

Министерство образования и науки РФ
Российская академия ракетных и артиллерийских наук
Национальный комитет по тепломассообмену РАН
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Секция «Боеприпасы и спецхимия» НТС ГК «Ростехнологии»
ФГУП «ГНПП «Сплав»
ФГУП «ФНПЦ «Прибор»
Испытательный полигон «Ржевка» ВМФ МО РФ

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

III Всероссийская
научно-техническая конференция
Санкт-Петербург, 2 июля – 6 июля 2012

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
В двух томах
Том I

Санкт-Петербург
2012

УДК 531.5+623.5

Ф94

Ф94 **Фундаментальные** основы баллистического проектирования: III Всероссийская научно-техническая конференция. Санкт-Петербург, 2 июля – 6 июля 2012 г.: Сборник материалов. В 2 т. Т.1 / Под ред. Б.Э. Кэрта; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2012. – 206 с.
ISBN 978-5-85546-700-0

Публикуются материалы докладов, представленных на Третью Всероссийскую научно-техническую конференцию «Фундаментальные основы баллистического проектирования» (г. Санкт-Петербург, 2 июля – 6 июля 2012г.). 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 иницирующих систем, компьютерные технологии и средства проектирования, технологии производства, хранения и утилизации.

УДК 531.5+623.5

Публикуется в авторской редакции.

ISBN 978-5-85546-700-0

© БГТУ, 2012
© ООО «УНПЦ Комтех», 2012
© Авторы, 2012

Традиционные участники конференции

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова; Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана; Тульский государственный университет; 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; Российский федеральный ядерный центр – ВНИИ технической физики; НИИ механики ННГУ; НИИ прикладной математики и механики при Томском госуниверситете; ЗАО «Специальное конструкторское бюро»; ОАО ФНПЦ «Научно-исследовательский институт прикладной химии»; ОАО «ЦНИИ «Буревестник»; ОАО «ЦНИИ специального машиностроения»; ФГУП «Государственное научно - производственное предприятие «СПЛАВ»; ФГУП ГНЦ РФ «ЦНИИ имени академика А.Н.Крылова; ФГУП «КБ Машиностроения»; ОАО «КБ Приборостроения»; ФГУП "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, А.А. Берлин, В.М.Буренок, А.В. Вагин, Н.М. Вареных, В.И. Волчихин, В.С. Вишневецкий, Г.А. Денежкин, К.С. Дубов, С.В. Еремин, А.В. Забродин, Ю.В. Загашвили, Г.И. Закаменных, В.В. Зеленцов, В.М. Кашин, В.Е.Костюков, Ю.А. Круглов, В.М. Крылов, А.И. Леонтьев, А.М. Липанов, Л.Н. Лысенко, Н.А. Макаровец, Ю.М. Милехин, Ю.М. Михайлов, Г.М. Муратшин, Ю.И. Набоков, Ю.М. Окунев, В.В. Панов, 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, М.К. Сапего, В.В. Селиванов, М.В. Сильников, И.М. Смирнов, В.С. Соловьев, И.В. Степаничев, В.В. Степанов, О.А. Толпегин, Ю.И. Файков, Ю.В. Фролов, А.С.Холодов, Г.Г. Черный, Б.Н. Четверушкин, О.Т. Чижевский, А.Н. Чуков, А.С. Шалыгин, А.Г. Шипунов

Сопредседатели конференции

В.В. Бобрус

К.М. Иванов

Б.Э. Кэрт

Н.А. Макаровец

О.Т. Чижевский

Программный комитет конференции

О.Г. Агошков, А.В. Алиев, И.Г. Ассовский, А.В. Белов,
В.А. Бородавкин, Ваулин С.Д., Ю.А. Виноградов, 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,
Ф.А. Максимов, 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

Кэрт Борис Эвальдович (председатель), Знаменский Евгений
Александрович (*ученый секретарь*), Петрова Елена Владиславовна
(*секретарь*), М.Я. Водопьянов, Ю.В. Генкин, Ю.А. Виноградов,
И.В. Князева, И.С. Максимов, Ф.А. Максимов, Е.А. Хмельников

Спонсоры конференции

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова;
 ЗАО «НПО «СОПОТ»
ОАО «Конструкторское бюро приборостроения»;
ОАО «ФНПЦ НИИ Прикладной Химии»;
 ОАО ЛМЗ им. К.Либкнехта;
 ОАО «НИИИ»;
ОАО «НИИ Точной механики»;
 ОАО «НПП «Старт»;
 ООО «УНПЦ Комтех»
 ФГУП «ГНПП «Сплав»;
 ФГУП «ФНПЦ «Прибор»;
ФГУП ГНЦ РФ «ЦНИИ имени академика А.Н.Крылова»;
 ФГУП «КБ «Арсенал»;
ФГУП «Конструкторское бюро машиностроения»;
 ФГУП «РФЯЦ –ВНИИЭФ»;
 ФГУП «ФЦДТ «Союз»
 ФКП «НИИ «Геодезия»;
 ФКП НТИИМ;
 Фонд «ВОЕНМЕХ»

Попечительский Совет конференции

К.М. Иванов, ректор БГТУ «Военмех»; **Г.Н. Куприн**, ген. директор ЗАО «НПО «СОПОТ»; **И.В. Степаничев**, ген. директор ОАО «КБ Приборостроения»; **Н.М. Вареных**, ген. директор ОАО ФНПЦ «Научно-исследовательский институт прикладной химии»; **Ю.А. Набоков**, временный генеральный директор ОАО ЛМЗ им. К.Либкнехта; **И.М. Смирнов**, ген. директор ОАО «НИИИ»; **К.С. Дубов**, ген. директор ОАО «НИИ Точной механики»; **Г.М. Муратшин**, ген. директор ОАО НПП «Старт»; **Н.А. Макаровец**, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «ГНПП «Сплав»; **О.Т. Чижевский**, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «ФНПЦ «Прибор»; **В.М. Пашин**, научный руководитель-первый заместитель ген. директора ФГУП ГНЦ РФ «ЦНИИ имени академика А.Н.Крылова; Сапего М.К., генеральный директор - генеральный конструктор ФГУП «КБ «Арсенал»; **В.М. Кашин**, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «КБМ»; **В.Е. Костюков**, директор ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ»; **Ю.М. Милехин**, ген. директор ФГУП «ФЦДТ «Союз»; **А.В. Вагин**, ген. директор ФКП «НИИ «Геодезия»; **В.Л. Руденко**, ген. директор ФКП НТИИМ; **Б.Э. Кэрт**, ген. директор ООО «УНПЦ Комтех»; **Е.Н. Никулин**, президент Санкт-Петербургского фонда поддержки образования, науки и техники «ВОЕНМЕХ»;

*Посвящается 80-летию
со дня образования
БГТУ «ВОЕНМЕХ»*

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 и вторая конференции были проведены в 2008 г. и 2010 г. в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф.Устинова на базе Института систем вооружений кафедрой ЕЗ «Средства поражения и боеприпасы» при поддержке традиционных и ряда новых участников. Конференция проводится под эгидой Министерства науки и образования РФ, Российской академии наук (Национальный комитет по тепломассообмену РАН), Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Было издано 7 томов 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.

Третья конференция посвящена восьмидесятилетию со дня основания «Военмеха» и кафедры «Средства поражения и боеприпасы».

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

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

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 1

Внешняя баллистика



О ПРИМЕНЕНИИ НА СНАРЯДНЫХ КОМПОНОВКАХ ПЕРЕДОВЫХ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ

С.А.ИСАЕВ, Б.Э. КЭРТ, А.Н.МИХАЛЕВ,

ГУГА, БГТУ «Военмех», ФТИ им.А.Ф.Иоффе, С-Пб, 194021,

Политехническая 26, E-mail: Mikhalev@mail.ioffe.ru

Аннотация. Практика газодинамических исследований обнаружила интерес к приложению методов управления ГЧ к снарядам. Методы переднего отрывного, щиткового, струйного управления оказались эффективно переносимы на обеспечение окончного наведения снарядов, потенциал которых тем самым может быть повышен. Разбор части таких приемов – в докладе.

Практика работы на баллистической трассе по изучению и отработке методов управления ГЧ открыла возможности переноса отработанных методик на совершенствование управления снарядами компоновками [1,2,3]. Рассмотрение литературы показало возможность использования приемов управления обычными артснарядами для достижения опций аналогичных боеприпасов на Западе [4].

1.Понимая все различие конструкций ГЧ и снарядов артиллерии, мы предлагаем к использованию отработанный прием головного управления ГЧ к управлению снарядами в целях обеспечения их устойчивости и точности. Добавим, что увеличение боезаряда вдвое лишь в 2 раза повышает эффективность снаряда, в то время как увеличение точности вдвое по оценкам повышает его эффективность в 4 раза [4].

Рассмотрим принципы головного отрывного управления сопротивлением и устойчивостью снаряда. На примере снарядов малого, среднего калибра покажем пути и возможности придания им самостабилизирующих свойств на траектории, что повысит их устойчивость и также управляемость. Мы оставляем в стороне вопросы электроники наведения, а также вопросы ее экономичности, а сосредоточимся на аэродинамическом исполнительном элементе, способном повысить а/д потенциал и управляемость на траектории рассматриваемых боеприпасов.

