x_{cg}/d$
Ι	1400	25	17	1.01	0.17	0.53	0.32
II	1400	14	6	0.54	0.27	0.36	0.75

I-каплевидная форма, II-средняя компоновка, V<sub>0</sub> – скорость, L<sub>0</sub> –длина волны колебания,  $\alpha_{max}$  -максимальный угол атаки, C<sub>xo</sub> – коэффициент сопротивления, C<sub>ma</sub> – производная момента, C<sub>Na</sub> – производная нормальной силы, x<sub>cg</sub>/d – положение центра тяжести модели от носка.

На время пика работ по EFP (1998г) компоновка среднего удлинения служила базой оптимизации ее формы для достижения максимума устойчивости при низком сопротивлении; на ней отрабатывалась штамповка наклонных фалд, способных придать стабилизирующее вращение снаряду EFP [1]. Согласно Таблице аэродинамика средней компоновки предпочтительна.

Применение траекторных измерений послужило подходящим средством исследовать влияние изменений геометрии ядер на их летную производительность и помогло оптимизировать формы таких снарядов [5].

2.В нашей статье [6] описаны результаты интерферометрического исследования типичного удлиненного ядра с L/d=4.4, здесь d-диаметр головной части. Серии экспериментов выполнены при атмосферном давлении на трассе и при числах Маха M=3 и M=4. Реализованные малые углы атаки позволили восстановление профилей плотности с точностью, задаваемой малымио обусловленной ошибками измерений неоднородностями интерференционного поля.

Особую важность имеют профили плотности в зоне стабилизации в сечениях стабилизации на юбке ядра. Их мы и приводим на последую покажем на последующем рисунке.



Рисунок 1 – Радиальные профили плотности над стабилизатором на удалении 0.6D, 0.4D, 0.2D от донного среза ядра при M=3.

Налицо резкое нарастание плотности/давления при пересечении последовательно формирующегося скачка стабилизации. Сходные профили плотности приведены на следующем рисунке, зарегистрированные при М=4.



Рисунок 2 – Поперечные профили плотности над юбкой удлиненного ядра при М=4. См.рис.1

Сравнение поперечных профилей плотности на юбке удлиненного ядра при M=3 и M=4 не выявило их кардинальных различий. Это дает основания экстраполировать поведение главного стабилизирующего звена и компоновки в целом на числа M=5 и выше. Численным расчетом в будущем предстоит проверить справедливость такого рода экстраполяции.

3.Сравнение с расчетом. Начало совместному численноэкспериментальному изучению обтекания нетрадиционных форм положило систематическое сравнение данных измерений обтекания и характеристик, полученных на трассе ФТИ им.А.Ф.Иоффе с результатами численных прогнозов локальных и интегральных характеристик тел сложной составной конфигурации [7,8]. Следует отметить, что расчетные подходы в то время основывались на упрощенных моделях, содержавших существенные допущения, касающиеся учета вязких свойств среды и турбулентного характера течения лишь в выделенных областях. Это суживало возможности адекватной передачи специфики обтекания, что не замедлило сказываться на недостаточно удовлетворительных результатах его сравнения с экспериментальными данными.

Расчеты сверхзвукового обтекания каплевидного ядра I (см. Таблицу) при Re=3 10<sup>6</sup> и M=4.35 соответствовали условиям эксперимента, их результаты приведены в [9]. Обнаружено что отрыв потока на боковой стенке практически отсутствует. Ударноволновая картина течения соответствует экспериментальной, как по положению головного скачка, так и по косым скачкам от стенки и юбки.

В результатах работы [9] ярко проявилось достоинство расчета в сравнении с данными интерферометрии. Профили плотности расчета над боковой поверхностью короткого каплевидного ядра коррелируют с ударно-волновым образованием на ней. Убедительное согласование опыта с расчетом верифицирует последний, обосновывая его приложение к обширному классу ударных ядер ввиду вариативности их форм. В силу дороговизны эксперимента численный прогноз востребован при отработке любого семейства компоновок: коротких, средней длины и удлиненных ядер. Заметим, что удлиненная форма ядра обеспечит наибольшее пробитие, но только при условии стабилизированного полета с малыми колебаниями угла атаки. Насколько скажутся на движении нарушения формы ядра, покажет расчет типа [9] как для коротких,
так и удлиненных компоновок ядер.

Полученные на трассе поля плотности могут быть использованы для сравнения и верификации результатов численных расчетов типичных компоновок ударных ядер.

В современном расчете осесимметричного обтекания короткого ядра (см. выше) были численно решены уравнения Рейнольдса: неразрывности, переноса импульса, замкнутые с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, и уравнение энергии. На трассе были зарегистрированы и обработаны интерферограммы осесимметричного обтекания соответствующей компоновки. Получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных поперечных радиальных распределений плотности потока, а также зарегистрировано согласование по коэффициенту аэродинамического сопротивления при нулевом угле атаки. Раскроем это подробнее в отношении полученных результатов и в их сравнениях.

Численные и опытные результаты сверхзвукового турбулентного обтекания каплевидного ядра при Re=3 10<sup>6</sup> и M=4.35 представлены на рис.3 из [9].

Наряду с очевидным хорошим согласованием профилей плотности над боковой поверхностью, и отражающим формирование стабилизирующего скачка на юбке малого раскрытия следует подчеркнуть хорошее согласование профиля плотности в ближнем следе (за донным срезом модели). Прежние расчеты не позволяли реализовать такое согласование в области сильного вязко-невязкого взаимодействия, где только надлежащие условия замыкания (модели турбулентности) создали возможность адекватной численной реконструкции плотности в ближнем следе исследованной компоновки ударного ядра малого удлинения.

Детальное сопоставление численных и опытных профилей плотности показали перспективность примененного опытно-численного подхода к анализу отрывных течений рассмотренного вида.



Рисунок 3 – Сравнение профилей плотности в сечениях модели короткого ударного ядра от дна: a – x/D= 0.8 ; b –0.44; c – 0.18; d – 0.07; e –

(-0.11 за дном). Значки – эксперимент, кривые – расчет.

4.О технической реализации боеприпасов на принципе ударного ядра.

В последние годы в литературе появились сведения о практическом проектировании ударных ядер, которые в России получили наименование СПБЭ (самоприцеливающиеся боевые элементы). Краткая характеристика таких СПБЭ и способа их наведения на бронированные объекты показывает направления совершенствования ядер, связанные в том числе с улучшением их аэродинамики [10].

СПБЭ могут доставляться к целям, например, на артиллерийском снаряде 155мм, содержащем заготовки СПБЭ, каждая из которых формирует ядро, бронепоражающий элемент, атакующий цель сверху. При достижении заданного района с помощью вышибного заряда из снаряда 155мм выстреливаются указанные БЭ каждый с тормозным парашютом, который

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

стабилизирует скорость снижения, устраняя вращение БЭ.

В качестве таких средств на Западе отработаны, например, снаряды SMArt-155, SADARM и BONUS. У последнего снаряда (Швеция) для придачи СПБЭ режима авторотации используются два выдвижных крыла. Аэродинамический парашют (или крылья) обеспечивают угловую стабилизацию БЭ – с углом 30 – 35<sup>0</sup> по отношению к вертикали. Это важно для дальнейшего спирального сканирования и захвата цели датчиками боеприпаса. На высоте 150м высотомер переводит датчики в поисковый режим. На снаряде SMArt-155 датчиками служат радиолокатор, работающий на принципе активной и пассивной локации и инфракрасный датчик. На выходе датчиков формируется обобщенный образ цели.

Эффективная дальность БЭ заключена в «вилке» между 10-20м (время штамповки ядра) и дальностью ~150м, для превышения которой СПБЭ не располагает достаточной устойчивостью движения и теряет ударную скорость.

В качестве материала облицовки используется железо, медь, тантал, обедненный уран. Типичная скорость метания СПБЭ составляет 2000м/сек.



Рисунок 4 – Техническая схема СПБЭ к артиллерийскому снаряду. 1-корпус; 2-электронный блок и блок питания; 3-парашют; 4-ИК датчик; 5-взрывчатое вещество; 6-облицовка; 7-антенна датчика ММ волн.

Заметим на основе обзора, (см. выше) что глубина проникновения в преграду определяется кинетической энергией ударного ядра, зависит от формы, толщины облицовки, конфигурации заряда BB, формы детонационного фронта и т.п. В результате глубина бронепробития достигает ~1D и более диаметра заряда с расстояния ~1000 его калибров.

Перспективны высокоплотные материалы облицовки, которые

усиливают заброневое действие внутри бронецели (танка). При этом наибольший эффект достигается при попадании в верхнюю проекцию объекта. Наиболее эффективное поражающее действие ядра оказывается очевидно по среднебронированной технике. Внутренние агрегаты БМП, БМД будут поражаться также мощным заброневым потоком откола.

Отметим основные технические направления в разработке СПБЭ:

- обеспечение минимальной массы и габаритов БЭ;
- повышение производительности боевой части;
- разработка всепогодных и помехозащищенных датчиков цели;
- разработка оптимальных алгоритмов поиска цели;
- блочно-модульная унификация для универсализации
- применение СПБЭ на различных носителях.

Чем большую дальность полета ядра удастся обеспечить, тем с большего расстояния возможно его инициирование и тем самым с большей высоты возможен поиск и выделение цели. Но для этого необходимо обеспечить штамповку устойчивой аэродинамической формы ядра с низким аэродинамическим сопротивлением. К примеру, ядро большего удлинения способно оказать большую пенетрацию, оно при штамповке симметричной формы обладает и лучшей устойчивостью.

Эти инженерные, технологические и экономические задачи решаются разработчиками СПБЭ за рубежом и в нашей стране. Специалисты полагают, что сектор СПБЭ является одним из основных направлений совершенствования полевой артиллерии на ближайшие 10-15лет [10].

### Заключения

1. Рассмотрение докладов на Симпозиумах по Баллистике последних лет (1998-2001) показывает стремление добиться взрывного формования ядер с наибольшей эффективной дальностью, и для этого с лучшей аэродинамикой по высокой устойчивости и низкому сопротивлению. Представленные результаты количественно характеризуют предпочтительные формы пенетраторов, среди которых пенетраторы среднего удлинения с умеренной юбкой наиболее удовлетворяют практику. Они обеспечивают устойчивые дальности в 1000 калибров и более при поддержании малого размаха колебаний ядер.

2.Рассмотренные короткие формы ударных ядер позволяют заключить, что их аэродинамические свойства далеки от совершенства и более того – их аэродинамическая устойчивость может быть достигнута лишь перераспределением масс в корпусе ядра, что при взрывной штамповке технологически затруднительно. Они могут быть рекомендованы для близкодействия

3. Регистрация интерференционных полей плотности формы ядра большого удлинения, полученная в сравнении при числах Маха 3 и 4

обнаружила близость полей обтекания компоновки при данных гиперскоростных режимах. Это позволяет экстраполировать полученные данные на режимы чисел М=5 – 6, рабочего диапазона ядер, подтверждая производительные аэродинамические свойства удлиненного ударного ядра. На сегодня штамповка симметричных удлиненных ядер встречает затруднения.

4. Проведено сравнение поля плотности и АДХ осесимметричного обтекания каплевидного ядра зарегистрированного по интерферограмме и полученного по современной методике численного расчета [9]. Оно выявило близкое соответствие профилей над боковой поверхностью и за дном ядра, что верифицирует численную процедуру. Сравнение также удостоверяет опытные данные по полю плотности рассмотренной компоновки, полученные по обработке интерферограмм с внутренними ударными волнами. Сопоставление коэффициентов сопротивления в расчете и опыте в свою очередь служит хорошей финишной контрпроверкой приложенных баллистической и численной методик исследования.

#### ЛИТЕРАТУРА

1.Carleone J.Bender, D.Fong R. A Unique Method of Providing An Explosively Formed Penetrator with Fins /17 Int. Symposium on Ballistics. South Africa. 1998. Proceedings v.1. P.55.

2. Berner C., Fleck V., Warken D. Aerodynamic Predictions of Optimized Explosively Formed Penetrators /17 Int. Symposium on Ballistics. South Africa. 1998. Proceedings v.1. P.108.

3. Donneaud O., Tronche A. EFP Shape Optimization in Accordance with Formation, Aerodynamics and Terminal Ballistics Aspects /17 Int. Symposium on Ballistics. South Africa. 1998. Proceedings v.1. P.141.

4. MikhalevA.N., Warken D. Experimental Investigation of Aerodynamics and Flow Pattern of Typical Explosively Formed Projectiles./15 Symposium on Ballistics. Jerusalem, Israel, 1995.

5. MikhalevA.N., Warken D. Aerodynamics and flow pattern of typical explosively formed projectiles. Ernst Mach Inst. Report 13/95, Weil am Rhein. Germany, 1995. 20 P.

6. Михалев А.Н.,Подласкин А.Б.,Ширяев В.А. Результаты интерферометрии модели удлиненного элемента при осесимметричном обтекании и двух значениях числа Маха М=3 и М=4 //Письма в ЖТФ, 2001.т.27.в.3.С.79-84.

7. Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Анализ результатов и методическое обоснование моделирования обтекания тел с передней срывной зоной./ Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1353. Л., 1989. 63С.

8. Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Моделирование сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной./Препринт ФТИ им.А.Ф.Иоффе 1033. Л.1986. 57С.

9. Исаев С.А., Михалев А.Н., Судаков А.Г., Усачов А.Е. Моделирование 109

турбулентного обтекания каплевидного тела с конической юбкой //Журн. Техн. Физ, 2007. т. 77. вып. 8. С. 29-35.

10. Дудка В.Д., Чуков А.Н., Шмараков А.Н. Высокоточные боеприпасы различного целевого назначения. Тула. Изд-во ТуГУ, 2002. 292С.

Фундаментальные основы баллистического проектирования 2010

Секция 4

Внутренняя баллистика



# ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСНОГО ПЕРХЛОРАТА РТУТИ (II)

# ГЕРАСИМОВ С.И., ЛЕНЬ А.В., ИЛЮШИН М.А. \* ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров \*СПбГТУ, г. Санкт-Петербург

Световое инициирование первичных зарядов является перспективным способом проведения взрывных работ, отличающимся повышенной безопасностью. При инициировании зарядов BB световым импульсом достаточно большой мощности обеспечивается надёжная защита схемы от ложных подрывов, поскольку в оптическом диапазоне, как правило, отсутствуют случайные источники с мощностью, достаточной для подрыва детонатора, использующего светочувствительный состав. Такие светодетонаторы нечувствительны к электромагнитным наводкам в цепях подрыва, зарядам статического электричества и прочим нештатным условиям эксплуатации [1-4]. Световое инициирование может успешно использоваться во многих взрывных технологиях и газодинамических устройствах, которые требуют особого подхода к проектированию систем подрыва.

Основой для перспективного светочувствительного состава BC-2 является комплексный перхлорат ртути (II) с 1-H-5-гидразинотетразолом в качестве лиганда [5, 7]. Синтез комплексного перхлората проводят по схеме:

$Hg(COOCH_3)_2 + N N_H N_H N_H^{\prime/} H_H^{\prime/} H_H^{\prime}$	$ \begin{bmatrix} N-N \\ Hg N \\ N \\ H \end{bmatrix} $	(CIO <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> +2CH <sub>3</sub> COOH
--	---	---

Синтезированная соль представляет собой белое кристаллическое вещество, характеристики которого приведены в таблице 1.

Соль представляет собой смесь крупных и мелких кристаллов, средний размер частиц: 1,1 мкм, минимальный – 0,5 мкм, максимальный – 8,1 мкм. Данное координационное соединение негигроскопично, нерастворимо в воде, спирте, ацетоне, алифатических, хлорированных и ароматических углеводородах. Растворимо в диметилсульфоксиде. Окисляется щелочным раствором KMnO<sub>4</sub> до невзрывчатых соединений. Рассматриваемая соль является эффективным инициирующим BB, ее минимальный заряд по гексогену в капсюле-детонаторе №8 – 0,015 г.