Высокая аэродинамика компоновки ГЧ с индуцированным отрывом, ее рекордные качества по устойчивости, качеству и низкому сопротивлению позволили взять такую форму за основу новой гранаты (снаряда) малого калибра $\varnothing 40$ - 60мм. Предполагалось учесть некоторые особенности траектории данных боеприпасов. Имеется в виду практический участок их оконечной траектории.

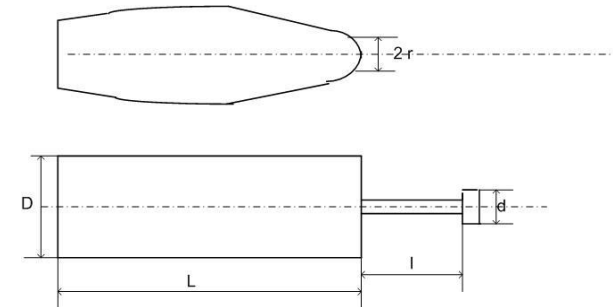


Рис.1 Схема преобразования снарядной оболочки в штыревой снаряд с передним отрывом.

Предполагается что в показанной компоновке при сохранении аэродинамического сопротивления C_x удастся получить существенный выигрыш полезного объема, а также повысить производную устойчивости $dC_m/d\alpha$ снаряда, сдвинуть центр давления в корму. На типовых формах ГЧ нами была доказана возможность оптимальности головной стабилизации по сопротивлению и устойчивости до $\alpha \sim 16^\circ$. При более высоких углах атаки происходит смена устойчивого тороидального вихря в передней каверне на неустойчивый подковообразный вихрь (диапазон углов резкого роста сопротивления зависит от топологии выноса диска и числа M). Учитывая расчетные артиллерийские углы нутации наших снарядов ($\sim 10^\circ$) этот недостаток им не угрожает.

2. Численный расчет обтекания ступенчатых форм получил толчок к развитию в 2007 – 2010 гг. Вместе с отработанной многоблочной сеточной структурой успеху расчета – профилей плотности в передней отрывной зоне – способствовало применение передовой модели турбулентности Ментера [6,7]. Прошлый первый опыт расчета такой срывной зоны (1985) получил позитивное развитие в многоблочном сеточном подходе решения уравнений Рейнольдса с привлечением современной модели замыкания (турбулентности). Численная процедура в свою очередь обрела верификацию на сравнении с полями плотности в штыревой зоне нашего объекта в [6,7,8], где приведены данные расчета в сравнении с опытом.

Показываем модельную схему преобразования гранатной (снарядной) формы в компоновку с передним дисковым насадком

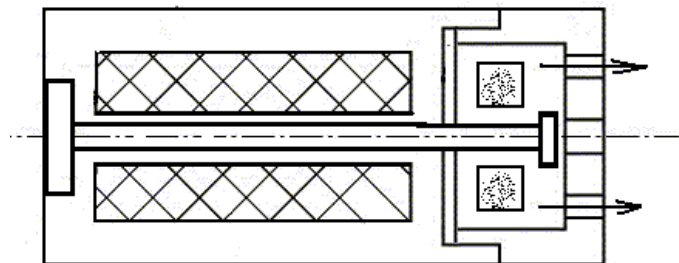


Рис.2. Типовая технологическая схема дозвуковой гранаты ($V=270\text{м/с}$) - цилиндра малого калибра, или снаряда ($V=1000\text{м/с}$), у которого соответствующий диск меньшего диаметра выносится на штоке за счет давления в камере сгорания

Расчет баллистической траектории соответствующей новой формы может производиться по методике [5]. Приближенные соответствующие нашим модификациям для ступенчатого тела коэффициент C_x и центр давления можно найти в книге [3].

3. Возможны и иные технические схемы использования, например щиткового управления, или струйного управления на боеприпасе среднего калибра. Для этого снаряд должен не вращаться и быть стабилизирован хвостовиком. Методическая база такого управления, наработанная на трассе, имеется. Совместное экспериментальное и численное исследование новых управляемых артиллерийских оболочек способно решить задачу повышения точности боеприпасов при сохранении приемлемой их стоимости. Это относится к моделированию отрывного турбулентного обтекания компоновок. Располагаемые опытные данные, как по полю обтекания, так и по силовым АДХ на трассе, позволяют верифицировать новые численные процедуры, как показал опыт публикаций. Работы [6,7,8] показали перспективность исследований в данном ключе.

Предложен выдвигной передний дисковый насадок для оптимизации сопротивления и устойчивости (гранаты/снаряда, дозвук/сверхзвук). Указана принципиальная важность как стабилизации, так и управления снарядами различного профиля по требованиям максимума управляющего эффекта при минимуме затрат, как на исполнительные элементы, так и на датчиковую электронику. Добавим, что на дозвуковой гранате плюс к переднему штырю потребуется определенная стабилизирующая закрутка, чтобы сделать ее устойчивой. Вместе с тем повышенная точность, сообщаемая снарядам, существенно

повысит их тактические свойства в силу их эффективности.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Зубков А.И., Прудников А.Г., Третьяков П.К.* Направления усовершенствования артиллерийских боеприпасов /Школа ЦАГИ «Модели и методы механики».2009. Евпатория. С.99-100.
2. *Исаев С.А., Баранов П.А., Садовников Г.С. и др.* Численное и физическое моделирование сверхзвукового турбулентного осесимметричного обтекания цилиндра с соосными дисками / Школа ЦАГИ. «Модели и методы механики» Евпатория. 2009. С.154-156.
3. *Любимов А.Н., Тюмнев Н.М., Хут Г.И.* Методы исследований течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел. Москва. «Наука».1995. 397С.
4. *Дудка В.Д., Чуков А.Н., Шмараков Л.Н.* Высоко-точное оружие различного целевого назначения. Тула. Изд. ТулГУ. 2002.
5. *Кэрт Б.Э., Селезнева К.И.* Моделирование технического рассеивания расчетом пространственного движения снаряда / Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы.- 2010 г., вып. 3, стр.22 -25.
6. *Исаев С.А., Митин А.Ю., Михалев А.Н. и др.* Моделирование сверхзвукового турбулентного обтекания цилиндра с выступающим диском /IV Уткинские чтения. 2009. «Военмех» С.154-156.
7. *Исаев С.А., Липницкий Ю.М., Михалев А.Н. и др.* Моделирование отрывного турбулентного обтекания цилиндра с соосными дисками //Инжен-физический журн. 2011. Т.84.№4.С.764-776.
8. *Исаев С.А., Михалев А.Н., Моисеев М.Г., Подласкин А.Б.* Инженерная отработка моделей ГЧ и снарядов в баллистическом эксперименте и численном расчете /VII Окуневские чтения. «Военмех».2011. С.187-188.

1.

ВЛИЯНИЕ СИЛ МАГНУСА НА ДИНАМИКУ ПОЛЕТА Артиллерийского снаряда

В.И. МОРОЗОВ, Т.С. ДОЛГОВА, С.И. АКУЛИНИН

Открытое акционерное общество

«Конструкторское бюро приборостроения»

300001, Тула, ул. Щегловская засека, 59,

т. (4872) 41-00-68, факс: (4872) 42-61-39; 46-98-61,

E-mail: kbkedr@tula.net

В работе исследуются колебания вращающегося по крену оперенного артиллерийского снаряда, обусловленные эффектом Магнуса. Предлагается способ уменьшения влияния эффекта Магнуса на управляемом участке полета.

Анализ стрельбовых испытаний управляемых артиллерийских снарядов выявил наличие круговых колебаний, направление которых противоположно направлению вращения снаряда по крену. Наличие указанных колебаний проявляется в спектрах углов тангажа и рыскания, измеренных в связанной со снарядом вращающейся по крену системе координат. Эти спектры содержат составляющие не только на частоте вращения снаряда по крену, но и составляющие на частотах, равных сумме и разности частоты вращения по крену и собственной частоты снаряда, причем составляющая на частоте, равной сумме частоты вращения и собственной частоты снаряда, превышает составляющую на частоте, равной разности частоты вращения снаряда по крену и собственной частоты снаряда. Пример такого спектра приведен на рис. 1.

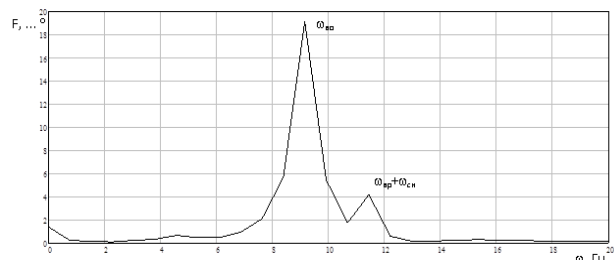


Рис. 1. Спектр сигнала, определяющего положение оси снаряда в связанной со снарядом вращающейся по крену системе координат

Возникновение круговых колебаний может быть объяснено эффектом, аналогичным эффекту Магнуса, возникающему при обтекании потоком вращающегося цилиндра: если вращающийся бесконечно длинный цилиндр обтекается безвихревым потоком, направленным

перпендикулярно его образующей, то вследствие вязкости жидкости возникает пограничный слой, величина которого определяется по формуле: $\delta \approx \frac{r}{\sqrt{\text{Re}}}$, где Re – число Рейнольдса; r – радиус цилиндра.

Давление со стороны, где скорости потока и вращения цилиндра совпадают, уменьшается, а со стороны, где они противоположны, – увеличивается, при этом появляется поперечная сила, направленная в сторону уменьшения давления (увеличения скорости потока).

Согласно результатам испытаний, сила Магнуса оперенного снаряда направлена в сторону, противоположную силе Магнуса, действующей на бесконечно длинный вращающийся цилиндр, т. е. направлена в сторону уменьшения скорости потока, (в противном случае круговые колебания снаряда в полете имели бы обратное направление).

Момент и сила Магнуса определяются в соответствии с зависимостями:

$$M_{\text{Магн}} = k_{\text{ММагн}} \frac{\rho V \omega_x \alpha L d^3}{\sqrt{\text{Re}}}; \quad F_{\text{Магн}} = k_{\text{FМагн}} \frac{\rho V \omega_x \alpha L d^2}{\sqrt{\text{Re}}};$$

где $k_{\text{ММагн}}$, $k_{\text{FМагн}}$ – коэффициенты момента и силы Магнуса; ρ – плотность воздуха; V – скорость снаряда; ω_x – угловая скорость вращения снаряда по крену; α – угол атаки; $\text{Re} = \frac{VL}{\nu}$ – число Рейнольдса; d –

калибр снаряда; ν – кинематическая вязкость воздуха, определяемая в соответствии с зависимостью: $\nu = \mu / \rho$; μ – динамическая вязкость воздуха; L – длина снаряда.

Производные момента и силы Магнуса по углу атаки равны:

$$a_{2\text{Магн}} = \frac{M_{\text{Магн}}}{qSL\alpha} = K_{\text{ММагн}} \frac{\omega_x \sqrt{\nu}}{\nu^{3/2}};$$

$$a_{4\text{Магн}} = \frac{F_{\text{Магн}}}{qSL\alpha} = K_{\text{FМагн}} \frac{\omega_x \sqrt{\nu}}{\nu^{3/2}};$$

где q – скоростной напор, S – площадь Миделя снаряда. Динамическая вязкость воздуха определяется в соответствии с зависимостью:

$$\mu(y) = \mu_0 \frac{T_0 + C}{T(y) + C} \cdot \left(\frac{T(y)}{T_0} \right)^{3/2}; \quad \text{где } \mu_0 \text{ – контрольная вязкость при}$$

контрольной температуре воздуха T_0 ; $\mu_0 = 18.27$ мкПа с; $T_0 = 291.15$ К; C – постоянная Сазерленда, равная для воздуха 120 К, y – высота снаряда над уровнем моря.

Приведенные зависимости позволяют определить коэффициент Магнуса k в соответствии с зависимостью:

$k = k_0(1 + 0.000048y) \frac{\omega_x}{V^{3/2}}$, где k_0 – апостериорно определенный по результатам стрельбовых испытаний коэффициент

Эффект Магнуса приводит к возникновению перекрестных связей: $\alpha^* = \alpha + k\beta$; $\beta^* = \beta - k\alpha$; где α, β – углы атаки и скольжения без учета эффекта Магнуса; α^*, β^* – углы атаки и скольжения с учетом эффекта Магнуса.

Коэффициент $k > 0$, что соответствует колебаниям снаряда в направлении, противоположном направлению вращения снаряда по крену, и соответствует направлению колебаний снаряда под действием силы Магнуса для оперенных снарядов.

Линеаризованные уравнения движения снаряда в земной системе координат при этом определяются в соответствии с зависимостями:

$$\begin{aligned}\ddot{\theta} + a_1 \dot{\theta} + a_2(\alpha + k\beta) &= a_3 \delta_\theta; \\ \ddot{\psi} + a_1 \dot{\psi} + a_2(\beta - k\alpha) &= a_3 \delta_\psi; \\ \dot{\theta} &= a_4(\alpha + k\beta); \\ \dot{\psi} &= a_4(\beta - k\alpha); \\ \theta &= \vartheta - \alpha; \\ \varphi &= \psi - \beta,\end{aligned}$$

где $\delta_\theta, \delta_\psi$ углы отклонения рулей; a_1, a_2, a_3, a_4 – аэродинамические коэффициенты, $\vartheta, \psi, \theta, \varphi$ – углы наклона и поворота оси и вектора скорости снаряда.

Коэффициент k в уравнениях сил и моментов имеет одинаковое значение, в противном случае возникал бы снос снаряда в горизонтальной плоскости, что при стрельбовых испытаниях не наблюдается.

В соответствии с приведенными уравнениями передаточная функция снаряда, связывающая комплексные координаты $\bar{\delta} = \delta_\theta + j\delta_\psi$ и $\bar{\alpha} = \alpha + j\beta$, имеет вид:

$$W_{\bar{\alpha}}(j\omega) = \frac{K_{CH} \tau_{CH}}{j\omega(T_{CH}^2(j\omega)^2 + 2\xi_{CH} T_{CH} j\omega + 1)}, \quad \text{где } K_{CH} = \frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4};$$

$$T_{CH} = \frac{1}{\sqrt{(1-jk)(a_2 + a_1 a_4)}}; \quad \xi_{CH} = \frac{a_1 + a_4(1-jk)}{2\sqrt{(1-jk)(a_2 + a_1 a_4)}};$$

$K_{CH}, T_{CH}, \tau_{CH}, \xi_{CH}$ – коэффициент передачи, постоянные времени и

коэффициент собственного демпфирования планера. Критическое значение k , равное $k_{кр} \approx 2\xi$, где $\xi = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}$, определяет

устойчивость планера. Отсутствие устойчивости, обусловленное перекрестными связями, проявляется в виде расходящихся спиралевидных колебаний снаряда в направлении против вращения снаряда по крену.

С увеличением высоты над уровнем моря уменьшается коэффициент собственного демпфирования планера ξ и увеличивается коэффициент k , соответственно уменьшается запас устойчивости к возникновению колебаний.

Введение в контур управления сигналов угловой скорости оси снаряда, измеренных датчиками угловых скоростей (ДУС), позволяет искусственно увеличить коэффициент демпфирования снаряда:

$$\xi_{\text{экв}} = \frac{\left(2\xi_{\text{сн}} T_{\text{сн}} + K_{\text{сн}} K_{\text{рп}} K_{\delta} \tau_{\text{сн}}\right) \sqrt{1 + K_{\text{сн}} K_{\text{рп}} K_{\delta}}}{2T_{\text{сн}}},$$

где $K_{\text{рп}}$, K_{δ} – коэффициенты рулевого привода и обратной связи по угловой скорости оси снаряда.

Таким образом, стрельбовые испытания артиллерийских снарядов позволяют выявить наличие силы Магнуса, приводящей к возникновению круговых колебаний относительно центра масс в сторону, противоположную направлению вращения снаряда по крену. Охват снаряда обратной связью по угловой скорости, измеренной ДУС, позволяет уменьшить влияние силы и момента Магнуса на управляемом участке полета снаряда.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика, М.: Машиностроение, 1991, с. 72 – 73.
2. Алешкевич В.А., Деденко Л.Г., Караваев В.А. Механика сплошных сред. Лекции, издательство Физического факультете МГУ, 1998.

ОЦЕНКА ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ В ЦЕНТРЕ МАСС НЕУПРАВЛЯЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

А.П. ШАНИН, Б.В. СУМИН

*ФГУП «Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский
научно-исследовательский институт технической физики*

им. академика Е.И. Забабахина»

456770, Снежинск, ул.Васильева д.13, а/я 245, тел. (35146)55183,

kb2@vniitf.ru

Рассматривается задача оценки линейного ускорения в центре масс неуправляемого летательного аппарата с использованием экспериментальных данных, полученных при проведении испытаний. В качестве измерителей рассматриваются малогабаритные микроэлектромеханические системы (МЭМС): триады акселерометров и триада гироскопов.

Приведены результаты оценок влияния взаимного расположения и различного числа триад МЭМС на точность оценки составляющих линейного ускорения в центре масс неуправляемого летательного аппарата.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 2

Аэродинамика и аэротермобаллистика



СКОРОСТНАЯ ФУНКЦИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ ВОЛНЫ И ЕЕ АНАЛИЗ ДЛЯ ВОЛН УПЛОТНЕНИЯ

Л.П. АРХИПОВА

Санкт-Петербургский Государственный Университет
198504 Санкт-Петербург, Старый Петергоф, Университетский пр., д 2,
т. (812) 428-42-16 факс. (812) 428-69-446, E-mail arkhilubochka@bk.ru

Данное исследование проводится в рамках работы по изучению свойств нестационарных одномерных волн и процессов их взаимодействия между собой и с твердыми поверхностями.

К нестационарным одномерным волнам относятся прямая ударная волна и простые волны сжатия и разрежения Римана.

Интенсивностью волны называют отношение статического давления за волной к давлению перед фронтом волны $J = P_w / P_0$. Для ударных волн и волн сжатия Римана интенсивность волны $1 < J < \infty$, а для волн разрежения Римана $0 < J < 1$.

Для ударной волны выражение для скоростной функции интенсивности волны находится из условий динамической совместности на нестационарном разрыве и имеет вид $\Phi_D(J) = \frac{1-\varepsilon}{\sqrt{1+\varepsilon}} \frac{J-1}{\sqrt{J+\varepsilon}}$, где

$\varepsilon = \frac{\gamma-1}{\gamma+1}$, γ – показатель адиабаты газа. А для волн Римана форму

записи скоростной функции волны определяют инварианты Римана и условие изоэнтропности, и выражается следующим образом:

$\Phi_R(J) = \frac{1-\varepsilon}{\varepsilon} (J^{1/k} - 1)$. Для волн сжатия и разрежения Римана

скоростные функции имеют один и тот же вид.