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

Таблица 1

Свойства комплексного перхлората ртути (II)

Характеристика	Значение
Молекулярная масса	499,571
Плотность монокристалла, г/см <sup>3</sup> (расчет.)	3,45
Кислородный баланс, %	+12,8
Кислородный коэффициент, %	180
Температура вспышки, °С (задержка 5 с)	186
Температура начала разложения, °С (скорость нагрева 5°С/мин)	165
Температура начала интенсивного разложения, °С (скорость нагрева 5°С/мин)	175
Чувствительность к удару, мм (копер Веллера) (100 % отказов / 100 % срабатываний)	60 / 125
Чувствительность к лучу огня огнепроводного шнура, мм (100 % воспламенений / 100 % отказов)	60 / 150
Скорость детонации при плотности 3,4 г/см <sup>3</sup> , км/с (расчёт)	6

Непосредственное применение комплексного перхлората ртути (II) в качестве светочувствительного ВВ затруднено из-за его повышенной чувствительности к механическим воздействиям. Для устранения этого недостатка применяется инертная матрица из оптически прозрачного полимера: поли-2-метил-5-винилтетразола (IIMBT). Состав ВС-2 готовится смешением чувствительной соли с раствором полимера в легколетучем органическом растворителе. После испарения органического растворителя состав содержит субмикронные частицы ВВ, покрытые пленкой полимера. Высокоэнергетический состав (ВС-2) состоит из ~10% полимера ПМВТ и ~90% комплексного перхлората ртути (II), имеет бело-кремовую (светлую) окраску.

Состав ВС-2 имеет экстремально высокую восприимчивость к лазерному моноимпульсу. Экспериментально зафиксированный минимальный порог инициирования состава ВС-2 составляет 2,3 мДж/см<sup>2</sup> ( $\lambda$ =1,06 мкм,  $\tau_{umn}$ =30 нс,  $d_{nyua}$ =4 мм), что меньше, чем у прессованных зарядов азида свинца [4].

Влияние параметров лазерного излучения на восприимчивость состава ВС-2 исследовали на образцах с толщиной плёнки 1,5 мм, диаметром 5 мм. Лазерным лучом экспонировалась центральная часть заряда. Для получения коротких импульсов ( $\tau_{umn}$ =30 нс) использовали лазер на неодимовом стекле. Режим модулированной добротности обеспечивал оптико-механический затвор на основе вращающейся призмы. Исследования в режиме свободной генерации ( $\tau_{umn}$ =30 мкс) проводили с использованием лазера с активным элементом из неодимсодержащего кристалла калий-гадолиниевого вольфрамата. Длина волны излучения обоих источников составляла 1,06 мкм.

Схема экспериментальной установки приведена на рисунке 1. Луч лазера фокусировали на поверхности исследуемого образца с помощью линзы, перемещением которой вдоль оптической оси относительно образца изменяли размер зоны воздействия. Энергию лазерного излучения, поступающую на образец, регулировали нейтральными светофильтрами и оценивали по отражённой от делительной пластины части излучения в режиме моноимпульса с помощью наносекундного фотометра, а в режиме свободной генерации – с помощью прибора ИМО-2Н. Для сохранения подобия геометрических условий расстояния от делительной пластины до измерительной головки прибора и образца ВС-2 выбирались одинаковыми. При калибровке измерительного тракта измерительную головку устанавливали на место образца ВС-2. Для определения времени задержки воспламенения использовали фотодатчик, смонтированный на базе кремниевого фотодиода ФД-256, сигнал с которого регистрировался осциллографом.

Распределение плотности энергии в плоскости мишени определяли с помощью сканирующей диафрагмы и аппроксимировали выражением:

 $H(r) = H_0 \exp\left(\frac{-r^2}{\sigma^2}\right)$ , где максимальное значение плотности энергии  $H_0 = \frac{E}{\pi \cdot \sigma^2}$ ; *E* – интегральная энергия лазерного излучения в плоскости

сканирования; *σ* – параметр двумерного нормального распределения, соответствующий значению гауссова радиуса, выбранный в качестве характерного размера зоны облучения.



1 – импульсный лазер LF 114-10;

- 2 нейтральные светофильтры;
- 3 диафрагма;
- 4 светоделительная пластина;
- 5 фокусирующая линза;
- 6 испытательная камера;
- 7 исследуемый образец;
- 8 первичный фотопреобразова-

тель;

- 9 измеритель энергии (ИМО-2Н);
- 10 фотодатчик ФД-256;
- 11 осциллограф;
- 12 блок управления лазером

Рисунок 1 – Схема экспериментальной установки лазерного инициирования светочувствительного состава [7]

Для характеристики чувствительности использовали значения энергии и плотности энергии, соответствующие 50% вероятности срабатывания испытываемых образцов. Результаты экспериментов по изучению зависимости порога инициирования зарядов ВС-2 от размера зоны воздействия, от длительности импульса, а также времени задержки воспламенения от плотности энергии излучения в режиме свободной генерации представлены в таблицах 2, 3 и 4.

Таблица 2

Зависимость чувствительности состава ВС-2 от длительности импульса (режима генерации)

(pexilina renepadilin)				
Длительность импульса (т), нс	Диаметр зо- ны облуче- ния (d), мм	Энергия инициирования ( <i>E</i> ), мДж	Плотность энер- гии инициирова- ния, ( <i>H<sub>кp</sub></i> ), мДж/см <sup>2</sup>	
30	0,48	$1,8 \cdot 10^{-2}$	10,14	
$30.10^{3}$	1,02	2,52	308,4	

#### Таблица 3

Зависимость времени задержки воспламенения состава ВС-2 от плотности

Плотность энергии излучения, (H),	Время задержки воспламенения ( $\tau_3$ ),
Дж/см <sup>2</sup>	МКС
0,26	15
0,35	14,5
1,10	11,5
3,06	1 ???

энергии излучения в режиме свободной генерации

### Таблица 4

Влияние размера зоны воздействия лазерного излучения на чувствительность ВС-2 (*т*<sub>им</sub>=30 нс)

Диаметр зоны об- лучения ( <i>d</i> ), мм	Критическая энергия инициирования ( <i>E</i> <sub>0</sub> ), мДж	Критическая плотность энергии инициирования ( <i>H</i> <sub>0</sub> ), мДж/см <sup>2</sup>
0,48	$1,8 \cdot 10^{-2}$	10,14
3,18	0,6	7,48
9,52	1,8	2,57

Время задержки вспышки, отсчитываемое от начала генерации, даже вблизи порога инициирования было всегда меньше длительности цуга световых импульсов, и с увеличением энергии падающего излучения, в целом, наблюдалась тенденция к его снижению. Состав BC-2 имеет более низкий порог инициирования, чем заряды азида свинца в тех же условиях (см. таблицу 4 и данные [6]).

Отдельно проводилось исследование возможности инициирования состава BC-2 некогерентным потоком излучения от газоразрядных импульсных источников света, в схеме накопителей электрической энергии которых используется разрядный контур, содержащий конденсаторную батарею ёмкостью до C=0.5 мкФ, переключаемую из параллельного в последовательное соединение при пробое управляемого разрядника (ударная схема Маркса [8]) с реализацией умножения напряжения до U=30 кВ.

Разряд энергии накопителей (в зависимости от модели, от 75 до 150 Дж) осуществлялся на лампу ИФК-500 (форма светящейся части: спираль; размеры светящейся части: Ø30 мм×45 мм; освечивание (наименьшее): 1,0 ккд·с; напряжение самопробоя: 3,5 кВ) [8] с удалёнными наружной колбой и электродом поджига. В результате осуществлялась однократная генерация световых импульсов длительностью  $\tau_{0,5}$ =4 мкс (75 Дж) и  $\tau_{0,5}$ =3 мкс (150 Дж) при максимальных цветовых температурах излучателя  $T_{ue}$ =9 кК (75 Дж) и  $T_{ue}$ =12 кК (150 Дж). Состав ВС-2, для безопасности обраще-

114

ния, расфасованный в латунные колпачки (диаметр 5 мм, высота 3 мм, толщина стенки колпачка 0,5 мм) помещался в монтажной обойме соосно излучателю источника света, на различном удалении от последнего. Результаты испытаний приводятся в таблице 5.

Таблица 5

Результаты дистанционного инициирования состава BC-2 некогерентными источниками света

Энергия накопителя, Дж	Тип лампы	Пиковая цвето- вая температу- ра излучателя, К	Длитель- ность импульса, с	Расстояние от лампы до состава BC-2	Инициирова ние состава ВС-2			
				300	нет			
				200	нет			
75		9 000	$t_{0,5} = 4 \cdot 10^{-6}$	100	нет			
			50	нет				
			0 (контакт)	да				
						300	нет	
	ИФК-							ИФК-
	500			100	нет			
			t <sub>0,5</sub> =3·10 <sup>-6</sup>	50	нет			
150		12 000		30	нет			
				25	да			
				20	да			
			10	да				
				0 (контакт)	да			

Испытания практической применимости состава BC-2 для инициирования зарядов BB проводились с мелкодисперсным ТЭН по ГОСТ В 22321-77 (с насыпной плотностью  $\rho_0=1.0$  г/см<sup>3</sup>, без предварительной прессовки), как находящимся в составе детонирующего шнура ДШЭ-12 по ГОСТ 6196-78, так и извлечённом из шнура – в свободном состоянии.

Как известно, наличие у зарядов ВВ достаточно прочных и инерционных оболочек вызывает сдерживание падения давления в зонах очагов додетонационного разложения, а также приводит к созданию условий формирования зон с большими деформациями и повреждениями структуры зёрен ВВ, интенсифицирующими разложение за фронтом инициирующей ударной волны, без быстрого разбрасывания вещества из этих зон. Эти факторы облегчают возбуждение детонации в заряде ВВ и могут изменять в сторону уменьшения критические параметры инициирующего импульса. Исходя из этих соображений, первая схема инициирования включала в себя заряд ВВ из насыпного ТЭНа, помещённый в узкий цилиндрический канал массивной стальной обоймы – см. рисунки 2 и 3. Один из концов канала закрывался полукольцом – тонкой дюралюминиевой пластиной-свидетелем. Затем канал заполнялся мекодисперсным порошком ТЭНа, поверх которого устанавливался состав ВС-2 в латунном колпачке. Однократное облучение свободной поверхности чувствительного состава производилось лампой ИФК-500, включённой в разрядную схему накопителя электрической энергии, расстояние от излучателя до ВС-2 составляло 10 мм.





Результатом облучения было возбуждение детонации в заряде BB, что подтверждается разрывом пластины-свидетеля и деформацией внутренних стенок канала обоймы, фотографии даны на рисунке 3.

Вторая схема инициирования, включала заряд ВВ промышленного производства – отрезок детонирующего шнура ДШЭ-12 (рисунок 4). Детонирующий шнур располагался прямолинейно на пластине-свидетеле, закреплённый поперечными отрезками клейкой ленты. Наружная поверхность латунного колпачка светодетонатора касалась сердцевины одного из торцов шнура.

Инициирование однократным световым импульсом осуществлялось при тех же условиях, что и для первой сборки.



Рисунок 3 – Вид обоймы и пластины-свидетеля до (a) и после эксперимента (б, в, г)

Результатом инициирования явилось возбуждение детонационного импульса и его распространение по всей длине детонирующего шнура. Фотография пластины-свидетеля после проведения эксперимента – на рисунке 5.

Проведённые исследования позволили определить особенности инициирования светочувствительного состава ВС-2 на основе комплексного перхлората ртути (II) как когерентными, так и некогерентными световыми импульсами. Подтверждена практическая применимость в схемах подрыва светодетонаторов, содержащих данный состав.



- 1 Изделие ВС-2 2 Детонирующий шнур ДШЭ-12
- 3 Пластина-свидетель (Д-16, б=5 мм) 4 Элемент крепления
- 5 Излучатель 6 Накопитель электрической энергии

Рисунок 4 – Схема инициирования заряда ДШЭ-12 на подложке из дюралюминия [9]



Рисунок 5 – Вид заряда ДШЭ-12 и пластины-свидетеля после его инициирования

### ЛИТЕРАТУРА

1. Илюшин М. А., Целинский И. В., Чернай А. В. // Рос. хим. ж-л. 1997. Т. 41. №4. С. 81-88.

2. Таржанов В. И., Литвинов Б. В., Зинченко А. Д. и др. // Изв. ВУЗов. Горный журнал. 1999. №9-10. С. 94-98.

3. Bourne N. K. // Proceeding Royal Society. London. A. 2001. Vol. 457. P. 1401-1426.

4. Чернай А. В., Соболев В. В. Чернай В. А. и др. Зажигание взрывчатых веществ импульсным лазерным излучением // Физика импульсной обработки материалов. Гл. 11 / Под ред. В. В. Соболева. Днепропетровск: Арт-Пресс, 2003. С. 267-314.

5. Илюшин М. А., Целинский И. В., Угрюмов И. А. и др. 2005. Химическая физика. Т. 24. №10. 49-56.

6. Александров Е. И., Ципилев В. П. // Физика горения и взрыва. 1982. Т. 19. №6. С. 60-62.

7. Илюшин М. А., Целинский И. В., Судариков А. М. и др. Разработка компонентов высокоэнергетических композиций: Монография / Под ред. И. В. Целинского. СПб.: ЛГУ им. А. С. Пушкина – СПбГТИ (ТУ), 2006. 150 с.

8. Маршак И. С. Дойников А. С., Жильцов В. П. и др. Импульсные источники света / Под ред. И. С. Маршака. М.: Энергия, 1978. 472 с.

9. Герасимов С. И., Лень А. В. К вопросу инициирования детонации в светочувствительных энергоёмких соединениях. // Всероссийская научно-техническая школа-семинар «Обработка, передача и отображение информации при быстропротекающих процессах». М. : РПА «АПР», 2008. С. 208-211.

# ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДОПУСКОВ РАЗМЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАТРОНА НА ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫСТРЕЛА

### ДАНИЛИН Г.А., ИЛЬИНА О.Н

Балтийский государственный технический университет им. Д.Ф. Устинова «ВОЕНМЕХ» 198005, Россия, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская д.1, тел. (факс) 8 (812)-251-84-67, E-mail: ilina\_olya@mail.ru

Для изготовления патронов применяют комплексные технологические процессы, включающие штамповочные, химико-термические и сборочные операции. На размерные параметры патрона и его элементов назначают допуски, которые изменяются в широком диапазоне, что приводит к изменению объема зарядной каморы  $W_0$ , а, следовательно, и к разбросу внутрибаллистических параметров, таких как начальная скорость пули ( $V_0$ ) и максимальное среднебаллистическое давление ( $P_{max}$ ).

При исследовании влияния допусков на внутрибаллистические параметры учитывали следующие конструктивные размеры:

- 1) длина пули *L*<sub>*пули*</sub>;
- 2) длина гильзы *L*<sub>гильзы</sub>;
- 3) длина патрона  $L_{namp}$ ;
- 4) толщина дна гильзы  $S_{\partial \mu}$ ;
- 5) толщина стенки гильзы S,
- 6) диаметры гильзы *D* в различных сечениях;

а также

- давление распатронирования  $p_H$ ;

- масса пули *m<sub>n</sub>*;

- масса заряда *т*<sub>w</sub>.

Схема конструктивных размерных характеристик патрона и гильзы представлена на рис.1, 2 и 3. Из чертежей патронов и их элементов видно, что допуски на длину патрона, длину гильзы, длину пули, толщину дна гильзы превышают 12-14 квалитеты, которые в свою очередь влияют на объем зарядной каморы  $W_0$ .



Рисунок 1 – Схема конструктивных размерных характеристик патрона





Рисунок 2 – Схема конструктивных размерных характеристик гильзы: элемент гильзы с выступающим фланцем (а) и проточкой (б).



Рисунок 3 – Схема конструктивных размерных характеристик пули

Анализ известных конструкций патронов показывает, что допуски на конструктивные размеры назначаются в пределах 9-17 квалитетов. Если принять единую систему назначения допусков (например, на длину патрона, гильзы и пули по 12 квалитету), то это позволит уменьшить диапазон изменения объема зарядной каморы и стабилизировать внутрибаллистические характеристики.

В табл. 1 представлены основные контролируемые размерные характеристики патрона, гильзы и пули, соответствующие для 5,45х39мм патрона с трассирующей пулей; винтовочного патрона клб. 7,62х53 мм, крупнокалиберного патрона клб. 12,7х108 мм и 14,5х114 мм патрона с БЗТ пулей, а также принятые допуски на эти размеры согласно квалитетам.