Благодаря использованию скоростной функции интенсивности волны удалось получить универсальное решение задачи о нахождении скорости за волной, бегущей по потоку с заданными параметрами. Полученное универсальное решение не зависит от типа рассматриваемой волны. Кроме того, с помощью безразмерной скоростной функции интенсивности волны найдено универсальное решение задачи об отражении нестационарной волны от твердой стенки относительно интенсивности отраженной волны. Полученное решение также является одним и тем же для любого из рассматриваемых типов волн, а именно, для ударной волны и центрированных волн разрежения и сжатия Римана.

Физический смысл безразмерной скоростной функции заключается в том, что она является основной частью скачка скорости на волне,

бегущей по исходному потоку с известными газодинамическими параметрами.

В рамках исследования поведения скоростной функции интенсивности волны проведен анализ данных функций для волн уплотнения, к которым относятся ударная волна и волна сжатия Римана. В ходе исследования выяснили, что в общем случае совпадают первые и вторые производные от скоростных функций для волн уплотнения. Третьи производные совпадают для газов с показателем адиабаты $\gamma=5/3$. Такое соотношение производных означает, что кривые, отображающие зависимости скоростных функций от интенсивностей волн уплотнения имеют в общем случае второй порядок касания, а при $\gamma=5/3$ – третий порядок касания.

В ходе исследования обнаружено, что кривые, отображающие зависимость скоростных функций для ударной волны и волны сжатия от интенсивности волн, могут иметь точку пересечения. Данные зависимости рассмотрены для газов с различными показателями адиабаты. Найдены интенсивности волн при которых происходит пересечение кривых.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИНЦИПА ПОЛЕТНОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ УПРАВЛЯЕМОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА С РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В.В. ВЕТРОВ, Е.М. КОСТЯНОЙ

Тульский государственный университет

300012, Тула, пр. Ленина, д. 92

т. (4872) 35-18-79, факс (4872) 35-00-06, E-mail jaykem@mail.ru

Современные тенденции развития артиллерийского вооружения неразрывно связаны с увеличением дальности полета [1]. Особенно это актуально для управляемого артиллерийского вооружения, в контуре системы управления которого все чаще используются спутниковые навигационные системы, практически исключая зависимость точности доставки целевого груза от дальности стрельбы. При этом, не взирая на потребность в увеличении дальности полета, габаритно-массовые ограничения остаются на прежнем уровне.

В области решений, ориентированных на повышение дальности полета управляемых артиллерийских снарядов (УАС), важное место

занимает направление, связанное с использованием бортовой энергетики, в рамках которого существуют уже ставшие классическими решения: использование ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и установка донного газогенератора (ДГГ) [1]. Однако возможности данных решений в настоящее время близки к своему пределу, в связи с чем не представляется возможным получить благодаря их использованию радикального увеличения дальности полета при сохранении габаритно-массовых параметров и массы полезной нагрузки на прежнем уровне. Это вынуждает исследователей и разработчиков искать нетипичные, нетривиальные для данного класса ЛА решения. Учитывая такие особенности УАС, как высокие (порядка 2,5 – 3 М) сверхзвуковые скорости полета на определенных участках траектории и движение в плотных слоях атмосферы, одним из наиболее перспективных решений в области бортовых энергоустановок является использование ракетно-прямоточных двигателей (РПД), существенно превосходящих по тяговым характеристикам РДТТ.

В основу математической модели, описывающей полет УАС с РПД в воздушной среде, положена классическая система уравнений движений ЛА в сочетании с соотношениями для РПД, базирующимися на законах сохранения массы, количества движения и энергии, учитывающими уравнение состояния, зависимости из теорий конических течений, косых скачков уплотнения и волн разрежения [2], а также эмпирические соотношения для пограничного слоя.

Математическая модель численно реализована в виде программы для ЭВМ, в которой на каждом шаге интегрирования по времени внешнебаллистического расчета производится расчет тяговых характеристик РПД, а также определяется дополнительное аэродинамическое сопротивление, обусловленное наличием ВЗУ. При моделировании РПД на каждом шаге по времени вычисляется потребный расход газа из 1-го контура, который при заданной геометрии ВЗУ и камеры дожигания и при текущих параметрах окружающей среды позволяет избежать помпажного режима.

В роли объекта исследования выбран УАС типа Excalibur Block Ia-2. Полная масса (48 кг), длина (990 мм), калибр (155 мм) и внешние обводы исследуемого снаряда оставлены без изменений по отношению к прототипу. Под бортовую энергоустановку отведен объем, занимаемый в кормовой части снаряда ДГГ и храповым механизмом. В качестве опорной точки для сравнения варианта УАС, оснащенного РПД, с предельными возможностями классических решений, рассмотрена их наилучшая с позиций дальности полета комбинация, включающая в себя РДТТ и ДГГ. В ходе исследования в первом приближении рассматривалась баллистическая траектория, поскольку анализ участка

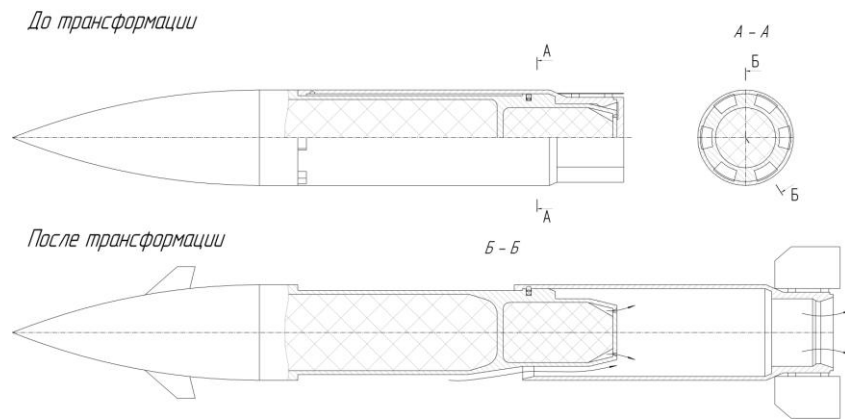
планирования и выбор оптимальной программы полета на нем является отдельной обширной задачей. В случае использования комбинации РДТТ+ДГГ при дульной скорости 946 м/с и суммарной массе топлива РДТТ и пиротехнического состава ДГГ 2,8 кг максимальная дальность полета по баллистической траектории составляет 38 км.

Для варианта с РПД сначала рассмотрена схема с кольцевой камерой дожигания. В ходе исследований проанализированы различные массы топлива РПД, различные площади входного сечения ВЗУ и критического сечения сопла 2-го контура. Полученная максимальная дальность полета составила 34 км при массе топлива 1,2 кг. С одной стороны это говорит о высокой эффективности использования единицы массы топлива РПД: 1 кг топлива РПД обеспечивает приращение дальности по сравнению с баллистической траекторией без бортовых энергоустановок 7,5 км (для комбинации РДТТ + ДГГ этот показатель равен 4,6 км). С другой стороны компоновочные трудности не позволяют взять на борт достаточный запас топлива, чтобы конкурировать с комбинацией РДТТ + ДГГ по дальности полета.

Отличительной особенностью УАС является интенсивный старт с перегрузками до 15000 единиц. Это приводит к тому, что элементы конструкции ЛА рассчитываются на стартовую перегрузку и основную часть полета имеют избыточный запас прочности. В тоже время при реализации РПД не хватает свободного объема для организации камеры дожигания. С целью повышения эффективности использования конструктивных элементов планера ЛА предложено применить принцип полетной трансформации. Выполнив часть обечайки УАС в виде телескопического устройства (рисунок 1), состоящего из двух обечаек с возможностью осевого перемещения друг относительно друга, можно с одной стороны удовлетворить требованиям прочности и устойчивости конструкции, а с другой стороны сформировать камеру дожигания достаточного объема, не превысив габаритно-массовые ограничения.

Возможность реализации такого решения подтверждается предварительными расчетами на прочность и устойчивость обечайки при старте, выполненными как по классическим инженерным зависимостям, так и с использованием современных методик численного моделирования.

Предельные возможности данной схемы оценивались для варианта, когда ВЗУ и камера дожигания открыты только на активном участке траектории. Масса топлива бралась соответствующей массе топлива для комбинации РДТТ + ДГГ (2,8 кг). В ходе исследования рассматривались различные площади входного сечения ВЗУ и критического сечения сопла 2-го контура (рисунок 2).