Размерные характеристики патронов, гильз и пуль					
Наиме- нование размера	Pa	змер	Соотв. кв.	Прин квал	ятый итет
1		2	3	4	ł
	5 45.04	57.0	0,72 - 1,20	-0,74	-0,30
	5,45ММ	57,0 -0,8	(14кв.) - (15кв.)	(14кв.)	(12кв.)
Ллино	7.62	77 16	1,20 - 1,9	-0,74	-0,30
длина	7,02MM	77,10 -1,25	(15кв.) - (16кв.)	(14кв.)	(12кв.)
Патрона	12 7.04	147	1,00 - 1,60	-1,0	-0,40
<i>Lnamp</i> , мм 12, <i>р</i>	12,/MM	12,/MM 14/ <sub>-1,5</sub>	(14кв.) - (15кв.)	(14кв.)	(12кв.)
	14.5	158.0	1,00 - 1,60	-1,0	-0,40
	14,3MM	130,0 -1,5	(14кв.) - (15кв.)	(14кв.)	(12кв.)

Таблица 1

«Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

1		2	3	4	1
	5,45мм	39,6 <sub>-0,34</sub>	0,25 - 0,39 (12кв.) - (13кв.)	-0,25	(12кв.)
Длина	7,62мм	53,72 -0,37	0,30 - 0,46 (12кв.) - (13кв.)	-0,30 (	(12кв.)
Гильзы <i>Lг</i> , мм	12,7мм	108 -0,6	0,54 - 0,87 (13кв.) - (14кв.)	-0,35 (	(12кв.)
	14,5мм	114,0 -0,4	0,35 - 0,54 (12кв.) - (13кв.)	-0,35 (	(12кв.)
	5,45мм	25,32 -0,52	0,52 (14кв.)	-0,52 (14кв.)	-0,21 (12кв.)
Длина	7,62мм	32,3 -0,52	0,39 - 0,62 (13кв.) - (14кв.)	-0,62 (14кв.)	-0,25 (12кв.)
пули <i>Ln</i> , мм	12,7мм	64,6 -1,2	1,20 (15кв.)	-1,2 (14кв.)	-0,74 (12кв.)
	14,5мм	69,7 <sub>-1,2</sub>	1,20 (15кв.)	-0,74 (14кв.)	-0,30 (12кв.)
	5,45мм	5,65 -0,03	0,03 (9кв.)	-0,03	(9кв.)
Диаметр	7,62мм	7,92 -0,05	0,036 - 0,058 (9кв.) - (10кв.)	-0,036	(9кв.)
ведущеи части пули	12,7мм	13,01 -0,05	0,043 - 0,070 (9кв.) - (10кв.)	-0,043	(9кв.)
и, мм	14,5мм	14,95 -0,05	0,043 - 0,070 (9кв.) - (10кв.)	-0,043	(9кв.)
	5,45мм	4,4 -0,3	0,30 (14кв.)	-0,12 (	(12кв.)
Толщина	7,62мм	4,32 -0,1	0,06 - 0,12 (11кв.) - (12кв.)	-0,30 (	(14кв.)
дна гиль- зы <i>Sдн</i> , мм	12,7мм	8,0 -1,0	0,9 - 1,5 (16кв.) - (17кв.)	-0,36 (	(14кв.)
	14,5мм	8,0 -1,5	1,5 (17кв.)	-0,36 (	(14кв.)
Толщина	5,45мм	0,31 -0,09	0,06 - 0,1 (11кв.) - (12кв.)	-0,06 (	(11кв.)
дульца гильзы	7,62мм	0,34 -0,05	0,040 - 0,06 (10кв.) - (11кв.)	-0,06 (	(11кв.)
<i>S5</i> , мм	12,7мм	0,46 -0,1	0,1 (12кв.)	-0,06 (	(11кв.)
	14,5мм	0,8 -0,25	> 0,14 (13кв.)	-0,06 (	(11кв.)
Диаметр дульца D5, мм	5,45мм	5,54 +0,04	0,030 - 0,048 (9кв.) - (10кв.)	+0,03	(9кв.)

1		2	3	4
Π	7,62мм	7,8 +0,05	0,036 - 0,058 (9кв.) - (10кв.)	+0,036 (9кв.)
диаметр дульца	12,7мм	12,9 +0,05	0,043 - 0,070 (9кв.) - (10кв.)	+0,043 (9кв.)
<i>DJ</i> , MM	14,5мм	$\underset{\scriptscriptstyle+0,25}{14,82}$	0,18 - 0,27 (12кв.) - (13кв.)	+0,043 (9кв.)
Толщина	5,45мм	0,55 <sub>-0,06</sub>	0,06 (11кв.)	-0,06 (11кв.)
оболочки	7,62мм	0,51 -0,06	0,06 (11кв.)	-0,06 (11кв.)
пули	12,7мм	0,7 _0,1	0,1 (12кв.)	-0,06 (11кв.)
<i>Soб</i> , мм	14,5мм	0,9 -0,1	0,1 (12кв.)	-0,06 (11кв.)

Из табл. видно, что такие размеры как диаметр ведущей части пули и диаметр дульца гильзы задаются достаточно жестко и в основном соответствуют 9-10 квалитетам. Допуски же на длину патрона  $L_{namp}$ , длину гильзы  $L_{сильзы}$ , длину пули  $L_{пули}$  и толщину дна  $S_{\partial n}$  являются менее жесткими (до 17 квалитета), однако они существенным образом влияют на изменение объема зарядной каморы, а, следовательно, и на максимальное давление пороховых газов и начальную скорость пули. Результаты вычислений объема зарядной каморы  $W_0$  с учетом реальных допусков основных размеров патрона и его элементов и допусков согласно квалитетам представлены в табл. 2 на примере патронов калибра 7,62 и 12,7 мм.

Tur	2
таолица	4

Расчетные значения объема зарядной камс	ры	(W0, м3)
---	----	----------

Наименование	Винтовочный патрон клб. 7,62х53мм	Крупнокалиберный патрон клб. 12,7x108мм
$W_{0max}, M^3 \cdot 10^{-6}$	3,887	21,500
$W_{0min}, M^3 \cdot 10^{-6}$	3,545	19,537
$W_{0max (14 \text{KB.})}, \text{ M}^3 \cdot 10^{-6}$	3,875	20,941
$W_{0max (12 \text{KB.})}, \text{ M}^3 \cdot 10^{-6}$	3,859	20,896
$W_{0\min(14\kappa B.)}, M^3 \cdot 10^{-6}$	3,594	19,907
$W_{0\min(12\kappa B.)}, M^3 \cdot 10^{-6}$	3,616	19,986

Объем зарядной каморы  $W_0$  определяется согласно следующим правилам: максимальному объему зарядной каморы  $W_{0max}$  соответствуют следующие геометрические характеристики патрона: максимальная длина патрона  $Lnamp_{max}$  и гильзы  $L_{2max}$ , минимальная толщина дна гильзы  $S\partial H_{min}$ , минимальная толщина стенки гильзы  $S_{min}$  и минимальная длина пули  $Ln_{min}$ , наибольший наружный диаметр гильзы D. Минимальная длина патрона  $Lnamp_{min}$  и гильзы  $L_{2min}$ , максимальная толщина дна гильзы  $S\partial H_{max}$ , максимальная толщина стенки гильзы  $S_{max}$  и максимальная длина пули  $Ln_{max}$ , наименьший наружный диаметр гильзы D.

Начальная скорость пули и максимальное давление будут определяться начальными исходными данными: калибром и массой пули, массой заряда, пулеизвлекающим усилием и объемом зарядной каморы  $W_0$ . Результаты вычислений начальной скорости и максимального давления от изменения давления распатронирования и объема зарядной каморы  $W_0$ представлены в табл. 3. и на рис. 4, 5, 6 и 7.

# Таблица 3

Результаты теоретических расчетов начальной скорости пули  $(V_0)$  и максимального давления  $(P_{max})$  с учетом конструкторских допусков и допусков согласно квалитетам

Значение V <sub>0</sub> и Р <sub>тах</sub> при условии	Винтовочный патрон клб. 7,62х53мм			Крупп п 1	нокалибе атрон кл 2,7х108м	ерный б. м
1	2	3	4	5	6	7
	$m_n$	const u i	$n_{\omega} = const$			
	<b>p</b> <sub>нmin</sub>	<i>р</i> <sub>нср</sub>	<b>P</b> <sub>Hmax</sub>	<b>p</b> <sub>нmin</sub>	р <sub>нср</sub>	р <sub>нтах</sub>
V <sub>0,</sub> м/с (при W <sub>0max</sub> , м <sup>3</sup> ),	837,9	848,9	858,7	785,7	802,0	816,3
<i>p<sub>max</sub></i> , МПа (при W <sub>0max</sub> , м <sup>3</sup> )	279,56	291,87	303,58	255,63	273,80	290,84
V <sub>0,</sub> м/с (при W <sub>0min</sub> , м <sup>3</sup> )	890,0	898,9	906,9	829,1	843,4	856,1
<i>p<sub>max</sub></i> , МПа (при W <sub>0min</sub> , м <sup>3</sup> )	353,02	366,79	379,89	313,67	333,46	352,0
V <sub>0,</sub> м/с (при W <sub>0max 14кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	839,5	850,5	860,2	797,2	812,9	826,7
<i>p<sub>max</sub></i> , МПа (при W <sub>0max 14кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	281,56	293,91	305,66	269,77	288,33	305,74
V <sub>0, M</sub> /c (при W <sub>0max 12кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	841,4	852,2	861,9	798,0	813,7	827,5

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция

1	2	3	4	5	6	7
<i>p<sub>max</sub></i> , МПа (при W <sub>0max 12кв</sub> , м <sup>3</sup> )	283,98	296,38	308,18	270,87	289,47	306,91
V <sub>0, M</sub> /с (при W <sub>0min 14кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	881,7	890,9	899,1	820,1	834,8	847,7
<i>p<sub>max</sub></i> , МПа (при W <sub>0min 14кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	339,8	353,31	366,16	300,59	320,01	338,22
V <sub>0, M</sub> /с (при W <sub>0min 12кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	878,1	887,5	895,8	818,3	833,1	846,1
<i>р<sub>тах</sub></i> , МПа (при W <sub>0min 12кв.</sub> , м <sup>3</sup> )	334,36	347,77	360,52	298,06	317,41	335,55



Рисунок 4 – Зависимость изменения  $V_0$  от  $W_0$  и  $p_{\rm H}$  для клб. 7,62 мм



Рисунок 5 – Зависимость изменения  $P_{max}$  от  $W_0$  и  $p_{H}$  для клб. 7,62 мм

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



Рисунок 6 – Зависимость изменения  $V_0$  от  $W_0$  и  $p_{\mu}$  для клб. 12,7 мм



Рисунок 7 – Зависимость изменения Р<sub>тах</sub> от W<sub>0</sub> и р<sub>н</sub> для клб. 12,7 мм

Результаты вычислений начальной скорости  $V_0$  и максимального давления  $p_{max}$  показывают, что если задавать допуски на размеры согласно квалитету (уменьшая величину конструкторского допуска и приводя его к меньшему значению), то внутрибаллистические характеристики будут находиться между диапазоном значений начальной скорости и максимального давления рассчитанным при минимальном и максимальном объеме зарядной каморы. В табл. 4 представлен анализ результатов вычислений изменения начальной скорости  $V_0$  и максимального давления  $p_{max}$  от изменения величины объема зарядной каморы  $W_0$  при условии, что масса пули и заряда постоянны.

Таблица 4

мального давления (1 тах)						
Условия	Винтовочный патрон клб. 7,62х53мм		Крупнокалиберный патрон клб. 12,7x108мм			
	$\Delta V_0$ , м/с $\Delta p_{max}$ , МПа		$\Delta V_0$ , м/с	$\Delta p_{max}$ , МПа		
$W_{0min} - W_{0max}$	50	74,5	41	59,5		
$W_{0\min(14\kappa B.)} - W_{0\max}$	42	61	32,5	46		
$W_{0\min(12\kappa B.)} - W_{0\max}$	38,5	55,5	31	43,5		
$W_{0\min} - W_{0\min(14\kappa B.)}$	8	13	8	13		
$W_{0\min} - W_{0\min(12\kappa B.)}$	11	19	10	16		
$W_{0max (14 \kappa B.)} - W_{0max}$	1,5	2	10,5	14,5		
$W_{0max(12_{KB})} - W_{0max}$	3,3	4,5	11,5	15,5		

Результаты сравнения расчета начальной скорости (V0) и максимального давления (*Pmax*)

В расчетах приняты вероятностные законы изменения объема зарядной каморы, давления распатронирования, массы пули и заряда от минимального до максимального значения.

Расчетами установлено, что для пули клб. 5,45 мм с массой пули от 3,3г до 3,35г соответствует следующий закон: увеличение массы пули приводит к росту величины начальной скорости и максимального давления. Однако для клб. 7,62; 12,7 и 14,5 мм эта закономерность представляется иначе: чем больше масса пули, тем меньше начальная скорость и максимальное давление.

Изменение диаметра ведущей части пули в пределах допуска не приводит к большому изменению начальной скорости и соответствует  $\Delta V_0=0,1$  м/с.

Из табл. 3 видно, что при наименьшем объеме зарядной каморы – начальная скорость максимальна, а при наибольшем объеме – минимальна. Задание допусков согласно квалитету на размерные характеристики патрона и его элементов будут приводить с одной стороны к уменьшению изменения значений начальной скорости и максимального давления и обеспечит более надежное функционирование пули и гильзы при выстреле.

Полученные результаты дают основание для корректировки размерных параметров и использования соответствующих законов систематизации допусков на размерные характеристики патрона в целом, что позволит уменьшить диапазон изменения начальной скорости и максимального

давления, а тем самым повысить показатели качества стрельбы.

# ЛИТЕРАТУРА

1. Чурбанов Е.В. Краткий курс баллистики. Учебное пособие. Изд. 2-е, испр., Балт. гос. техн. ун-т – СПб, 2006. - 291 с.

2. Г.А. Данилин, В.П. Огородников, А.Б. Заволокин. Основы проектирования патронов к стрелковому оружию. Санкт-Петербург, 2005.-374 с.

3. Бекленищев В.В. Аэробаллистическое проектирование. Методические указания по выполнению курсовой работы (КР). Тула, 2005. – 32 с.

4. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3т. Т.1. – 8-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, – 2001г.-920с.

5. Допуски и посадки: Справочник. В 2-х частях / В.Д. Мягков, М.А. Палей, А.Б. Романов, В.А. Брагинский – 6-е изд., перераб. и доп. – Л. Машиностроение. Ленинградское отделение, – 1982г. Санкт - Петербург

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОТКЛОНЕНИЙ РАЗМЕРОВ ПАТРОНА НА БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ВЫСТРЕЛА

### ДАНИЛИН Г.А., ИЛЬИНА О.Н

Балтийский государственный технический университет им. Д.Ф. Устинова «ВОЕНМЕХ» 198005, Россия, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская д.1, тел. (факс) 8 (812)-251-84-67, E-mail: ilina\_olya@mail.ru

Баллистические характеристики патрона зависят от множества факторов, важнейшими из которых являются условия заряжания – масса порохового заряда и его марка, масса пули, объем зарядной каморы и др. Объем зарядной каморы формируется размерами гильзы, пули и патрона в целом. На размерные параметры патрона и его элементов назначают допуски, которые изменяются в широком диапазоне, что приводит к нестабильности объема зарядной каморы  $W_0$ , а, следовательно, и к разбросу баллистических параметров, таких как начальная скорость пули ( $V_0$ ), максимальное среднебаллистическое давление ( $P_{max}$ ) и показатели кучности стрельбы.

Анализ влияния допусков на внутрибаллистические параметры выстрела рассмотрены в статье [3].

Для изготовления патронов применяют комплексные технологические процессы, включающие штамповочные, химико-термические и сборочные операции, в процессе проведения которых формируются форма и размеры элементов, а также заданные механические характеристики.