Рису. 1. Организация камеры дожигания на основе принципа трансформации

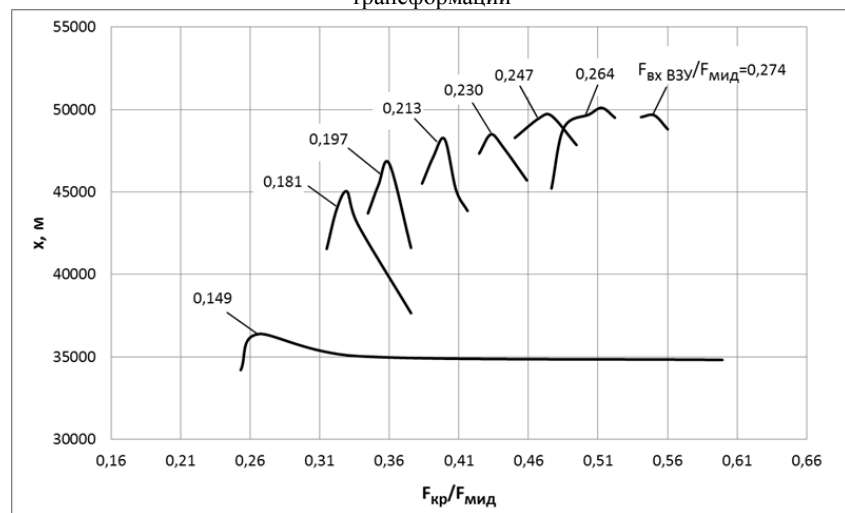


Рис. 2. Зависимость дальности стрельбы от площади критического сечения сопла 2-го контура для разных площадей входного сечения ВЗУ

Как следует из приведенных на рисунке 2 результатов, максимальная дальность полета по баллистической траектории для данной схемы составляет 50 км, что на 32 % выше, чем в случае комбинации РДТГ + ДГГ, которая на настоящий момент еще не реализована ни на одном УАС и сама является перспективной. В результате можно сделать заключение о том, что применение принципа полетной трансформации позволяет рационально использовать избыточный на траектории запас прочности УАС и в случае

использования РПД дает возможность выйти на новый уровень дальности полета, недостижимый с помощью имеющихся на настоящее время решений даже с учетом перспективы их развития.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Бабичев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М.* Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов. Известия РАРАН. Издание РАРАН. Москва – 2010. Вып. 3(65), с. 3-9.
2. *Ветров В.В., Костяной Е.М.* Использование ракетно-прямоточного двигателя с носовым расположением на летательных аппаратах с доминирующим пассивным участком траектории. Вестник Воронежского государственного технического университета. Том 7, № 11.2 – 2011, с. 103-105.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА БЕЗМАШИННОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РАЗДЕЛЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА

Ю.А. ВИНОГРАДОВ, А.Г. ЗДИТОВЕЦ, М.М. СТРОНГИН

НИИ Механики МГУ

119192, Москва, Мичуринский проспект д.1

т.(495) 939-25-37, факс (495) 939-38-68, E-mail zditovets@mail.ru

К настоящему времени предложено несколько методов безмашинного энергоразделения (температурного разделения, температурной стратификации) газовых потоков, обзор наиболее распространенных можно найти в работе [1]. Основной особенностью безмашинных методов является то, что в устройствах для их осуществления отсутствуют механизмы, приводимые в движение газовым потоком (поршень, лопадки и т.п.), т.е. газ не совершает внешней работы. Также газ не участвует в теплообмене с окружающей средой. Количественной мерой энергоразделения потоков служит температура торможения газового потока на входе и на выходе из устройства. Таким образом газовый поток с температурой торможения T_0 , пройдя через такое устройство, разделяется как минимум на два потока с температурами торможения $T_1 < T_0$ и $T_2 > T_0$. К наиболее распространенным методам безмашинного энергоразделения можно отнести вихревой и резонансный, а устройствами для их осуществления являются вихревые трубы Ранка-Хилша и резонансные трубы Гартмана-Шпренгера, соответственно. На данный момент создано множество

разновидностей таких устройств, которые нашли свое применение в промышленности [2,3]. Их безусловными достоинствами являются: простота изготовления, высокая надежность, низкая инерционность, отсутствие систем смазки, возможность работать в широком диапазоне температур рабочего тела. С другой стороны им присущ и существенный недостаток, ограничивающий их применение в тепловых двигателях и установках – это высокие потери полного давления. В работе [4] предложен новый метод безмашинного энергоразделения газового потока, при котором у одного из двух потоков на выходе из устройства практически сохраняется полное давление. Устройство для энергоразделения, использующее данный метод, известно в литературе как «труба Леонтьева. Принцип действия «трубы Леонтьева» основан на эффекте газодинамической температурной стратификации высокоскоростного газового потока. Как известно, при обтекании пластины высокоскоростным потоком газа профиль температуры торможения в пограничном слое искривляется и в зависимости от критерия Прандтля (Pr) газа температура поверхности пластины может быть как больше, так и меньше температуры адиабатического торможения. В то время как при низких скоростях течения газа температура пластины практически равна температуре адиабатического торможения. Таким образом, если газ с одинаковыми параметрами торможения разделен теплопроводной перегородкой на два потока с существенно различными скоростями движения, то между потоками будет происходить теплообмен, направление которого полностью определяется величиной критерия Прандтля. Если критерий Прандтля газа меньше единицы, то тепловой поток направлен от высокоскоростного к низкоскоростному газовому потоку. Если больше единицы, то в обратную сторону. При $Pr=1$ теплообмен между газовыми потоками отсутствует. В настоящей работе рабочим газом являлся воздух ($Pr=0.72$), разделенный на два потока в устройстве типа «труба в трубе». Один поток имел сверхзвуковую скорость, второй оставался дозвуковым. Исследовались устройства с тремя способами организации течения потоков: прямоточный, противоточный и перекрестно-противоточный. Для каждого случая проведены измерения профилей давления и температуры торможения. При этом варьировалось значение относительного расхода по дозвуковой и сверхзвуковой сторонам. В итоге показано, что наилучшим с точки зрения энергоразделения является организация течения потоков по перекрестно-противоточной схеме.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №11-08-00152 и гранта Президента РФ МК-56.2011.8

ЛИТЕРАТУРА

1. Леонтьев А.И. Газодинамические методы температурной стратификации // Изв. РАН. МЖГ. 2002. № 4. С. 6-24.
2. Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Под ред. А.И. Леонтьева. – М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. 412 с
3. Архаров А.М., Марфенина И.В., Микулин Е.И. Криогенные системы. Т.1. М.: Машиностроение, 1996. 575 с.
4. Леонтьев А.И. Температурная стратификация сверхзвукового потока // Докл. РАН. 1997. Т.354, № 4. С. 475-477.

ВЛИЯНИЕ ДИФфуЗИИ ВДУВАЕМОГО ГАЗА НА ТЕПЛООБМЕН ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ГИПЕРБОЛОИДА ИЗ СФЕРИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА

Г.С. ЖУРАВЛЕВА¹, Н.Н. ПИЛЮГИН²

*¹Институт математики, экономики и информатики
Иркутского государственного университета
664003, Иркутск, К Маркса ул., д.1, т (3952) 242-214,
факс (3952) 243-963, E-mail zhur@math.isu.ru*

*²НИИ механики Московского государственного университета
119192, Москва, Мичуринский пр-т, д.1, (495) 939-52-98,
Факс (495) 939-01-65; E-mail pilyugin@yandex.ru*

При полете летательных аппаратов со сверхзвуковой скоростью в атмосфере Земли и других планет течение в ударном слое оказывает большое влияние на тепловые потоки к теплозащитным покрытиям. Для обеспечения большей устойчивости в полете аппарату сообщают начальное вращательное движение вокруг продольной оси. Под воздействием аэродинамического нагрева тело испытывает интенсивное тепловое и силовое воздействие, которое может привести к разрушению теплозащитного покрытия. Для снижения максимальной температуры поверхности используют вдув газа с поверхности пористого затупления. С увеличением скорости движения в газе большую роль начинают играть аэродинамический нагрев и трение на поверхности тела при турбулентном течении в ударном слое.

В работе численно исследуется сверхзвуковое обтекание гиперboloида потоком вязкого газа из сверхзвукового источника. Предполагаем, что вращается вокруг оси симметрии с постоянной угловой скоростью либо все тело как единое целое, либо его носовая

часть. Для защиты поверхности тела от высоких тепловых потоков в пограничный слой с поверхности пористого затупления подается охладитель - другой газ (гелий или азот). Рассматривается процесс бинарной диффузии вдуваемого газа при условии, что в смеси не происходят химические реакции.

В качестве газодинамической модели течения используется система уравнений вязкого ударного слоя, которая получается из осредненных уравнений Навье - Стокса с помощью тех же предположений, что и в [1].

На ударной волне задавались условия Рэнкина-Гюгонио. На поверхности тела - условие прилипания для продольной составляющей скорости, расход газа, значение азимутальной скорости, условие для концентрации вдуваемого газа и температуру стенки. Для определения коэффициентов полного переноса используется алгебраическая модель [1]. Набегающий поток сжимаемого газа представляет собой осесимметричное сдвиговое течение из сверхзвукового источника [2].

Вдув газа с поверхности тела является эффективным средством снижения теплового потока, поэтому возникает задача определения наилучшего способа организации вдува. Так как на практике величина суммарного расхода вдуваемого газа всегда ограничена, наилучший закон распределения вдува, обеспечивающий снижение максимального значения теплового потока к телу, целесообразно искать при фиксированном значении суммарного расхода газа. Для моделирования различных способов вдувания газа с поверхности пористого затупления проведено исследование тепло и массообмена на поверхности вращающегося гиперболоида.

Для численного решения уравнений используется конечно-разностная схема, имеющая четвертый порядок аппроксимации по нормальной координате к поверхности и первой – по продольной и окружной координатам.

Исследовано влияние вращения тела, числа Рейнольдса, угла раствора гиперболоида, расстояния между телом и источником, размеров сферического источника на распределения теплового потока, коэффициентов массообмена и трения, интегральные аэродинамические коэффициенты при диффузии вдува газа в ударный слой с поверхности пористого затупления.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке гранта РФФИ (проект 11-01-00504).

ЛИТЕРАТУРА

1. *Пиллюгин Н.Н.* Аналитическое решение задачи о столкновении двух гиперзвуковых потоков газа от симметричных источников// ПМТФ. 2010. Т.51. №2. С.61-70.

2. Журавлева Г.С., Пилюгин Н.Н. Влияние тепломассообмена на аэродинамические характеристики удлиненного затупленного тела при его сверхзвуковом обтекании // Сборник трудов “Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2008”. Всероссийская научно-техническая конференция. – СПб.: БГТУ, 2010. С.50-61.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ V-ОБРАЗНЫХ КРЫЛЬЕВ

М.А. ЗУБИН¹, Ф.А. МАКСИМОВ^{1,2}, Н.А. ОСТАПЕНКО¹

¹НИИ Механики МГУ им. М.В. Ломоносова, г.Москва,

²Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва
т.(499) 250-92-80, факс (499) 250-89-28, E-mail: maximov@cfд.ру

Представлены некоторые результаты численного анализа обтекания V-образных крыльев с присоединенными к передним кромкам ударными волнами при наличии углов атаки и скольжения в рамках модели идеального газа, а также экспериментальные данные, полученные с помощью специального оптического метода для визуализации сверхзвуковых конических течений.

В условиях, когда около острых передних кромок крыла реализуется однородное течение, предложен способ построения сетки, позволяющий реализовать краевые условия на границе расчетной области в виде равенства нулю производных газодинамических функций вдоль лучей, проведенных из точек, являющихся следами передних кромок в плоскости, перпендикулярной центральной хорде (ЦХ) крыла.

Система уравнений. Система уравнений Эйлера в обобщенной системе координат для расчета конических течений имеет вид:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E^*}{\partial \xi} + \frac{\partial F^*}{\partial \eta} = -2 \cdot \frac{G}{J}$$

Здесь $E^* = \xi_x (E - \xi G) + \xi_y (F - \eta G)$; $F^* = \eta_x (E - \xi G) + \eta_y (F - \eta G)$;

$$U = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{Bmatrix}; E = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e + p)u \end{Bmatrix}; F = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e + p)v \end{Bmatrix}; G = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{Bmatrix};$$

t - время; ρ - плотность; (u,v,w) - составляющие вектора скорости по осям (x,y,z) декартовой системы координат, ось z которой совпадает с ЦХ крыла (рис.1); $\xi=x/z, \eta=y/z, \zeta=z$; p - давление; $e = \frac{1}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$ - полная энергия; γ - показатель адиабаты.

При сверхзвуковом обтекании конических тел, когда полная скорость в любой точке пространства выше скорости звука, параметры течения постоянны вдоль лучей, исходящих из вершины тела. Математически это определяется условием: $U_\zeta = 0$ и в сечении $\zeta=1$ уравнения Эйлера принимают приведенный выше вид.

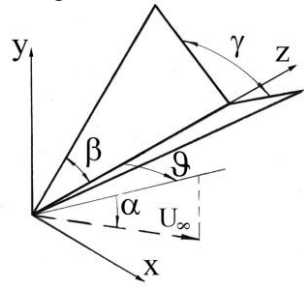


Рис. 1

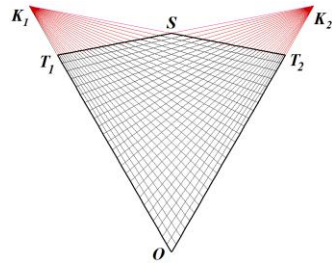


Рис. 2

Метрические коэффициенты и якобиан преобразования рассчитываются при заданном распределении узлов в физическом пространстве по следующим формулам:

$$\xi_x = J \cdot y_\eta; \xi_y = -J \cdot x_\eta; \eta_x = -J \cdot y_\xi; \eta_y = J \cdot x_\xi;$$

$$J^{-1} = x_\xi \cdot y_\eta - x_\eta \cdot y_\xi$$

Построение сетки. Краевые условия. Для расчета течения между консолями V-образного крыла со стреловидными кромками сетка строится с использованием двух пучков прямых с центрами, расположенными на передних кромках K_1 и K_2 (рис.2). Координатные линии одного направления определяются, например, кромкой консоли K_1 и точками, распределенными по некоторому закону на другой консоли на отрезке OT_2 . Координатные линии второго направления связывают кромку K_2 с точками на отрезке OT_1 . Узлы расчетной сетки определяются точками пересечения соответствующих прямых. Точки T_1 и T_2 выбираются таким образом, чтобы отрезки прямых T_1S и ST_2 , образующие верхнюю границу расчетной области, располагались своими частями в однородных потоках на бесконечности и за плоскими ударными волнами, присоединенными к передним кромкам. На отрезках OT_1 и OT_2 , отвечающих поверхности крыла, ставится условие непротекания, на отрезках ST_1 и ST_2 - условие равенства нулю

производных параметров потока вдоль координатных линий. В точке S - условия в невозмущенном потоке. Описанная методика численного решения задачи обтекания V-образного крыла со стреловидными передними кромками может быть использована как в случаях с присоединенными ударными волнами на передних кромках, так и в случаях, когда на одной или обеих передних кромках образуются центрированные волны разрежения.

Метод решения. Решение строится интегрированием по времени на основе явной схемы МакКормака до установления. Для подавления осцилляций на фронте ударных волн вводится сглаживание типа искусственной вязкости, которое удобно представить в виде: $U_i = (1 - 2\varepsilon)U_i + \varepsilon(U_{i-1} + U_{i+1})$, где ε - параметр, имеющий малую величину ($\varepsilon=0.001$). Для узла на стенке $U_1 = (1 - 2\varepsilon)U_1 + 2\varepsilon U_2$. Условие непротекания на поверхностях крыла удовлетворяется корректировкой вектора скорости после каждого шага интегрирования путем отбрасывания нормальной составляющей вектора. Задача решается по многосеточной технологии путем последовательного получения решений на сетках с удвоением количества ячеек по обоим направлениям – от сетки 101×101 до сетки 1601×1601 .

Результаты расчетов. На рис.3, в качестве иллюстрации, приведены картины симметричного обтекания ($\vartheta=0^\circ$) крыла с углами $\beta=45^\circ$, $\gamma=80^\circ$ (см. рис.2) потоком с числом Маха $M=3$ под углами атаки $\alpha=15^\circ$ (рис.3а) и 25° (рис.3б, в). Установлено, что структура течения в плоскости симметрии течения около V-образных крыльев без угла скольжения, при реализации маховской конфигурации ударных волн, с увеличением угла атаки претерпевает скачкообразное изменение. При малых α в ударном слое имеет место одна особенность Ферри, расположенная в точке излома поперечного контура крыла. На рис.3а изображены изобары, формирующие маховскую конфигурацию ударных волн, и линии тока (линии со стрелками), входящие в точку излома поперечного контура крыла и образующие особенность Ферри узлового типа. При некотором α , величина которого зависит от геометрии крыла, в плоскости симметрии течения возникают три критические точки, одна из которых расположена в точке излома контура крыла, а две другие - между указанной точкой и головной ударной волной (рис.3б, кроме «ударных волн» приведены и другие изобары). Первая критическая точка является особенностью Ферри узлового типа, в которую входит некоторое множество пристеночных линий тока, прошедших присоединенные к передним кромкам плоские ударные волны и внутренние скачки уплотнения ниже точек ветвления маховской системы ударных волн. Возникающая на конечном расстоянии от точки излома вторая

критическая точка является точкой растекания для линий тока, прошедших указанные разрывы (рис.3б, в). Третья критическая точка, расположенная ближе к мостообразному скачку маховской конфигурации ударных волн, - вторая особенность Ферри, в которую снизу по оси симметрии входит некоторая линия тока, прошедшая в ударный слой ниже точки ветвления, а сверху - линия тока, прошедшая мостообразный скачок уплотнения. Эта особенность для линий тока может быть как узлового, так и седлового типа. Во втором случае слева и справа от оси симметрии образуются две вихревые особенности Ферри (рис.3в), расположенные в «вершинах» двух контактных разрывов, вышедших из третьей критической точки.