Целью экспериментального исследования являлось установление влияния технологических отклонений размеров гильзы и патрона в целом на баллистические характеристики и кучность боя патрона. Для проведения экспериментального исследования выбраны два наиболее распространенных патрона: клб.7,62х39 (обр. 43г.) с охотничьей пулей экспансивного действия (рис. 1 и 2) и винтовочный патрон клб. 7,62х54 мм с пулей повышенной пробиваемости 7Н13 (рис. 3 и 4).



Рисунок 1 – Гильза образца 43г. под охотничий патрон клб. 7,62х39



1 – пуля; 2 – гильза; 3 – капсюль; 4 – порох

Рисунок 2 – Охотничий патрон клб. 7,62х39 мм.



Рисунок 3 – Гильза винтовочного патрона клб. 7,62x54 мм



Рисунок 4 – Винтовочный патрон клб. 7,62х54 мм

В производственных условиях были отобраны по две партии указанных патронов с размерами, при которых формируются минимальный и максимальный объем зарядной каморы. Отбор и измерение полуфабрикатов гильз производили после операций штамповка дна, обжим, подрезка. Селективно отбирали пули со стабильными размерами по диаметру и длине. Массу порохового заряда выдерживали с погрешностью менее 1%. Геометрические параметры партий винтовочных патронов клб. 7,62х54 мм и охотничьих патронов клб. 7,62х39 мм (обр. 43г.) представлены в таблице 1 и 2.

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

#### Таблица 1

Геометрические параметры партий винтовочных патронов клб. 7,62х54 мм

1 партия - W <sub>0min</sub>	2 партия - W <sub>0max</sub>
Snep <sub>max</sub> =1,02 <sub>-0,12</sub> мм	Snep <sub>min</sub> =0,74 <sup>+0,12</sup> мм
hк.гн. <sub>min</sub> =3,3 <sup>+0,06</sup> мм	hк.гн. <sub>max</sub> =3,43 <sub>-0,06</sub> мм
S ст.г.в н.с.=0,700,75 мм	S ст.г. в н.с. = 0,700,75 мм
Lг min =53,35 <sup>+0,1</sup> мм	Lг max =53,72 <sub>-0,1</sub> мм
Ln max =32,8 <sup>+0,2</sup> мм	Ln min =32,58 <sup>+0,2</sup> мм
m <sub>n</sub> =9,49,475 г	т <sub>п</sub> =9,3059,485 г
Lnamp min =75,91 <sup>+0,6</sup> мм	Lnamp max =77,16 <sub>-0,6</sub> мм
$W_{0min\ cp} = 3,533 \cdot 10^{-6}\ m^3$	$W_{0max cp} = 3,637 \cdot 10^{-6}  \text{m}^3$

Таблица 2

Геометрические параметры партий охотничьих патронов клб. 7,62х39 мм (обр. 43г.)

1 партия- W <sub>0max</sub>	2 партия- W <sub>0min</sub>
<i>Sдн min=3,9<sup>+0,1</sup> мм</i>	<i>Sдн max=4,0<sup>+0,1</sup> мм</i>
S ст.г.в н.с.=0,670,72 мм	S ст.г. в н.с. = 0,670,72 мм
Lг max=38,7 <sub>-0,1</sub> мм	Lг min=38,4 <sup>+0,1</sup> мм
Ln min=23,15 <sup>+0,1</sup> мм	Ln max=23,4 <sup>+0,1</sup> мм
т <sub>n</sub> =7,948,06 г	т <sub>n</sub> =7,9758,09 г
<i>Lnamp max=56</i> <sub>-0,5</sub> мм	Lnamp min=55 <sup>+0,5</sup> мм
$W_{0max cp} = 2,044 \cdot 10^{-6} M^3$	$W_{0min cp} = 1,964 \cdot 10^{-6}  \text{m}^3$

Как видно из таблиц 1 и 2 фактические размеры не соответствуют предельным размерам, которые определены конструктивными допусками, однако диапазон их достаточен для формирования зарядной каморы с максимальными и минимальными объемами.

Из каждой партии патронов (по 5шт.) были проведены испытания на пулеизвлекающие усилие, определение массы порохового заряда, также осуществлены испытания на определение начальной скорости и максимального давления (по 10 шт. из каждой партии). Результаты представлены в табл. 3 – 6.

Испытания охотничьего патрона на начальную скорость и максимальное давление проводилось в сравнение с образцовым охотничьим патроном клб. 7,62х39 мм (обр. 43г.) по скорости. Таблица 3

Результаты испытаний на пулеизвлекающие усилие и массу порохового заряда охотничьего патрона клб. 7,62х39 мм (обр. 43г.)

No	Поликонования	Образец	Знач	ение
л⁰ п/п	параметра	испы- тания	1 партия - W <sub>0max</sub>	2 партия - W <sub>0min</sub>
		1	45	16
	1 Пулеизвлекающие усилие Р <sub>изел</sub> , кг	2	37	35
1		3	64	45
		4	26	49
		5	42	50
			Р <sub>изел</sub> =2664 кг	Р <sub>изел</sub> =1650 кг
		1	1,68	1,70
	Maaaa Tanayanana	2	1,68	1,70
2	2 Масса порохового	3	1,69	1,69
	заряда $m_{\omega}$ , г	4	1,69	1,69
		5	1,69	1,69
			<i>m</i> <sub>w</sub> =1,681,69 г	т₀=1,691,70 г

Таблица 4

Результаты испытаний на пулеизвлекающие усилие и массу порохового заряда винтовочного патрона клб. 7.62х54 мм

No	Понмоноронно	Образец	Знач	Значение		
п/п параметра		испы- тания	1 партия - W <sub>0min</sub>	2 партия - W <sub>0max</sub>		
		1	54	60		
1 Пулеизвлекающие усилие Р <sub>извл</sub> , кг	2	61	74			
	3	62	74			
	4	67	60			
	5	45	55			
			Р <sub>изел</sub> =45…67 кг	Р <sub>изел</sub> =55…74 кг		
		1	3,314	3,308		
	Maaaa Hanayahaha	2	3,332	3,312		
2 Масса порохового заряда <i>m</i> <sub>w</sub> , г		3	3,324	3,332		
	заряда $m_{\omega}$ , г	4	3,320	3,315		
	5	3,316	3,324			
			<i>т</i> <sub>w</sub> =3,3143,332 г	<i>т</i> <sub>w</sub> =3,3083,332 г		

# «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

Таблица 5

Результаты испытаний на начальную скорость пули V<sub>25</sub>, м/с

нтовочного	патрона	клб. 7	.62х54 мм
11000011010	11001001100		

винтовочного патрона клб. 7,62х54 мм					
№ п/п	1 партия - W <sub>0min</sub>	2 партия - W <sub>0max</sub>			
1	825	800			
2	830	817			
3	830	824			
4	840	817			
5	836	828			
6	829	821			
7	825	829			
8	835	828			
9	835	822			
10	838	821			
	<i>Vcp</i> =832	Vcp=821			
	V <sub>H</sub> 6=840	Vнб=829			
	<i>V</i> нм=825	<i>V</i> нм=800			
	V <sub>25</sub> =820-835, м/с (по че	ртежу); <i>∆V</i> <sub>25</sub> ≤ 35 м/с			

# Таблица б

Результаты испытаний на максимальное давление *p<sub>max</sub> кг/см<sup>2</sup>* винтовочного патрона клб. 7,62х54 мм

<u>N</u> ⁰	1 партия - W <sub>0min</sub>	2 партия - W <sub>0max</sub>
П/П		
1	2448	2584
2	2562	2398
3	2602	2530
4	2500	2478
5	2614	2510
6	2530	2520
7	2530	2468
8	2389	2573
9	2700	2418
10	2510	2478
	p <sub>cp</sub> =2539 (259,08 МПа)	p <sub>cp</sub> =2496 (254,7 МПа)
	р <sub>нб</sub> =2700 (275,5 МПа)	р <sub>нб</sub> =2584 (263,7 МПа)
	р <sub>нм</sub> =2389 (243,78 МПа)	р <sub>нм</sub> =2398 (244,7 МПа)
	<i>p<sub>cp</sub></i> =230,5–304 M	Па (по чертежу)

Отклонения по массе порохового заряда для всех партий патронов не превышает 1%, что вполне удовлетворительно для проведения стрельб и исключения влияния этого фактора на результаты испытаний.

На рис. 5, 6 и 7 показаны мишени после стрельбы различных партий винтовочного патрона. Испытания на кучность проводились на дистанции 200 метров из баллистического ствола БК-08 №С-246 с шагом нарезов 240 и длиной ствола 730 мм. В таблице 7 приведены параметры кучности различных партий патронов.



Рисунок 5 – Рассеивание пробоин при стрельбе винтовочными патронами клб. 7,62х54 мм с минимальным объемом зарядной каморы: 1 серия (а); 2 серия (б)



Рисунок 6 – Рассеивание пробоин при стрельбе винтовочными патронами клб. 7,62х54 мм с максимальным объемом зарядной каморы: 1 серия (а); 2 серия (б)



Рисунок 7 – Рассеивание пробоин при стрельбе винтовочными патронами клб. 7,62х54 мм смешанная партия: 1 серия (а); 2 серия (б)

Рассеивание пробоин при испытании смешанной партии (рис. 7), каждая серия из которых включает 10 патронов с минимальным и 10 патронов с максимальным объемом зарядной каморы, показывает, что такое сочетание существенно ухудшает показатели кучности стрельбы из-за нестабильности начальной скорости. В этом случае показатели кучности хуже, сравнительно с 1-ой и 2-ой партий винтовочных патронов.

### Таблица 7

_					
Результаты	испытаний	винтовочного	патрона	на ку	/чность
1 CJynbrurbr	nenbriannin	Dimitobo moro	nuiponu	many	mourb

Наименова	<b>R</b> <sub>50</sub> , см	R <sub>100</sub> , см	П <sub>100</sub> , см	
I nanmua W	1 серия 20шт.	5,3	14,0	26,0
1 партия - w <sub>0min</sub>	2 серия 20шт.	5,6	17,7	22,8
2	1 серия 20шт.	7,0	12,9	22,2
2 nupmus - W <sub>0max</sub>	2 серия 20шт.	7,8	16,0	28,7
$\frac{2}{100000000000000000000000000000000000$	1 серия 20шт.	7,8	14,5	23,9
3 партия ( $10_{min} + 10_{max}$ )	2 серия 20шт.	7,4	20,2	25,8

Для охотничьего патрона клб. 7,62х39 (обр. 43г.) проведены испытания стрельбой на баллистическом измерительном комплексе сериями по 10 выстрелов с минимальным, максимальным объёмом зарядной каморы и образцовым по скорости с регистрацией начальной скорости, максимального давления, величины скорости на дальности, координат точек попадания. Также определены показатели качества стрельбы: радиус  $R_{100}$ ,  $R_{50}$  и поперечник рассеивания  $\Pi_{100}$ . В таблице 8, 9 и 10 представлены результаты обработки стрельбы патронов с баллистического комплекса. Результаты этих испытаний представлены на рис. 8.

De comp e -	Давление	Скорость	На дистанции 100 м		
<b>Быстрел</b>	Рс Макс, бар	V25, м/с	Х, мм	У, мм	Скорость, м/с
1	2	3	4	5	6
1	2622	728,4	311,8	142,3	653,7
2	2767	735,4	289,8	115,3	660,5
3	2593	726,6	329,0	117,7	651,7
4	2660	729,9	280,6	142,1	654,8
5	2664	731,0	322,6	99,5	656,2
6	2631	727,8	298,4	113,7	652,8
7	2776	736,4	289,1	127,0	661,1
8	2642	729,4	305,9	106,4	654,5
9	2693	734,1	268,6	118,9	658,9
10	2821	739,5	297,7	126,3	663,9
11	2623	726,0	284,8	143,7	651,9
12	2508	724,3	269,1	153,4	648,6
13	2566	725,3	281,9	115,2	650,0
14	2586	729,4	308,6	115,7	654,8
15	2571	724,8	317,6	137,2	649,8
16	2515	721,2	308,8	124,4	646,6
17	2441	717,9	314,1	116,2	643,2
18	2448	718,3	298,6	127,1	644,1
19	2669	728,5	325,8	164,1	653,4
20	2565	726,4	290,3	149,4	651,0
21	2777	716,9	352,2	97,3	641,8
22	2847	718,8	319,1	130,2	644,0
23	2833	723,9	272,6	126,6	647,9
24	2680	713,3	267,1	122,2	637,8
25	2994	730,5	352,6	143,6	654,2
26	2697	720,3	308,8	86,2	644,3
27	2805	724,1	327,3	145,9	648,4
28	2880	728,1	285,3	88,6	652,7
29	2623	711,0	273,1	97,6	635,7
30	2867	723,5	313,9	105,0	648.6

Таблица 8 Результаты испытаний на баллистическом измерительном комплексе
Таблица	9
---------	---

Сравнительная таблица результатов испытаний на баллистическом комплексе скорости V<sub>25</sub> и максимального давления  $p_{max}$ 

Наименование	Vнм, м/с	Vнб, м/с	р <sub>нб</sub> , бар (МПа)	р <sub>нм</sub> , бар (МПа)
1 партия - W <sub>0тах</sub> (11-20 выстрел)	717,9	729,4	2441 (244,1)	2669 (266,9)
2 партия - W <sub>0min</sub> (1-10 выстрел)	726,6	739,5	2593 (259,3)	2821 (282,1)
3 партия (5 <sub>min</sub> +5 <sub>max</sub> ) (1-5 + 11-15 выстрел)	724,3	735,4	2508 (250,8)	2767 (276,7)
4 партия (5 <sub>min</sub> +5 <sub>max</sub> ) (6-10 + 16-20 выстрел)	717,9	727,8	2441 (244,1)	2631 (263,1)
ОБ (21-30 выстрел)	711,0	730,5	2994 (299,4)	2623 (262,3)

Таблица 10

## Результаты испытаний – мишени на баллистическом комплексе

Наименование	Радиус R <sub>50</sub> , мм	Радиус R <sub>100</sub> , мм	Поперечник рассеивания П <sub>100</sub> , мм
1 партия - W <sub>0тах</sub> (11-20 выстрел)	20,5	40,5	65,6
2 партия - W <sub>0min</sub> (1-10 выстрел)	20,9	31,0	60,3
3 партия (5 <sub>min</sub> +5 <sub>max</sub> ) (1-5 + 11-15 выстрел)	22,0	39,5	75,9
4 партия (5 <sub>min</sub> +5 <sub>max</sub> ) (6-10 + 16-20 выстрел)	13,7	45,0	72,9
ОБ (21-30 выстрел)	38,5	51,0	91,9







Рисунок 8 – Рассеивание пробоин при стрельбе охотничьими патронами клб. 7,62х39 мм обр. 43г.: а) с W<sub>0min</sub> (1-10 выстрел); б) с W<sub>0max</sub> (11-20 выстрел); в) с W<sub>0min</sub> (1-5 выстрел)+W<sub>0max</sub> (11-15 выстрел); г) с W<sub>0min</sub> (6-10 выстрел)+W<sub>0max</sub> (16-20 выстрел) д) образцовые патроны по скорости (21-30 выстрел)

Из результатов испытаний на баллистическом комплексе видно, что партии патронов с минимальным объемом зарядной каморы (1-10 выстрел) соответствует максимальное значение начальной скорости, а минимальное значение скорости – партии патронов с максимальным объемом зарядной каморы (11-20 выстрел). Разброс скоростей для партий патронов с минимальным и максимальным объемом зарядной каморы меньше, чем для образцовых патронов по скорости. Показатели качества стрельбы лучше при стрельбе патронами со стабильным (с минимальным или максимальным) объемом зарядной каморы, чем при смешанной стрельбе.

По результатам экспериментального исследования можно сделать следующие выводы:

1. Технологические отклонения, влияющие на объем и поверхность зарядной каморы патрона, как правило, меньше, чем заданные чертежом конструкторские допуски на размеры.

 Технологические отклонения размеров элементов патрона во многом определяется размерами исходного материала, режимами проведения штамповочных операций, конструкций и стойкостью рабочего инструмента.

### Санкт - Петербург Всероссийская научно-техническая конференция

3. Установлено, что размеры зарядной каморы существенно влияют на максимальное давление пороховых газов и начальную скорость пули.

4. При увеличении объема зарядной каморы максимальное давление и начальная скорость уменьшаются.

5. Показатели рассеивания пуль ( $R_{100}$ ,  $R_{50}$  и  $\Pi_{100}$ ) при стрельбе для патронов с минимальным объемом зарядной каморы меньше, чем для патронов с максимальным объемом зарядной каморы.

6. Наихудшие показатели дает стрельба сериями, в которых 50% патронов имеют максимальный объем зарядной каморы и 50% патронов с минимальным объемом зарядной каморы.

В результате проведения экспериментального исследования подтверждены теоретическое предположение и компьютерная оценка влияния конструкторских допусков патрона и его элементов на внутрибаллистические параметры выстрела. Результаты испытаний показали, что обеспечение стабильности объема зарядной каморы уменьшает разброс величины давления и начальной скорости, а тем самым повышаются показатели качества стрельбы. Таким образом, результаты этих исследований могут быть использованы в проектирование и производстве патронов к стрелковому оружию.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3т. Т.1. – 8-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, – 2001г.-920с.

2. Г.А. Данилин, В.П. Огородников, А.Б. Заволокин. Основы проектирования патронов к стрелковому оружию. Санкт-Петербург, 2005. - 374с.

3. Данилин Г.А., Ильина О.Н. О влияние допусков размерных характеристик патрона на внутрибаллистические параметры. Сб. мат. Всерос. Науч.-техн. конф. Фундаментальные основы баллистического проектирования. 28 июня - 02 июля 2010г. Т.2. стр. 107-110. БГТУ – СПб, 2010.

4. Г.А. Данилин, А.С. Афанасьев, А.Б. Заволокин, Е.Н. Никулин. Экспериментальная баллистика и полигонные испытания патронов стрел-кового оружия. Балт. гос. техн. ун-т – СПб., 2007. – 205 с.

5. Чурбанов Е.В. Краткий курс баллистики. Учебное пособие. Изд. 2-е, испр., Балт. гос. техн. ун-т – СПб, 2006. - 291 с.

# РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА БОЕПРИПАСА ПРИ ВЫСТРЕЛЕ

## ДУБИНИНА С.Ф., ХМЕЛЬНИКОВ Е.А.

Нижнетагильский технологический институт (филиал) Уральского Федерального университета имени первого Президента России Б.Н. Ельцина 622005, г. Нижний Тагил, ул. Красногвардейская, 59 m. (3435) 42-09-18, E-mail: <u>xea07@rambler.ru</u>

Затраты на проведение испытаний средств поражения составляют значительную долю в общих затратах на разработку боеприпаса. В связи с этим возникает задача создания виртуальных стендов испытаний боеприпасов. Одной из составных частей виртуального стенда является задача моделирования испытаний боеприпасов на прочность при выстреле.

Решение поставленной задачи может быть проведено методами математического моделирования, система уравнений, описывающая поведение снаряда в стволе, включает в себя:

уравнения движения:

$$\frac{\partial v_r}{\partial t} = \frac{V}{\rho_0} \cdot \left[ \frac{\partial \sigma_{rr}}{\partial r} + \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial z} + \frac{1}{r} \cdot (\sigma_{rr} - \sigma_{\theta\theta}) \right] + \frac{V}{\rho_0} \cdot F_r,$$
  
$$\frac{\partial v_z}{\partial t} = \frac{V}{\rho_0} \cdot \left[ \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial r} + \frac{1}{r} \cdot \sigma_{rz} \right] + \frac{V}{\rho_0} \cdot F_z,$$
  
$$\frac{\partial v_{\theta}}{\partial t} = \frac{V}{\rho_0} \cdot \left[ \frac{\partial \sigma_{\theta r}}{\partial r} + \frac{\partial \sigma_{\theta z}}{\partial z} + \frac{1}{r} \cdot 3\sigma_{\theta r} \right] + \frac{V}{\rho_0} \cdot F_{\theta}.$$

закон сохранения массы:

$$\frac{\partial V}{\partial t} = V \cdot \left( \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{\partial v_z}{\partial z} + \frac{1}{r} \cdot v_r \right),$$

уравнения, определяющие компоненты тензора скоростей деформаций:

$$\begin{split} \dot{\varepsilon}_{rr} &= \frac{\partial v_r}{\partial r} ,\\ \dot{\varepsilon}_{zz} &= \frac{\partial v_z}{\partial z} ,\\ \dot{\varepsilon}_{rz} &= \frac{\partial v_r}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial r} ,\\ \dot{\varepsilon}_{\theta\theta} &= \frac{v_r}{r} = \left[ \frac{\dot{V}}{V} - \left( \dot{\varepsilon}_{rr} + \dot{\varepsilon}_{zz} \right) \right] ,\\ \dot{\varepsilon}_{\theta r} &= \frac{\partial v_{\theta}}{\partial r} + v_{\theta} \left( \frac{1}{r} - r \right) ,\\ \dot{\varepsilon}_{\theta z} &= \frac{\partial v_{\theta}}{\partial z} , \end{split}$$

уравнение состояния:

$$p=p(V),$$

уравнения, определяющие изменения компонент девиатора напряжений в случае упругого деформирования материала:

$$\begin{aligned} \frac{\partial D_{\sigma rr}}{\partial t} &= 2G\left(\dot{\varepsilon}_{rr} - \frac{\dot{V}}{3V}\right) + \delta_{rr},\\ \frac{\partial D_{\sigma zz}}{\partial t} &= 2G\left(\dot{\varepsilon}_{zz} - \frac{\dot{V}}{3V}\right) + \delta_{zz},\\ \frac{\partial D_{\sigma \theta \theta}}{\partial t} &= 2G\left(\dot{\varepsilon}_{\theta \theta} - \frac{\dot{V}}{3V}\right) + \delta_{\theta \theta},\\ \frac{\partial D_{\sigma rz}}{\partial t} &= G\left(\dot{\varepsilon}_{rz}\right) + \delta_{rz},\\ \frac{\partial D_{\sigma \theta r}}{\partial t} &= G\left(\dot{\varepsilon}_{\theta r}\right) + \delta_{\theta r},\end{aligned}$$

«Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

$$\frac{\partial D_{\sigma\theta z}}{\partial t} = G(\dot{\varepsilon}_{\theta z}) + \delta_{\theta z},$$

уравнения, определяющие компоненты тензора напряжений:

$$\begin{split} \sigma_{rr} &= D_{\sigma rr} - p \;, \\ \sigma_{zz} &= D_{\sigma zz} - p \;, \\ \sigma_{\theta\theta} &= D_{\sigma\theta\theta} - p \;, \\ \sigma_{rz} &= D_{\sigma rz} \;, \\ \sigma_{\theta r} &= D_{\sigma \theta r} \;, \\ \sigma_{\theta z} &= D_{\sigma \theta z} \;, \end{split}$$

 $\delta_{rr}, \delta_{zz}, \delta_{\theta\theta}, \delta_{rz}, \delta_{\theta r}, \delta_{\theta z}$  – поправки компонент девиатора напряжений, связанные с поворотом фиксированного элемента среды как единого целого.

В уравнениях движения слагаемые  $F_r$ ,  $F_z$  и  $F_{\theta}$  – проекции объёмных сил, действующих на корпус, на соответствующие оси координат. В качестве объёмных сил рассматриваются силы инерции.

При решении задачи поведение материала корпуса описывается в рамках модели идеальной упруго-пластической среды, с помощью теории пластического течения.

Изменение компонент девиатора напряжений во времени характеризуется уравнениями пластического течения Прандтля – Рейсса:

$$\frac{dD_{\sigma ij}}{dt} + 2G\dot{\lambda}D_{\sigma ij} = 2G\left(\dot{\varepsilon}_{ij} - \dot{\varepsilon}g_{ij}\right) = 2G\left(\dot{\varepsilon}_{ij} + \frac{1}{3\rho} \cdot \frac{d\rho}{dt}g_{ij}\right)$$

Скалярный множитель λ определяется удельной мощностью пластического деформирования:

$$\dot{\lambda} = \frac{3}{2\sigma_T^2} \sigma^{ij} \cdot \dot{\varepsilon}_{ij}^{(p)}$$

Первоначально при решении задачи считаем, что материал деформируется упруго и расчёты компонент девиатора напряжений можно проводить по уравнениям для упругой среды. Затем проводится проверка на

выполнение условия пластичности. В качестве критерия пластичности используется критерий Мизеса. В случае выполнения условия пластического течения:

$$f > 2/3 \sigma_T^2$$
,  
где  $f = D_{\sigma rr}^2 + D_{\sigma zz}^2 + D_{\sigma \theta \theta}^2 + 2D_{\sigma rz}^2 + 2D_{\sigma \theta r}^2 + 2D_{\sigma \theta z}^2$ ,

выполняется корректировка компонент девиатора напряжений путём приведения вектора девиатора напряжений на круг текучести.

$$\begin{split} D'_{\sigma rr} &= D_{\sigma rr} \cdot F , \qquad D'_{\sigma zz} = D_{\sigma zz} \cdot F , \\ D'_{\sigma rz} &= D_{\sigma rz} \cdot F , \qquad D'_{\sigma r\theta} = D_{\sigma r\theta} \cdot F , \\ D'_{\sigma \theta \theta} &= D_{\sigma \theta \theta} \cdot F , \qquad D'_{\sigma \theta z} = D_{\sigma \theta z} \cdot F , \\ F &= \sigma_T \sqrt{\frac{2}{3f}} . \end{split}$$

Уравнение состояния берётся в форме:

$$p = A\left[\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^m - 1\right],$$

где *А*, *m* – коэффициенты, зависящие от физико-механических свойств материала.

Для решения задачи используется лагранжев метод Уилкинса. Расчет ведется в цилиндрической системе координат, которая связана с корпусом снаряда и движется вместе с ним. При расчётах используется равномерная четырёхугольная разностная сетка, которая движется вместе со средой. Компоненты вектора скорости определяются для узлов сетки, а такие параметры как давление, напряжения и другие определяются в центрах элементов (рис. 1).

«Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



Рисунок 1 – Расчетная схема. Т – сила трения, действующая на ведущий поясок,  $q_{\Pi}$  – реакция ведущего пояска:

- элементы корпуса, для которых проводится расчет напряженнодеформированного состояния;

- элементы на оси симметрии;

элементы, для которых задается давление пороховых газов – *p* при движении боеприпаса;

 элементы вдоль цилиндрической и оживальной поверхности боеприпаса, на которые не действуют внешние нагрузки;

- элементы взрывчатого вещества, для которых проводится расчет напряженно-деформированного состояния;

 элементы взрывателя, для которых проводится расчет напряженнодеформированного состояния;

 элементы ведущего пояска, для которых проводится расчет напряженно-деформированного состояния;

- элементы вдоль поверхности головного среза корпуса, для которых задается давление, вызванное силой инерции взрывателя –  $p_{e}$ ;

1, 2, 3 ,6 – элементы, для которых ведется расчет напряженнодеформированного состояния;

4, 5, 7, 8 – элементы, для которых задаются различные типы граничных условий

Боеприпас разбивается на отдельные элементы различных типов. Для элементов, относящихся к корпусу, взрыватому веществу, взрывателю и ведущему пояску проводится расчет с использованием составленной системы уравнений. Для остальных элементов задаются различные типы граничных условий.

При расчетах давление пороховых газов задается в виде кривой давления, зависящей от координаты боеприпаса при его движении в стволе. Скорость рассчитывается с учетом сил сопротивления движению боеприпаса. При расчетах на прочность по разработанной методике условия, при которых происходит деформирование боеприпаса должны быть аналогичны реальным условиям. Поэтому было проведено сравнение расчетных кривых с экспериментальными для 30-мм снаряда.

Результаты сравнения показывают достаточно хорошее совпадение расчетных данных с экспериментальными (рис. 2 а, б). Таким образом, условия, при которых происходит деформирование боеприпаса при расчетах по разработанной методике можно считать аналогичными реальным условиям.



*снаряд:* а – *p*(*x*) – давление пороховых газов; б – *V*(*x*) – скорость движения снаряда в канале ствола; — расчетные данные, — экспериментальные данные

Для проверки разработанной методики проводились расчеты на прочность двух боеприпасов: 152-мм осколочно-фугасного снаряда и 30-мм осколочно-фугасно-зажигательного.

На рисунках 3 и 4 показаны напряжения, возникающие при максимальном давлении для поверхности, находящейся примерно посередине между внутренней и наружной поверхностью корпуса снаряда.

Это графики осевых, радиальных, тангенциальных и касательных

148

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



д –  $\sigma_i$  – интенсивность напряжений; е – корпус снаряда

напряжений и интенсивности напряжений. Все виды напряжений имеют максимум в зоне ведущего пояска.

Санкт - Петербург

Всероссийская научно-техническая конференция





Задача решается в двумерной постановке, поэтому невозможно точно описать процесс деформирования ведущего пояска. При решении задачи можно считать, что в рассматриваемом сечении находится дно или выступ нарезов, соответственно деформации ведущего пояска, реакция ведущего пояска и деформации корпуса боеприпаса будут различными. q, МПа



величину, равную сумме величины форсирования и глубины нарезов

На рисунке (рис. 5 а, б) представлены графики реакции ведущего пояска и деформаций корпуса под ведущим пояском 152-мм снаряда для случая, когда ведущий поясок деформируется только на величину форсирования и в случае, когда величина деформации ведущего пояска равна сумме величины форсирования и глубины нарезов. Также на графиках представлены данные, полученные расчетами по методу Ильюшина.

Значения реакций ведущего пояска и деформации значительно отличаются друг от друга как для двух рассматриваемых случаев, так и для метода Ильюшина. При реальном процессе деформирования, материал ведущего пояска заполняет нарезы, а также вытесняется в сторону боковой поверхности ведущего пояска. Эти явления не учитываются в рассматриваемой методике, для этого необходимо решать задачу в трехмерной постановке.

При расчетах на прочность по разработанной программе можно получить полную информацию о напряжениях, возникающих во всех элементах корпуса боеприпаса в любой момент времени. При расчетах исследуемых боеприпасов на прочность были получены графики напряженного состояния корпусов для различных моментов времени. Интенсивность напряжения для всех элементов боеприпаса отражена различными цветами (рис. 6, рис. 7).

В начале движения, когда реакция ведущего пояска практически равна нулю, а давление пороховых газов растет, наибольшая интенсивность напряжений соответствуют запоясковой части снаряда. В дальнейшем, с ростом реакции ведущего пояска, максимум интенсивности напряжений будет наблюдаться в корпусе под ведущим пояском. При дальнейшем движении снаряда увеличивается скорость его вращения, соответственно увеличиваются и радиальные силы инерции. При вылете снаряда из ствола они достигают максимальных значений, в то время как давление уже заметно снизилось, поэтому значения интенсивности напряжений относительно одинаковы по всей массе корпуса.

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »



t = 400 мкс, x = 0.7 мм;

б – интенсивность напряжений при максимальной реакции ведущего

пояска, *t* = 1500 мкс, *x* = 36,5 мм; в – интенсивность напряжений при вылете боеприпаса, *t* = 11450 мкс, *x* = 4361 мм



Рисунок 7 – Интенсивность напряжений в корпусе 30-мм боеприпаса при выстреле:

а – интенсивность напряжений в начале движения боеприпаса,

$$t = 46 \text{ MKC}, x = 0.04 \text{ MM};$$

б – интенсивность напряжений при максимальной реакции ведущего пояска.

$$t = 390$$
 MKC.  $x = 11$  MM:

в – интенсивность напряжений при вылете боеприпаса,

$$t = 2900$$
 мкс,  $x = 1660$  мм

Полученные результаты хорошо совпадают с величинами напряжений, рассчитанными по известным инженерным методикам.

Расчет проводится для всего корпуса, что позволяет получить достаточно полную информацию о его напряженно-деформированном состоянии.

Предлагаемая методика реализована в виде расчетной программы, выполняемой на ЭВМ.

#### «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2010 »

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Основы проектирования боеприпасов: учебное пособие / М.Я. Водопьянов; Балт. гос. техн. ун-т., Санкт-Петербург, 2007. – 387 с.

 Прикладная механика сплошных сред. Т 1, 3: Учебник для втузов./ Под ред. В.В. Селиванова. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. – Т.1.
520 с. Т.3. – 376 с.