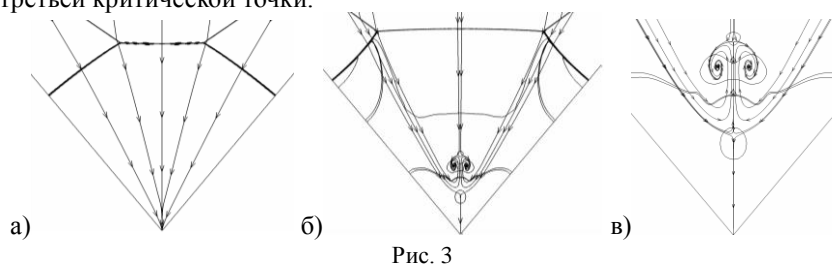


Рис. 3

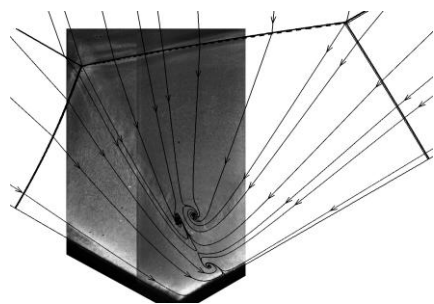


Рис. 4

Изучены положения критических точек относительно излома контура крыла в зависимости от его геометрических параметров, а также трансформация топологической картины течения в ударном слое при наличии угла скольжения. На рис.4 представлены структуры течения около крыла с параметрами $\beta=90^\circ$, $\gamma=120^\circ$, $\alpha=25^\circ$ и $\vartheta=6^\circ$, полученные в эксперименте и в численном расчете. Сравнение теоретических и экспериментальных данных о структуре течения в ударном слое показало их удовлетворительное согласие.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-01-00343-а). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

РАСЧЕТ СВЕРХЗВУКОВЫХ ОТРЫВНЫХ И СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ПОМОЩЬЮ МНОГОБЛОЧНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И МОДЕЛИ ПЕРЕНОСА СДВИГОВЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

**С.А. ИСАЕВ, А.Г. СУДАКОВ, А.Н. МИХАЛЕВ, П.А. БАРАНОВ,
Ю.М. ЛИПНИЦКИЙ, А.В. ПАНАСЕНКО, А.Е. УСАЧОВ**
*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской
авиации, 19210, Санкт-Петербург, ул.Пилотов, д. 38,
т. (812) 771-03-11, факс (812)704-15-12, E-mail isaev3612@yandex.ru*

Моделирование сверхзвуковых турбулентных отрывных и струйных течений является одним из актуальных разделов гидромеханики, которому ранее уделялось повышенное внимание. Создание современных ракетоносителей, гиперзвуковых летательных аппаратов, а также проектирование новых воздушных судов и аппаратов различного назначения стимулировало разработку алгоритмического и программного обеспечения решения двумерных и пространственных задач нестационарной вихревой аэродинамики и теплообмена тел сложной геометрии при до- и сверхзвуковых скоростях полета. В последние годы для расчета отрывных турбулентных течений сжимаемого газа интенсивно разрабатываются многоблочные вычислительные технологии (МВТ), лежащие в основе специализированного пакета VP2/3 (скорость-давление, двумерная и трехмерная версии), а также широко применяется модифицированная с учетом поправки на кривизну линий тока модель переноса сдвиговых напряжений Ментера. По своим качествам VP2/3 не уступает универсальным пакетам типа Fluent и CFX. МВТ на базе многоблочных перекрывающихся структурированных сеток обеспечивают корректное отображение гидродинамических, в том числе вихревых особенностей различного масштаба. Их тестирование проводилось на разнообразных задачах, в том числе до-, транс- и сверхзвукового турбулентного обтекания кругового цилиндра, шара, острого и притупленного конуса, каплевидного и ступенчатого тела, конвективного теплообмена при падении косоугольного скачка на турбулентный пограничный слой на плоской пластине, угла сжатия. Результаты численных прогнозов сопоставлены с данными физических экспериментов НИИ механики МГУ, ФТИ им. А.Ф. Иоффе, ЦНИИМаш, Аэрокосмической Академии им. Можайского, БГТУ им. Д.Ф. Устинова и др.

В данной работе продолжают исследования сверх- и

гиперзвукового обтекания ступенчатых тел с акцентом на сопоставление численных прогнозов с данными аэробаллистического эксперимента и трубных испытаний (в диапазоне изменения M_∞ от 1 до 10), а также исследования по снижению аэродинамического теплового воздействия на поверхности с нанесенным луночным рельефом. Сравниваются компоновки тел с различным выступанием диска диаметра 0.23. В качестве тестовой задачи рассчитывается теплообмен при сверхзвуковом обтекании пластинки со сферической лункой – аналог физического эксперимента В.Я. Борового (ЦАГИ). Проведено сравнение с овальной лункой.

Струйные задачи имеют специфику, связанную с формированием сложного неравномерного поля течения, подчас разделенного на до- и сверхзвуковые зоны поверхностями газодинамических разрывов. В работе выполнены детальные методические исследования по моделированию недорасширенных турбулентных сверхзвуковых струй, истекающих из круглого сопла. Результаты численных прогнозов сравниваются с экспериментальными данными В.И. Запрягаева (ИТПМ СО РАН). Поставлены и решены задачи взаимодействия струи с плоской стенкой и преградой конечных размеров (рис.1), в том числе, при наличии спутного потока.

Работы выполнены при финансовой поддержке РФФИ (проект №№10-08-00510, 11-01-00039 и 12-01-00985).

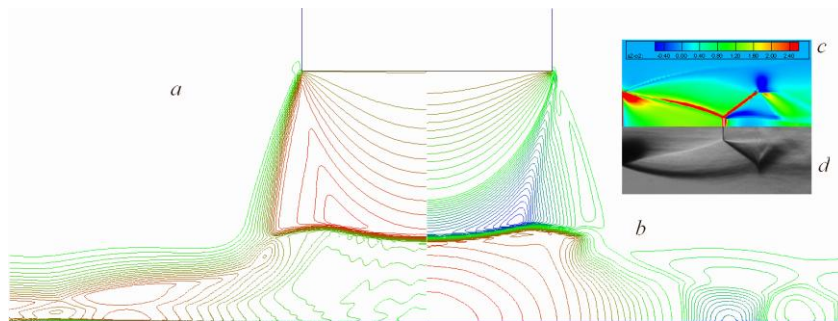


Рис.1. Картины взаимодействия сверхзвуковой ($Ma=1.01$) недорасширенной ($n=2.64$) воздушной струи с плоской преградой ($L=1$) – a – поле изомахов; b – поле изобар. Сравнение рассчитанной (c) и экспериментальной (d) ударно-волновых структур струи, истекающей в затопленное пространство.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ АППАРАТА-ЗОНДА НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В.Т. КАЛУГИН¹, С.В. СТРИЖАК¹

¹МТГУ им. Баумана, 107005, Москва, 2-я Бауманская, д.5
т. (499) 263-63-85. E-mail: kaluginv@sm.bmstu.ru, strizhak@yandex.ru

В работе используется программный стек на базе открытых пакетов Salome-OpenFOAM-Paraview для решения практической задачи в области прикладной аэродинамики. Рассматривается задача о выборе компоновки аппарата-зонда “Сканлайнер”, двужущегося на тросе, для обследования дымовых труб. Цель работы: определить оптимальную компоновку для модельного тела. Исследуемое тело представляет собой затупленный цилиндр с диаметром $d=34$ мм и длиной $l=186$ мм, и двумя соосными дисками. Выполнен расчет пространственного обтекания тела в закрученном дозвуковом потоке несжимаемого газа. Математическая модель в решателе pisoFoam основана на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых с помощью модели турбулентности $k-\omega SST$ Ментера с пристеночной функцией. Дискретизация уравнений проводится методом контрольного объема. Полученные уравнения для связи скорости и давления решаются с помощью итерационного алгоритма PISO.

Расчеты выполнены для числа $Re=2.0 \times 10^5$, которое соответствует значению для эксперимента, проведенного ранее в дозвуковой аэродинамической трубе Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана [1]. Расчетная область представляет собой цилиндр, в центре которой находится исследуемое тело. Границы удалены от “носка” исследуемого тела на 10 калибров вверх и вниз по потоку.

На входной границе задается равномерный профиль скорости $U=25$ м/с. Параметры для выбранной модели турбулентности рассчитываются исходя из степени турбулентности набегающего потока в 1%, которое соответствует экспериментальной. На стенке задаются условия непротекания. На выходной границе задается статическое давление, для остальных величин условия продолжения решения. Расчетная схема имеет второй порядок точности по пространству и времени.

Неструктурированная сетка построена на базе тетраэдров. Расчеты проведены для различных вариантов сеток. Максимальная расчетная сетка включает в себя один миллион узлов. В ходе расчета проводится

анализ значения y^+ и анализ влияния размерности сетки на C_x . Для решения полученных СЛАУ используется метод бисопряженных градиентов. Расчетный шаг по времени равен 10^{-4} секунд. Значения невязок для $u, p, k, e, \omega, R, \tilde{\nu}$ задаются равными 10^{-5} . Общее время расчета равно 1-2 секундам. Расчеты проведены для различных значений угловой скорости $\Omega = 3, 10, 16, 24$ рад/с при фиксированном положении дисков $L_d = 68$ мм. Закрутка на входе задавалась по закону вращения твердого тела. В результате расчета получены значения компонент скорости, давления, кинетической энергии турбулентности, турбулентной вязкости. Определены значения аэродинамических коэффициентов C_x, C_y, m_z в зависимости от угла атаки в диапазоне от 0 до 10 градусов. Характерная площадь рассчитана относительно первого диска с диаметром D_1 , за характерную длину выбрано значение длины модели l . Расчет показал, что C_x не зависит от угловой скорости. Ме

Дополнительно проведены параметрические исследования. В ходе исследования менялось расположение заднего диска на цилиндре. Получены зависимости $m_z(\alpha)$, которые являются практически линейными. Максимальное значение m_z получено, когда диски находятся на максимальном расстоянии друг относительно друга. Также проводились расчеты при изменении диаметра первого диска D_1 . Максимальные значения C_x, m_z получены для $D_1 = 160, 136$ мм. Результаты расчета АДХ и данные экспериментов отличались на 5 %. Оптимальным вариантом с точки зрения аэродинамической стабилизации является компоновка аппарата-зонда при взаимном расположении дисков с диаметрами $D_1 = 136-160$ мм, $D_2 = 102$ мм на расстоянии $L_d = 102$ мм. Расчеты выполнены на кластерах ТТИ ЮФУ и web лаборатории UniHUB (www.unihub.ru) с использованием 16-64 ядер.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калугин В.Т., Стрижак С.В., Суцев С.П. Аэродинамическая стабилизация диагностического комплекса "Сканлайнер". // Известия РАН. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2006. № 3. С.87-94