3. Физика взрыва: В 2 т. 3-е изд., испр. / Под ред. Л.П. Орленко. М.: Физматлит, 2004. Т. 1. – 832 с. Т.2. – 656 с.

# ДИНАМИЧЕСКОЕ ТАРИРОВАНИЕ СФЕРИЧЕСКИХ КРЕШЕРНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

### ЗАПОЛЬСКИХ А.В., КОЗЯР А.В., КОЧКАРЬ Н.И.

Федеральное казенное предприятие «Нижнетагильский институт испытания металлов» 622015, Нижний Тагил, Гагарина ул. д. 29, т. (3435) 47-51-15, факс (3435) 47-52-20, E-mail <u>skb@ntiim.ru</u>

Важнейшим параметром, измеряемым при испытаниях метательных зарядов, выстрела в целом и артиллерийских систем, является давление пороховых газов при выстреле (внутрибаллистическое давление). Крешерный метод измерения внутрибаллистического давления, основанный на определении максимального давления по величине остаточной деформации крешера из пластичного металла (традиционно меди), используется во всем мире. Величина крешерного давления является нормативным параметром и критерием годности боеприпасов и артиллерийских систем, а система крешерных измерений – метрологической основой, обеспечивающей единство оценки боеприпасов.

Даже не смотря на то, что крешерный метод не дает возможности измерять действительное максимальное давление пороховых газов, а определяет так называемое «крешерное» давление, этот метод является основным при баллистических испытаниях в артиллерийской практике по следующим причинам:

 крешерный метод отличается исключительной простотой и удобством использования при массовых стрельбах;

- накоплен многолетний опыт проектирования и испытания артиллерийских орудий, зарядов и снарядов, основанный на использовании максимального крешерного давления пороховых газов в канале ствола.

За рубежом, начиная с 1962 года, применяются сферические крешера, позволяющие измерять «истинное», а не крешерное давление и заменить всю номенклатуру крешеров одним сферическим крешером диаметром 6 мм.

В СКБ измерительной аппаратуры ФКП «НТИИМ» разработаны

крешерные приборы трех типов с использованием сферического медного крешера диаметром 6 мм для измерения давления в диапазоне от 250 до 1000 МПа.

Для определения максимального крешерного давления пороховых газов используют таражные таблицы. При использовании цилиндрических и конических крешерных элементов применяются таражные таблицы, полученные методом статического обжатия. Для определения «истинного» давления с использованием сферических крешеров необходимо применение динамических таражных таблиц.

Динамическое тарирование сферических крешеров может быть осуществлено путем натурных стрельб из пушек, а также на ударных установках различного типа.

За рубежом динамическое тарирование сферических крешеров проводится стрельбой из орудий. При этом в качестве образцового средства измерения давления применяются пьезоэлектрические датчики.

Динамическое тарирование, проведенное таким методом, требует больших затрат, так как должна проводиться статистически достоверная серия натурных испытаний. Поэтому естественны попытки найти менее дорогостоящий метод тарирования сферических крешеров.

С целью сокращения затрат по динамическому тарированию крешеров стрельбой на ФКП «НТИИМ» был проведен анализ процессов развития давления пороховых газов при выстреле на различных артсистемах, что позволило сформулировать требования к установке динамического тарирования. В результате проведенных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ была создана и введена в эксплуатацию установка динамического тарирования «УДГ 10000» (рис.1). Установка позволяет моделировать процесс развития давления пороховых газов, возникающих при выстреле из артиллерийского орудия и создать такие же параметры максимального давления, длительности всего процесса выстрела, длительности переднего фронта. [1,2]

В зарядной каморе установки размещается обойма с крешерными приборами, пороховой заряд с устройством воспламенения и узел форсирования с соплом. Применение узла форсирования позволяет поднять величину максимального давления пороховых газов при значительно меньшем количестве пороха, по сравнению с зарядом при стрельбе из орудия.

В качестве образцового средства измерения давления используются пьезоэлектрические датчики типа «Т10000» и аппаратура регистрации «Нейва 10000» [3].

По результатам испытаний крешерных приборов типа КП в УДГ на разных уровнях давления рассчитывается полином второй степени, посредством которого происходит расчет динамических таражных таблиц сферических крешерных элементов.

Создание таражных таблиц путем моделирования стрельбы на установке динамического тарирования существенно снижает их стоимость. Отсутствие в системе дорогостоящего баллистического ствола, отсутствие снаряда, существенное уменьшение метательного заряда (в 5-10 раз) – вот основные составляющие уменьшения стоимости работ.





При проведении испытаний на «УДГ 10000» необходимо наличие оборудованной испытательной площадки, соблюдение мер безопасности при работе со взрывчатыми веществами, а также скоординированные действия испытательных служб полигона. Не являясь недостатками, все вышеперечисленное составляет определенную сложность в проведении работ.

Дальнейшим развитием методов динамического тарирования крешерных элементов является метод, основанный на применении установки с падающим шаром. Установка с падающим шаром является лабораторным ударным стендом для моделирования динамических быстропротекающих процессов. Удар производится бросанием стального шара с необходимой точно заданной высоты на приспособление со средством измерения. В качестве средства измерения в составе установки используются крешерные элементы и тензорезисторный датчик силы. Установка располагается в лаборатории, снабженной оборудованием для поддержания и контроля параметров окружающей среды, обслуживается одним оператором, не опасна в применении для окружающих.

Для тарирования из партии изготовленных сферических крешеров отбирается пять групп по десять штук в каждой, причем каждая группа подвергается испытаниям на определенную динамическую нагрузку. Таким образом, подвергая каждую группу на различные величины нагрузок

путем подъема шара на различные, строго одинаковой величины высоты, формируется массив статистических данных для составления таражной таблицы деформация/сила, которая описывается полиномом второй степени вида:

$$F(x) = Ax^2 + Bx + C \tag{1}$$

где х – величина деформации.

Полином, аппроксимирующий результаты тарирования на установке с падающим шаром, таким образом, имеет следующий вид:

$$72,228 \cdot x^2 + 181,71 \cdot x + 41,228 \tag{2}$$

Полином, аппроксимирующий результаты тарирования на «УДГ 10000» имеет следующий вид:

$$97,917 \cdot x^2 + 117,08 \cdot x + 88,341$$
 (3)

Для сравнения результатов, полученных на установке с падающим шаром и «УДГ 10000», необходимо привести их к общему виду. Для этого значения давления, полученные на УДГ, переводятся через площади поршней крешерных приборов в значение силы, воздействующей на поршень. Для крешерного прибора КП 8000 с площадью поршня 9,616 мм<sup>2</sup> полином принимает вид:

$$95,273 \cdot x^2 + 116,79 \cdot x + 85,492 \tag{4}$$

Имея с каждого из средств тарирования по полиному в одинаковых единицах измерения можно сравнить полученные результаты.

На рисунке 2 видно, что графики полиномов располагаются довольно близко друг от друга на интересующем отрезке значений деформаций крешерных элементов. Анализируя полученные данные, видно, что максимальная разница в значениях не превышает 1,4 %. (рис. 3).







Рисунок 3 – Сравнение полиномов, полученных на установках с падающим шаром и «УДГ 10000»

Проведены стрельбовые испытания партии сферических крешерных элементов из танковой пушки с использованием таражных таблиц, полученных на УДГ «10000». В качестве эталонного средства измерения применялись пьезоэлектрические датчики.

По результатам испытаний установлено, что среднее значение разницы максимального давления между показаниями датчиков давления и крешерными приборами на осколочно-фугасных выстрелах +1,99%, на бронебойно-подкалиберных выстрелах +2,72%.

## Выводы:

1. Разработан бесстрельбовый метод составления таражных таблиц для сферических крешерных элементов на установке с падающим шаром.

2. Для партии сферических крешеров рассчитаны варианты таражных таблиц с применением обоих установок.

3. Сравнение таражных таблиц полученных на установках с падающим шаром и «УДГ 10000» показывает расхождение значений в пределах 1,3%.

4. Сравнение результатов стрельбовых испытаний на танковой пушке показывает расхождение показаний пьезоэлектрических датчиков и сферических крешерных элементов не более 2,7%.

# ЛИТЕРАТУРА

1. Руденко В.Л., Замаруев В.М., Фалалеев В.И. Расчет длительности горения пороховых зарядов в сопловых установках высокого давления: химическая физика и мезоскопия. – Ижевск: ИПМ, 2006. Т.8. - №2. с. 248-256.

2. Руденко В.Л., Замаруев В.М. Экспериментальные исследования возможности моделирования кривых давления в установке динамического тарирования: тезисы докладов международной конференции «Пятые Окуневские чтения». – Санкт-Петербург: БГТУ, 2006 – с.168-169.

3. Руденко В.Л., Кочкарь Н.И., Абушкевич В.И. Измерение давления пороховых газов при выстреле: «Материалы научно-практической конференции «Наука – образование – производство», (Т1) Наука и производство: опыт и перспективы развития. – Нижний Тагил: НТИ (ф) УГТУ УПИ, 2004. с. 53-56.

# НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ

# ПАВЛОВЕЦ Г.Я., МЕЛЕШКО В.Ю., МИКАСКИН Д.А., ЧУЧАЛИН М.В.

Военная академия РВСН имени Петра Великого 109074, Москва, Китайгородский проезд, д.9 m./факс (495) 698-13-20, E-mail: <u>Pavlovets@stream.ru</u>

Баллистическая эффективность (БЭ) энергетических конденсированных систем (ЭКС) во многом определяется уровнем энергомассовых (удельный импульс и плотность), баллистических (скорость горения и ее зависимость от давления и температуры заряда ЭКС) и физикомеханических (предельная прочность и деформация) характеристик. Повышение БЭ может быть достигнуто путем:

формирования ЭКС с повышенным уровнем энергомассовых характеристик;

снижения различных видов потерь в энергосиловых установках с использованием ЭКС;

обеспечения оптимального уровня скорости горения и снижения её зависимости от давления и начальной температуры заряда ЭКС.

Повышение баллистической эффективности смесевых твёрдых топлив (СТТ) может быть обеспечено заменой перхлоратаммониевых окислителей на бесхлорные и неактивного связующего на активное горючеесвязующее (АГСВ) при соответствующем выборе способов обеспечения баллистических характеристик. При переходе на формирование СТТ на основе АГСВ и бесхлорных окислителей (БХО) проблемным является вопрос снижения показателя чувствительности скорости горения к давлению v с 0,8...0,85, характерного для данного класса топлив, до 0,2...0,4, что позволит повысить баллистическую эффективность применения СТТ по приращению дальности на 3...5%

Для высокометаллизированных твёрдых топлив (ВТТ) перспективным является замена магния на алюминий или бор, что обеспечивает повышение термодинамического удельного объёмного импульса топлива в 1,5...3 раза, но не решённым остаётся обеспечение требуемого уровня скорости горения.

Следует учитывать, что наименее изученным, а для ряда композиций на основе АГСВ и БХО недостаточно исследованным является влияние ультра – (менее 1 мкм) и нанодисперсных (менее 0,1 мкм) компонентов на закономерности горения ЭКС.

### Санкт - Петербург Всероссийская научно-техническая конференция

Установлено, что перспективы и возможности применения бесхлорных окислителей, активных связующих и металлических горючих в СТТ для повышения уровня баллистической эффективности определяются:

увеличением дисперсности и реакционной способности компонентов;

гомогенизацией модификаторов быстропротекающих процессов и увеличением времени их пребывания в зоне влияния на процесс горения;

изменением кинетики превращения основных компонентов в волне горения.

Расчётно-аналитическими методами показано, что повышение баллистической эффективности перспективных ЭКС для энергосиловых установок (ЭСУ) достигается путём:

повышения энергомассовых характеристик СТТ при их формировании на основе высокоплотных и высокоэнтальпийных бесхлорных окислителей и активных связующих, а ВТТ – заменой магния на более энергоёмкие алюминий или бор;

расширения пределов регулирования баллистических характеристик ЭКС, в том числе снижения зависимости скорости горения СТТ от давления и начальной температуры заряда и повышения скорости горения.

Показано, чю формирование ЭКС с повышенной баллистической эффективностью и расширенным пределом регулирования их основных характеристик до уровней, удовлетворяющих общим и специальным требованиям к перспективным образцам ЭСУ, может быть обеспечено путём применения модифицированных известных компонентов. Расчётно-аналитическими методами установлены достижимые уровни энергомассовых характеристик ЭКС на основе известных и синтезированных компонентов, использование которых позволяет теоретически обеспечивать повышение баллистической эффективности СТТ на 5...10 % и ВТТ – в 1,5...3 раза по сравнению с аналогами, однако для их реализации потребовалась разработка способов обеспечения оптимальных уровней баллистических характеристик топлив.

Экспериментальными исследованиями подтверждена правомерность и работоспособность предложенных направлений повышения баллистической эффективности ЭКС с учётом их функционального предназначения.

# О СВЯЗИ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ И БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СМЕСЕВЫХ СОСТАВОВ В УСЛОВИЯХ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

# РАШКОВСКИЙ С.А.<sup>1</sup>, МИЛЁХИН Ю.М.<sup>2</sup>, КЛЮЧНИКОВ А.Н.<sup>2</sup>, ФЕДОРЫЧЕВ А.В.<sup>2</sup>

 <sup>1</sup> Институт проблем механики РАН,119526. Москва. Просп. Вернадского. 101/1. т.(495)434-30-61. факс 8(499)739-95-31. Е-mail <u>rash@ipmnet.ru</u>
<sup>2</sup> Федеральный центр двойных технологий «Союз»,140090. Дзержинский ,ул. Академика Жукова, д.42

### Введение

Вопросам горения смесевых твердых топлив в напряженнодеформированном состоянии (НДС) посвящены многочисленные экспериментальные [1,2] и теоретические [3-6] исследования. К настоящему времени выявлены некоторые общие закономерности горения твердых топлив при действии статических механических растягивающих напряжений. В условиях одноосного растяжения и малых относительных деформаций ( $\varepsilon < 5...10$  %) имеет место, как правило, линейная зависимость скорости горения от величины относительной деформации:  $u(\varepsilon) = u_0(1+k_{\varepsilon}\varepsilon)$ , где  $u_0$  – скорость горения в отсутствии деформаций,  $k_{\varepsilon}$  - коэффициент, определяемый экспериментально. В области более высоких деформаций выявлена зависимость  $k_{\varepsilon}$  от давления p и установлено существование пороговой деформации  $\varepsilon^*$  и порогового давления  $p^* = f(\varepsilon)$ , превышение которых сопровождается усилением зависимости  $u(\varepsilon)$ .

В литературе рассматривается несколько возможных механизмов изменения скорости горения СТТ при действии растягивающих напряжений. В работе [5] с позиций термофлуктуационной молекулярнокинетической теории термостойкости и долговечности полимеров связывают это изменение с активизацией химических связей полимерной матрицы и возрастанием скорости ее термической деструкции.

Некоторые авторы связывают изменение скорости горения топлива при действии растягивающих напряжений с изменением условий теплообмена в конденсированной фазе волны горения за счет: i) возрастания относительного объема микропор [6]; ii) образования системы микротрещин [1,3,6] и вызываемого ими роста газопроницаемости приповерхностного слоя топлива [3] или увеличения площади поверхности горения [1]; iii) разрыва связей между связующим и частицами дисперсных компонентов [1-4].

В ряде случаев в качестве возможного механизма повышения скорости горения топлива при растяжении рассматривается изменение в процессе деформирования топлива взаимного расположения компонентов и уменьшение толщины прослойки связующего между частицами окислителя.

Очевидно, что с позиций молекулярно-кинетической теории термостойкости и долговечности полимеров невозможно объяснить существование зависимости  $k_{\varepsilon}(D_0)$  и пороговых эффектов. Образование микропор и микротрещин в связующем за счет разрыва молекулярных связей в полимере [3,4] также не способно объяснить зависимость  $k_{\varepsilon}(D_0)$ .

Принимая во внимание гетерогенную структуру смесевых твердых топлив и выявленную взаимосвязь  $k_{\varepsilon}$  с фракционным составом содержащихся в них частиц, изменение скорости горения под действием НДС следует рассматривать, в первую очередь, как результат разрыва связей между связующим и частицами дисперсных компонентов. В результате этого происходит образование дополнительной поверхности горения связующего и дисперсных компонентов, что приводит к увеличению скорости горения.

### Реологическая модель топлива

Смесевые топлива состоят из компонентов, имеющих существенно различные модули упругости. Обычно частицы дисперсных компонентов (окислителей, охладителей и др.) имеют модуль упругости, значительно превышающий модуль упругости связующего. По этой причине деформации, которым подвергается образец топлива, формируются, главным образом, в связующем, а дисперсные частицы приближенно могут рассматриваться как недеформируемые.

Деформация связующего, заполняющего пространство между практически недеформируемыми частицами, приводит к тому, что на границе контакта частица-связующее возникают высокие отрывающие (нормальные) и скалывающие (касательные) напряжения. При определенных условиях эти напряжения могут быть выше напряжений, характеризующих прочность адгезии связующего к частицам, что приведет к отслоению связующего от частиц (рис. 1).

Рассмотрим упрощенную реологическую модель дисперснонаполненного композита, учитывающую отслоение связующего от частиц при растяжении образца.

Простейшая схема такой модели показана на рис. 2. Подобная реологическая модель рассматривалась в работах [7-10].



Рисунок 1 – Изменение структуры смесевого топлива при растяжени.



Рисунок 2 – Простейшая механическая модель дисперсно-наполненного композита.

а – материал до растяжения или при малых растягивающих деформациях;
b – материал после растяжения до конечных деформаций.

Пружины в этой схеме моделируют упругие свойства композита, связанные с деформацией связующего. Каждая пружина характеризует некоторую часть связующего, связанную с частицами.

При малых деформациях, когда отслоение связующего от частиц отсутствует, все пружины (все слои связующего между частицами) участвуют в деформации материала и создании внутренних напряжений в материале. При определенных деформациях материала в целом, происходит отслоение связующего от частиц. В модели это означает разрыв соответствующей пружины. В реальном материале отслоение связующего от различных частиц происходит не одновременно, а при разных деформациях образца, как целого. Неодновременность разрыва адгезионных связей у разных частиц связана, а) со случайными свойствами самой адгезии; б) со случайным характером условий, в которых находятся разные частицы (это – следствие случайной структуры гетерогенного материала), в) с зависимостью поля напряжений в материале от размеров частиц для полидисперсных порошков ( $\sigma_a \sim D^{-0.5}$ , где D - диаметр частицы [7]).

Обозначим предельное усилие в пружине, при котором происходит ее разрыв, через  $\sigma_{cr} = \sigma_a$ .

После разрушения части пружин в процессе растяжения материала, приложенное к образцу усилие перераспределится между оставшимися рабочими пружинами.

Рассмотрим математическую формулировку этой задачи [12]. Обозначим  $N(\varepsilon_{\text{тпах}})$  - количество рабочих пружин, которые остались в материале после достижения в нем максимальной деформации  $\varepsilon_{\text{тпах}}$  в процессе растяжения. Отметим, что и реальный материал и рассматриваемая модель обладают гистерезисом: если растянуть материал до некоторой деформации  $\varepsilon_{\text{тпах}}$ , то в нем произойдет разрыв части связей. Если после этого разгрузить материал, то в процессе разгрузки число активных связей не изменится, но механические свойства материала при разгрузке будут отличаться от свойств первоначального материала. В результате кривая разгрузки будет отличаться от кривой растяжения. Если снова нагружать материал до деформаций  $\varepsilon \leq \varepsilon_{\text{тпах}}$ , то число активных связей в материале останется прежним  $N(\varepsilon_{\text{тпах}})$ , и материал будет вести себя так же, как и при разгрузке, т.е. кривая повторного растяжения и кривая разгрузки совпадут, но будут отличаться от кривой первоначального растяжения.

Допущения: 1 - каждая связь (пружина) работает в пределах упругости и подчиняется закону Гука; 2 - напряжение в материале равномерно распределяется между связями; 3 - все пружины имеют одинаковую де-

формацию, равную деформации образца в целом.

В результате, рассматриваемая механическая модель применительно к одноосным деформациям растяжения-сжатия описывается уравнением

$$\sigma = N(\varepsilon_{\max})E_{1}\varepsilon \tag{1}$$

где  $\sigma$  - макроскопическое напряжение в материале;  $\varepsilon$  - макроскопическая относительная деформация материала в целом;  $E_1$  - постоянная характеристика материала.

Рассмотрим метод расчета функции  $N(\varepsilon_{\text{max}})$ .

Будем считать, что напряжение, при котором разрушается каждая упругая связь  $\sigma_{cr}$ , является постоянной характеристикой этой связи; для разных связей величины  $\sigma_{cr}$  будут разными. Напряжение в одной связи  $\sigma_1 = E_1 \varepsilon$ .

Условие разрыва і -той связи имеет вид

$$E_1 \varepsilon_{\max} > \sigma_{cr_i} \tag{2}$$

или

$$\varepsilon_{\max} > \varepsilon_{cr_i}$$
 (3)

где

 $\varepsilon_{cr_i} > \sigma_{cr_i} / E_1 \tag{4}$ 

Если для всех связей в материале заданы напряжения разрыва  $\sigma_{cr_i}$ , расчет диаграммы  $\sigma(\varepsilon)$  для материала в целом не представляет труда. При растяжении число  $N(\varepsilon_{\text{max}})$  уменьшается, если  $\varepsilon_{\text{max}}$  увеличивается. При разгрузке  $N(\varepsilon_{\text{max}})$  остается постоянным и материал подчиняется закону Гука. В результате имеет место описанный выше гистерезис (см. рис. 3).

При заданном законе изменения деформаций в материале (рис. 3а) скачки напряжений в точках  $\varepsilon = \varepsilon_{cr_i}$  связаны с разрывом связей. Соответственно, при заданном законе изменения напряжений (рис. 3b) разрыв связей при  $\varepsilon = \varepsilon_{cr_i}$  приводит к скачку деформаций при фиксированном напряжении.



Рисунок 3 – Диаграмма растяжения-разгрузки для материала с небольшим количеством упругих связей при разных законах нагружения; а – деформация изменяется по заданному закону; b – растягивающая сила изменяется по заданному закону.

В реальном материале число эффективных связей по порядку величины совпадает с количеством частиц, которое всегда велико. Поэтому рассмотрим случай, когда начальное число связей  $N_0 = N(0) >> 1$ . В этом случае можно ввести функцию распределения связей по разрывающим

деформациям 
$$f(\varepsilon_{cr})$$
, удовлетворяющую условию  $\int_{0}^{\infty} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr} = 1$ .

Очевидно,

$$N(\varepsilon_{\max}) = N_0 \int_{\varepsilon_{\max}}^{\infty} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr}$$
(5)

Если процесс растяжения происходит монотонно (без разгрузки), то  $\varepsilon_{\text{max}} = \varepsilon$  и в соответствии с (1), (5) связь напряжения с деформацией имеет вид

$$\sigma(\varepsilon) = N(\varepsilon)E_1\varepsilon \tag{6}$$

или

$$\sigma(\varepsilon) = E\varepsilon \int_{\varepsilon}^{\infty} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr}$$
(7)

где  $E = E_1 N_0$ .

Для одномерной реологической модели расчет диаграммы растяжения может быть легко проведен непосредственно по формуле (7). Чтобы учесть пространственную структуру материала, необходимо проводить расчет по двумерной или даже трехмерной модели, учитывающей упругие связи между соседними частицами. Такой расчет может быть выполнен

численно. Для этого задается функция распределения прочности связей  $f(\varepsilon_{cr})$  и рассматривается растяжение образца с учетом разрыва слабых связей. Пример такого расчета для двумерной реологической модели смесевого топлива показан на рис. 4. В расчетах использовалось равномерное распределение  $f(\varepsilon_{cr})$  в диапазоне деформаций [0.1,2];  $N_0 = 10^6$ .



Рисунок 4 – Диаграмма растяжения для двумерной реологической модели смесевого топлива с равномерным распределением  $f(\varepsilon_{cr})$ .

На рис. 4 показаны также коэффициент Пуассона и число разорванных связей для разных деформаций. Линии  $\sigma_0$  и  $\mu_0$  соответствуют идеальному материалу, в котором не происходит разрыва связей между частицами и связующим.

## Обратная реологическая задача

Зависимость  $f(\varepsilon_{cr})$  можно восстановить по результатам испыта-

Ε

ний образца на растяжение, используя диаграмму  $\sigma(\varepsilon)$  (см. рис. 4).

В самом деле, как следует из (7)

$$= \left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon}\right)_{\varepsilon=0}$$
(8)

$$f(\varepsilon) = -E^{-1} \frac{d(\sigma(\varepsilon)/\varepsilon)}{d\varepsilon}$$
(9)

Модель (7) соответствует процессу растяжения образца, в котором контролируется деформация.

Если растяжение происходит при заданном законе изменения растягивающих усилий (напряжений), из соотношения (6) при фиксированном  $\sigma$  получим

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{\left(N/N_0\right)E} \tag{10}$$

где число оставшихся связей N определяется по формуле (5). Подставляя (10) в (5), получим

$$N/N_0 = \int_{\frac{\sigma}{(N/N_0)E}}^{\infty} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr}$$
(11)

Соотношения (10), (11) определяют зависимость  $\varepsilon(\sigma)$  для растяжения с контролируемым усилием.

Введем число частиц в единице объема топлива  $n(\varepsilon)$ , у которых в результате растяжения образца произошло отслоение связующего.

Очевидно,

$$n(\varepsilon) = \gamma n_0 \int_0^{\varepsilon} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr}$$
(12)

где  $n_0$  - общее число частиц в единице объема топлива;  $\gamma$  - коэффициент пропорциональности, учитывающий, что каждая связь соединяет две частицы, а отрыв всегда происходит только у одной из них.

С учетом соотношения (7) имеем

$$\sigma(\varepsilon) = E\varepsilon \left( 1 - \int_{0}^{\varepsilon} f(\varepsilon_{cr}) d\varepsilon_{cr} \right)$$
$$n(\varepsilon) = \gamma n_0 \left( 1 - \frac{\sigma(\varepsilon)}{E\varepsilon} \right)$$
(13)

Зависимость (13) легко обобщить на случай материалов с нелинейными связями:

$$n(\varepsilon) = \gamma n_0 \left( 1 - \frac{\sigma(\varepsilon)}{\sigma_0(\varepsilon)} \right) \tag{14}$$

где  $\sigma_0(\varepsilon)$  – идеальная диаграмма растяжения, соответствующая процессу растяжения без разрыва связей между связующим и частицами.

Чтобы проверить зависимость (14), были выполнены численные исследования двумерной реологической модели смесевого топлива для разных видов функций распределения  $f(\varepsilon_{cr})$ ; результаты представлены на рис. 5.

Рисунок 5 показывает, что обобщенное соотношение (14) удовле-170

творяет всем рассмотренным функциям распределения  $f(\varepsilon_{cr})$ .

### Модель горения топлива при растяжении

Определяющим параметром частиц в процессе горения топлива (как с отслоением, так и без отслоения) является их дисперсность. Будем считать этот параметр универсальным в том смысле, что его влияние на скорость горения одинаковое, независимо от того, что вызывает изменение дисперсности: изменение размеров исходных частиц или образование дополнительной поверхности горения при отслоении связующего от частиц.

Введем удельную поверхность горения частиц  $S_{yd}$  в единице объема топлива. Для одинаковых частиц, не имеющих отслоения связующего (плотность топлива и частиц для простоты считаются одинаковыми),  $S_{yd} = S_1 n_0$ , где  $S_1$  - поверхность горения одной частицы;  $n_0 \pi D^3/6 = \varphi$  - массовая доля частиц в топливе; D - диаметр частиц;  $S_1 = \pi D^2/6$ , т.к. средний диаметр сечения частицы поверхностью горения топлива составляет (2/3)<sup>1/2</sup> от диаметра частицы [11]. Таким образом,  $S_{yd} = \frac{\varphi}{D}$ 



Рисунок 5 – Расчет по двумерной реологической модели для разных функций распределения f( $\varepsilon_{cr}$ ): (а) функции распределения, (b) число разорванных связей в материале, (c) диаграммы растяжения. Одинаковые цифры на рисунках соответствуют одинаковым функциям распределения.

с

Зависимость *u*(*S*<sub>уд</sub>) устанавливается экспериментально при сжигании образцов без НДС. Для топлив с монодисперсным порошком ПХА эта зависимость – степенная [11]:

$$u(S_{\rm YZ}) = BS^{\omega}_{\rm YZ} \tag{15}$$

где B и  $\omega$  - параметры, зависящие от давления и начальной температуры топлива.

Поверхность горения частиц с отслоением можно приближенно считать равной поверхности самой частицы. Тогда удельная поверхность горения частиц для топлива в условиях НДС  $S_{yg} = (n_0 - n)\pi D^2/6 + n\pi D^2$ .

После простых преобразований, получим

$$S_{\rm yg} = \frac{\varphi}{D} \left( 1 + 5(n/n_0) \right) \tag{16}$$

где n - определяется соотношением (14).

#### Воспламенение частиц в трещинах

Соотношения (14)-(16) определяют зависимость скорости горения от деформации в случае мгновенного воспламенения частиц в трещинах, образующихся при отслоении связующего от частиц. В действительности, для воспламенения поверхности частиц в трещинах требуется определенное время, которое связано с прониканием продуктов сгорания в трещину, прогревом частиц и началом химических реакций.

Чтобы учесть задержку воспламенения поверхности частиц в образовавшихся при отслоении связующего трещинах, изменим соотношение

(16): 
$$S_{yg} = \frac{\varphi}{D} (1 + 5\chi(n/n_0))$$
, где  $\chi(p,\varepsilon)$  - коэффициент, учитывающий

задержку воспламенения поверхности частиц в трещинах и уменьшение длины трещины за счет перемещения поверхности горения топлива.

Окончательное соотношение, определяющее скорость горения смесевого топлива в условиях растягивающих деформаций имеет вид

$$u(p,\varepsilon) = u_0 \left( 1 + \gamma_0 \chi(p,\varepsilon) \left( 1 - \frac{\sigma(\varepsilon)}{\sigma_0(\varepsilon)} \right) \right)^{\omega}$$
(17)

. .

Анализ процесса, в котором конкурируют задержка воспламенения поверхности частицы в трещине и уменьшение длины трещины за счет перемещения поверхности горения топлива позволяет получить следующее выражение для коэффициента  $\chi(p, \varepsilon)$ :

Всероссийская научно-техническая конференция

$$\chi = \begin{cases} 1 - \frac{B_0 u \varphi^{a/3}}{D^{1+a} (p\varepsilon)^a}, \ \frac{B_0 u \varphi^{a/3}}{D^{1+a} (p\varepsilon)^a} \le 1\\ 0, \ \frac{B_0 u \varphi^{a/3}}{D^{1+a} (p\varepsilon)^a} > 1 \end{cases}$$
(18)

где a – числовая постоянная,  $B_0$  – постоянная характеристика топлива, зависящая от свойств топлива и температуры воспламенения частиц.

Модель горения (17), (18) позволяют сделать следующие выводы.

1. Существуют две пороговые деформации. Первая связана со ступенчатой природой процесса отрыва связующего от частиц и описывается множителем  $1 - \frac{\sigma(\varepsilon)}{\sigma_0(\varepsilon)}$  в выражении (17). Вторая пороговая деформация

 $\varepsilon_{cr}$ связана со ступенчатой природой функции  $\chi(p,\varepsilon)$  :

$$\varepsilon_{cr} = p^{-1} \left( \frac{B_0 u \varphi^{a/3}}{D^{1+a}} \right)^{1/a}$$
 (19)

2. Существует критическое давления  $p_{cr}$ , такое, что при  $p < p_{cr}$  скорость горения не зависит от деформаций образца:

$$p_{th} = \left(\frac{B_0 u_1 \varphi^{a/3}}{D^{1+a} \varepsilon^a}\right)^{\frac{1}{a-\nu}}$$
(20)

где  $u_1$ , v - постоянные в законе скорости горения. Этот порог также связан со ступенчатой зависимостью  $\chi(p, \varepsilon)$ .

3. Существует критический диаметр частиц  $D_{cr}$ , такой, что при  $D < D_{cr}$  скорость горения топлива нечувствительна к деформациям:

$$D_{cr} = \left(\frac{B_0 u_0(p) D_0^{\omega} \varphi^{a/3}}{(p\varepsilon)^a}\right)^{\frac{1}{1+a+\omega}}$$
(21)

где  $D_0$  - номинальный размер частиц,  $u_0$  - скорость горения топлива при номинальном размере частиц. Заметим, что этот вывод по сравнению с предыдущими носит ограниченный характер, т.к. он получен из анализа модели с монодисперсными частицами, однако он указывает на некоторую тенденцию: при уменьшении размеров частиц можно, добиться если не устранения, то существенного снижения чувствительности скорости горения к НДС.
# Экспериментальные данные по горению смесевых топлив в условиях НДС

Были проведены экспериментальные исследования горения смесевых топлив различного типа в условиях растягивающих деформаций. Образцы имели форму лопаток, горение происходило в установке постоянного объема, скорость горения измерялась с помощью СВЧ преобразователя. Образцы растягивались непосредственно перед сжиганием.

Результаты экспериментов приведены на рис. 6.

Эксперименты подтверждают выводы разработанной теории о существовании пороговой деформации и порогового давления. Обобщенные экспериментальные зависимости скорости горения от давления и величины растягивающих деформаций могут быть представлены в виде

$$u_{\varepsilon} = \begin{cases} u_0, \ p \le p^* \\ u_0[1 + k_{\varepsilon}\varepsilon(p - p^*)^{\gamma}], \ p > p^* \end{cases}$$

где  $p^* = A/(B + \varepsilon)$ ;  $k_{\varepsilon}$ ,  $\gamma$ , A, и B – экспериментальные константы ( $\gamma > 0$ ).

В экспериментах обнаружена взаимосвязь  $k_{\varepsilon}$  с фракционным составом топлива ( $k_{\varepsilon} \sim D_0$ ), уровнем скорости горения в ненагруженном состоянии ( $k_{\varepsilon} \sim 1/u_0$ ), содержанием компонентов отверждающей системы, типом используемого окислителя, уровнем физико-механических характеристик топлива, присутствием в топливе регуляторов скорости горения.

Теоретическая зависимость  $u(\varepsilon)$  (17), (18) позволяет объяснить все экспериментально наблюдаемые закономерности по горению смесевых топлив в условиях растягивающих деформаций.

Санкт - Петербург



Рисунок 6 – Зависимость скорости горения смесевого топлива от давления и деформации в условиях растягивающих деформаций Выводы

Предложена реологическая модель смесевого твердого топлива, учитывающая отслоения связующего от частиц дисперсных компонентов. Предложен метод экспериментального определения количества дефектов, возникающих в топливе при растяжении, основанный на анализе диаграммы растяжения материала. На основе предложенной реологической модели разработана математическая модель горения смесевого топлива в условиях растяжения, учитывающая отрыв связующего от частиц окислителей и образование дополнительной поверхности горения. Установлена корреляция между изменением скорости горения топлива при его растяжении и параметрами диаграммы растяжения топлива. Разработан метод, позволяющий предсказывать изменение скорости горения топлива при его

растяжении по форме диаграммы растяжения топлива. Изложенный подход носит корреляционный характер и имеет важное преимущество перед другими подходами: он легко реализуется на практике - это инженерная методика. В будущем предполагается обобщить предложенную модель на составы с полидисперсными порошками; такое обобщение представляется очевидным.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Boggs T.L., Zurn D.E., Derr R.L. The effects of strain on the burning rates of high energy solid propellants. 13<sup>th</sup> JANNAF combustion meeting, Monterey, California, September 1976.

2. Биллс К.В., Виганд Д.Х.. Связь механических свойств твердых топлив с разрушением зарядов ракетных двигателей. //Ракетная техника и космонавтика, № 9, 1963.

3. Либрович В.Б., Ярин А.Л. О влиянии механических напряжений на скорость горения смесевых твердых топлив.// Физика горения и взрыва. 1982. Т. 18, № 5. С. 58-63.

4. Langhenry M.T. The direct effects of strain on burning rates of composite solid propellants. AIAA Paper. № 84-1436.

5. Ковалев О.Б., Петров А.П., Фомин В.М. Горение смесевого твердого топлива в условиях статических механических растягивающих напряжений.//ФГВ.-1993, Т. 29, № 4. С.21-28.

6. Kohno M. A study of mechanical failure properties and their effects on combustion characteristics of AP composite propellants.- Tokyo: The Institute of Space and Astronautical Science.-Report № 598.-1981.-100 p.

7. Мошев В.В., Свистков А.Л. и др. Структурная механика формирования свойств гранулярных композитов, УрО. РАН, Екатеринбург, 1997.

8. Moshev V.V., Evlampieva S.E. Filler-reinforcement of elastomers viewed as a triboelastic phenomenon. Int. J. Solids and Structures, 2003, Vol. 40, p. 4549-4562.

9. Moshev V. V., Evlampieva S. E., Potentiality of the triboelastic approach for clarifying the filler reinforcement mechanism in elastomers, Int. J. Sol ids Struct., 2005, Vol. 42, 5129-5139.

10. Golotina L. A., Kozhevnikova I. L., Koshkina T. B. Investigation of the mechanical behavior of two-component granular composites in terms of structural models mechanics of composite materials, Mechanics of Composite Materials, 2007, Vol. 43, No. 2, P.127-132.

11. Гусаченко Л.К., Зарко В.Е., Зырянов В.Я., Бобрышев В.П.. Моделирование процессов горения твердых топлив. – Новосибирск: Наука, 1985.

12. Рашковский С. А., Милёхин Ю. М., Ключников А.Н., Федорычев А. В. Влияние растяжения смесевого топлива на его скорость горения // Физика горения и взрыва, 2009, Т.45, №6, С. 48-56.

# РАЗРАБОТКА БАЛЛИСТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ ДЛЯ ЛЕГКОЙ АЭРОМОБИЛЬНОЙ ГАУБИЦЫ Д–401БГ С УЧЕТОМ РЕЗУЛЬТАТОВ ОТРАБОТКИ ММЗ НА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ Д–400

### ШИПИЦЫН А.Г.

Открытое акционерное общество «Завод № 9» 620012, Екатеринбург, пл. Первой пятилетки т./ф. (343) 327-59-02, Е-mail Zavod9@r66.ru

### 1 Постановка задачи

Одним из основных путей повышения боевых характеристик и свойств артиллерийского вооружения является постоянное совершенствование всех элементов выстрела, в том числе метательных зарядов.

В настоящее время одним из перспективных направлений развития полевой артиллерии в нашей стране и за рубежом считается использование модульных метательных зарядов (ММЗ) в жестких сгорающих картузах (ЖСК). Несмотря на некоторые различия, большинство разрабатываемых типов модулей сходны по конструкции. Отечественные варианты ММЗ конструкций ФКП «ГосНИИХП» и ФГУП «НИИПМ» разработанные для отработки на баллистической установке Д-400 представлены на рис.1(a, б).



Рисунок 1 – Внешний вид единого переменного модульного метательного заряда разработки: a) ФКП «ГосНИИХП»; б) ФГУП «НИИПМ»

Задачей настоящей исследовательской работы являются выбор и разработка баллистического решения для легкого аэромобильного комплекса Д-401БГ с круговым обстрелом, отвечающего современным требованиям, предъявляемым новой структурой и обликом ВС РФ.

### 2 Результаты отработки ММЗ на баллистической установке Д-400

Полученные в ходе отработки указанных схем ММЗ в ЖСК результаты позволяют использовать баллистическое решение МАК «Коалиция-СВ» при выборе баллистического решения для легкого аэромобильного комплекса Д-401 с обеспечением требования по дальности стрельбы.

# 3 Разработка баллистического решения для легкой аэромобильной 152-мм гаубицы Д-401

3.1 Гаубица Д-401 является легким аэромобильным буксируемым артиллерийским комплексом с круговым обстрелом в гильзовом варианте Д-401/2А64 под баллистическое решение 152-мм гаубицы 2А64/2А65 и в безгильзовом варианте Д-401БГ под близкий баллистический аналог стандарта НАТО 155/L39 (5 модулей МАК «Коалиция-CB»).

3.2 Баллистическое проектирование легкой аэромобильной гаубицы Д-401БГ с баллистическим решением для выстрелов с 5-модульным ММЗ в ЖСК, разрабатываемых для МАК «Коалиция-СВ», проводится с учетом характеристик ММЗ, полученных экспериментально при их отработке на баллистической установке Д-400 на полигонах ОАО «Завод № 9» и в в/ч 33157.

Решение задачи внутренней баллистики проведено по методике отраслевого стандарта на ПЭВМ.

3.3 По результатам проведенных расчетов определена длина трубы гаубицы Д-401БГ (L<sub>тр</sub>=40,7 клб) для обеспечения требуемой дальности стрельбы для ММЗ в ЖСК разработки ФКП «ГосНИИХП».

Расчетные длина и свободный объем каморы гаубицы Д-401БГ приняты с учетом использования 5-модульного ММЗ.

3.4 Результаты расчета баллистического решения для гаубицы Д-401БГ с трубой  $L_{\rm тp}$ =40,7 клб для выстрелов с 5-модульным ММЗ в комплектации с разрабатываемым ОФС ЗОФ83 и штатным снарядом, ОФС ЗОФ45 (ЗОФ64), а также результаты расчета полученной при этом дальности стрельбы показывают, что требуемая для Д-401БГ дальность стрельбы обеспечивается.

При стрельбе штатным ОФС 3ОФ45 (3ОФ64) с 5-модульным ММЗ в ЖСК расчетная дальность стрельбы из Д-401БГ отличается от дальности стрельбы из гаубицы 2А64/2А65 на 1,2 %.

Применимость штатных снарядов для легкой аэромобильной гаубицы Д-401БГ обеспечивается без существенной потери по дальности стрельбы с возможным ограничением по количеству модулей.

3.5 Кривые давления пороховых газов P(L) и скорости снаряда V(L) при температуре 15°C для расчетов прочности и работоспособности гаубицы Д-401БГ представлены на рис. 2.



Рисунок 2 – Кривые давления пороховых газов P(L) и скорости снаряда V(L) при выстреле с 30Ф83 и штатным 30Ф45 (30Ф64).

Результаты расчета внутренней баллистики используются при проектировании изделия Д-401БГ для определения уровня нагрузок на детали и узлы при стрельбе разрабатываемыми выстрелами, а также при стрельбе выстрелами со штатными снарядами и ММЗ в ЖСК.

### 4 Выводы

1 Легкий аэромобильный комплекс Д-401БГ с круговым обстрелом может использовать баллистическое решение, разработанное на основании баллистического решения для МАК «Коалиция-СВ» с 5-модульным ММЗ в ЖСК. При разработке баллистического решения учтены результаты испытаний ММЗ на баллистической установке Д-400 на полигонах ОАО «Завод № 9» и в в/ч 33157.

2 Расчетная дальность стрельбы Д-401БГ для выстрела с ММЗ в ЖСК соответствует требуемой.

3 Гаубица Д-401БГ может использовать боеприпасы из номенклатуры МАК «Коалиция-CB» (с возможным ограничением по числу модулей).

4 Гаубица Д-401БГ может использовать все типы 152-мм снарядов орудий 2А64, 2А65, 2А33, Д-20, МЛ-20 (с ограничением по числу модулей).

#### АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ Α Р Акимов Г.А. Б Рашковский С.А. Белозеров В.А. С Бердников В.А. Садчиков Г.Д. B Смирнов И.Ю. Викторов В.А. Φ Г Федорычев А.В. Герасимов С.И. Χ Гуляев Д.Г. Хмельников Е.А. Д Ч Данилин Г.А. Чванов А.Е. Дубинина С.Ф. Чучалин М.В. 3 Ш Запольских А.В. Шакиров М.Р. И Шевелев Ю.Д. Ильина О.Н Шипицын А.Г. Илюшин М.А. К Каминский М.В. Каримов Н.Ш. Ключников А.Н. Козяр А.В. Комиссаренко А.И. Кочкарь Н.И. Кэрт Б.Э. Л Лень А.В. Μ Максимов Ф.А. Мелешко В.Ю. Мельник С.Н. Микаскин Д.А. Милёхин Ю.М. Михалев А.Н. Π Павловец Г.Я. Подласкин А.Б.

# СОДЕРЖАНИЕ

Развитие газодинамических исследований школой профессора И.П. Гинзбурга (к столетию со дня рождения). Акимов Г.А.

6

## СЕКЦИЯ 1. Внешняя баллистика

1.1. Алгоритмы и методы обработки цифрового сигнала в программном обеспечении радилокационных станций серии «Луч» для измерения траекторных параметров боеприпасов при стрельбовых испытаниях.

### Белозеров В.А., Шакиров М.Р., Чванов А.Е.

1.2. Проектирование и экспериментальная отработка ракетного комплекса для доставки приемно-регистрирующей и ретрансляционной аппаратуры. Бердников В.А., Викторов В.А., Гуляев Д.Г., Каминский М.В., Каримов Н.Ш., Мельник С.Н., Садчиков Г.Д., Смирнов И.Ю.

1.3. Подготовка по ветру при стрельбе метеорологической ракетой «мера».

### Комиссаренко А.И., Максимов Ф.А.

1.4. Улучшение аэродинамических характеристик цилиндров для повышения их дальности и точности.

### Кэрт Б.Э., Михалев А.Н.

1.5. Учет влияния асимметрии изготовления на динамику полета снаряда. Селезнева К.И.

1.6. К вопросу определения траекторных характеристик реактивных снарядов и снарядов с газогенераторами доплеровскими радиолокационными станциями. **Чванов А.Е., Белозеров В.А.** 

# СЕКЦИЯ 2. Аэродинамика и аэротермобаллистика

2.1. Течение около конуса с плоским срезом.

### Максимов Ф.А.

2.2.Влияние вязкости на асимметричное обтекание конуса. **Максимов Ф.А.** 

2.3. Решение задач аэродинамики на многопроцессорной машине. Максимов Ф.А., Шевелев Ю.Д.

2.4. Аэробаллистика тел ступенчатой формы по исследованиям на трассе. Михалев А.Н.

2.5. Исследования обтекания и аэродинамики ударных ядер на баллистической установке. Михалев А.Н., Подласкин А.Б.

## СЕКЦИЯ 3. Внутренняя баллистика

3.1. Инициирование светочувствительного пиротехнического состава на основе комплексного перхлората ртути (II). **Герасимов С.И., Лень А.В.** 

3.2. Исследование влияния допусков размерных характеристик патрона на внутрибаллистические характеристики выстрела.

### Данилин Г.А., Ильина О.Н

3.3. Экспериментальное исследование влияния технологических отклонений размернов патрона на баллистические параметры выстрела. Данилин Г.А., Ильина О.Н

3.4. Расчет на прочность элементов корпуса боеприпаса при выстреле. Дубинина С.Ф., Хмельников Е.А.

3.5. Динамическое тарирование сферических крешерных элементов. Запольских А.В., Козяр А.В., Кочкарь Н.И.

3.6. Направления повышения баллистической эффективности энергетических конденсированных систем.

Павловец Г.Я., Мелешко В.Ю., Микаскин Д.А., Чучалин М.В.

3.7. О связи физико-механических и баллистических характеристик смесевых составов в условиях напряженно-деформированного состояния. Рашковский С.А., Милёхин Ю.М., Ключников А.Н., Федорычев А.В.

3.8. Разработка баллистического решения для легкой аэромобильной гаубицы Д–401БГ с учетом результатов отработки ММЗ на баллистической установке Д–400. Шипицын А.Г.

Оригинал-макет оформлен при техническом содействии Учебно-научно-производственного центра компьютерных технологий (ООО «УНПЦ КОМТЕХ), 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1. Е-mail: Kert@mail.ru Компьютерное форматирование и верстка Е.В. Петрова

Подписано в печать 18.06.2011. Формат 60х84/16. Бумага документная. Печать трафаретная. Усл. печ. л.11,5. Тираж 120 экз. Заказ № . Балтийский государственный технический университет. 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1.