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ МЕЖДУ БЕСКОНЕЧНЫМИ ЦИЛИНДРАМИ С УСЛОВИЕМ ПЕРИОДИЧНОСТИ НА ГРАНИЦАХ

Ф.А. МАКСИМОВ, Ю.Д. ШЕВЕЛЕВ

*Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва
т.(499) 250-92-80, факс (499) 250-89-28, E-mail: maximov@cfp.ru*

Представлены результаты численного моделирования течений вязкого газа между вращающимися цилиндрами в трехмерной постановке. При рассмотрении трехмерных течений возможности численного эксперимента существенно ограничены по количеству узлов расчетной сетки. При моделировании течения между длинными вращающимися цилиндрами можно существенно уменьшить область интегрирования и при этом исключить концевые эффекты, рассматривая только часть всего цилиндра и задавая на его границах по длине условия периодичности. При этом вводится дополнительный размер – длина рассматриваемого участка цилиндра. Этот искусственно назначаемый размер и расстояние между цилиндрами в рассматриваемой задаче определяют масштаб вихрей Тейлора в двух направлениях и, фактически, получаемое решение.

Метод моделирования. Рассматривается течение между бесконечными цилиндрами. На рис.1 приведена расчетная сетка. В качестве характерного размера принят радиус внутреннего цилиндра $R=1$. Радиус наружного цилиндра равен $R_2=2$. Рассматривается часть длины цилиндра размером L . В случае, изображенном на рис.1, $L=2$. Расчеты проводились на сетке $361 \times 57 \times 57$, где 361 – узел в окружном направлении, а 57 узлов и по радиусу, и по оси цилиндров. По радиусу узлы сгущались к поверхностям цилиндров. По оси цилиндров и в окружном направлении узлы расположены равномерно. На границах рассматриваемой области ставятся граничные условия в виде условий прилипания на цилиндрических поверхностях и условия периодичности течения на боковых поверхностях. Условие прилипания может быть поставлено с условием вращения цилиндров относительно оси. Решение получается методом установления [1,2] из первоначально задаваемого плоского течения с разрывом по скорости либо на стенке около вращающегося цилиндра, либо на некотором расстоянии от стенок.

Результаты. Проведены расчеты при различных задаваемых значениях длины периодичности L в условиях, при которых в течении должны образовываться вихри Тейлора [3]. Вращается внутренний цилиндр с угловой скоростью ω , число Рейнольдса

$Re = \frac{\omega R(R_2 - R)}{\nu} = 200.$, где ν - коэффициент кинематической вязкости.

Независимо от варианта начальных условий при достаточно большом значении L в течении развиваются трехмерные неустойчивости, которые в последующем организуются в регулярное трехмерное течение с вихрями Тейлора. В качестве примера на рис.2 приведены изолинии скорости по оси цилиндров при $L=2$. в сечении, проходящем через ось. При образовании вихрей Тейлора зоны с противоположным направлением скорости расположены в шахматном порядке.

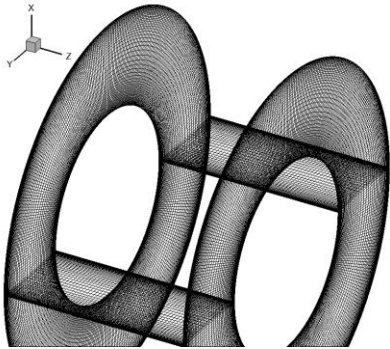


Рис. 1

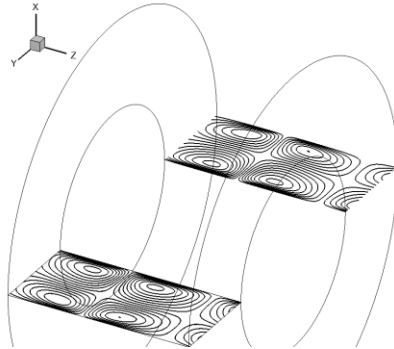


Рис. 2

Если задается достаточно малый размер периодичности L , то решение остается плоским и вихри Тейлора не образуются. Момент трения при этом соответствует решению Куэтта. Фактически, при требовании периодичности на малом расстоянии плоское решение дополнительно стабилизируется, не позволяя развиваться трехмерным неустойчивостям. В рассматриваемых условиях плоское решение сохраняется при $L \leq 0.56$.

В определенном диапазоне размера периодичности $0.65 \leq L \leq 2.6$ между цилиндрами образуется одна пара вихрей Тейлора. То, что образуется пара вихрей, обусловлено граничными условиями периодичности. В течении с вихрями Тейлора чередуются вихри со сменой направления вращения. По всей видимости, в численном эксперименте при некоторых условиях возможно моделирование только одного вихря при граничных условиях с требованием зеркального отражения.

При достижении определенного размера периодичности $L \geq 2.7$ в области течения образуется не 2, а 4 вихря. Фактически при этом определяется максимально возможный размер вихря Тейлора в

продольном направлении. Расчеты проводились при L до 4. Очевидно, что при дальнейшем увеличении длины рассматриваемого участка (и обеспечении соответствующего количества узлов расчетной сетки по оси цилиндров) в расчете будет образовываться 6, 8 и так далее, вихрей.

При образовании вихрей Тейлора момент трения существенно увеличивается. На рис.3 в зависимости от размера периодичности L приведен коэффициент момента трения, который согласно [3]

определяется выражением $C_m = \frac{M}{0.5\rho(\omega R)^2 \pi R^2 L}$. Маркерами в виде

кружочка приведены все рассчитанные точки. При $L \leq 0.56$ полученное расчетом значение C_m соответствует решению Куэтта. Течение при этом остается плоским. При $0.65 \leq L \leq 1.3$ решение существенно ограничено задаваемым размером периодичности с образованием трехмерного течения и ростом момента трения при увеличении L . На участке $1.3 \leq L \leq 2.6$ момент трения постепенно уменьшается. Такой же характер изменения C_m можно предположить в дальнейшем на участке $2.7 \leq L \leq 5.2$. На рис.3 светлыми маркерами приведены две точки, полученные при $L=2.7$ и 3.7 и перемещенные делением абсциссы на 2. Значения момента трения ложатся на линию, полученную при меньших значениях L .

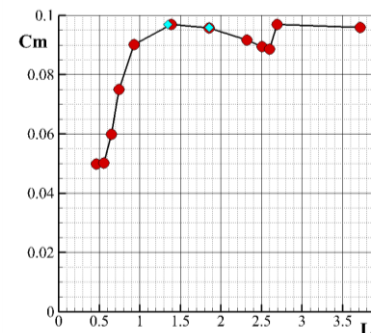


Рис. 3

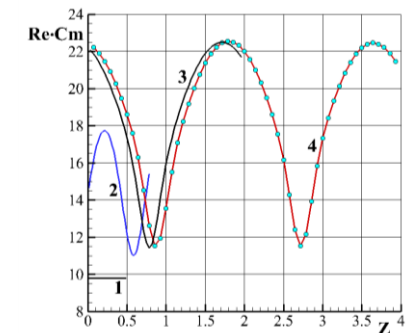


Рис. 4

На рис.4 приведено распределение величины $Re \cdot C_m$ по длине цилиндра Z . Линии 1, 2, 3 и 4 соответствуют расчетам при $L=0.464, 0.743, 1.857$ и 3.714 . Распределения трения при $L=1.857$ и 3.714 идентичны. На линии 4 приведены маркерами точки, на основе которых поострена линия. Хотя в рассматриваемом случае точек по оси цилиндров достаточно, но при дальнейшем увеличении L необходимо использовать сетки с большим количеством узлов.

На рис.5 в качестве примера расчета приведена одна линия тока в

двух проекциях, визуализирующая вихрь Тейлора ($L=1.4$).

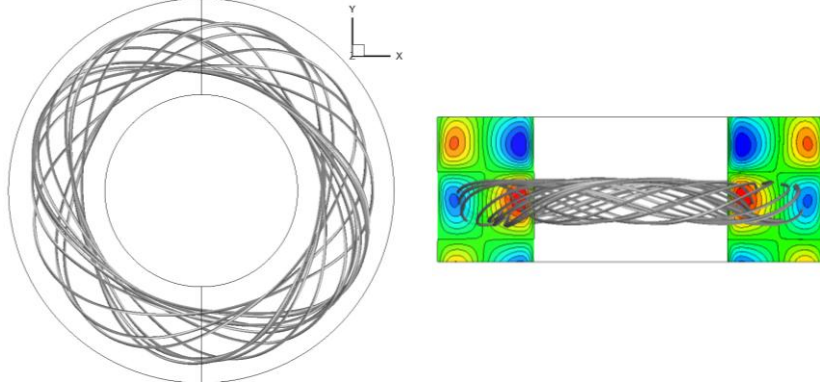


Рис. 5

Заключение. С использованием условия периодичности проведены расчеты трехмерного течения между бесконечными цилиндрами в условиях образования вихрей Тейлора. Вихри Тейлора в расчете образуются только при достаточно большом шаге периодичности L . Получено изменение количества вихрей и момента трения в зависимости от L . Существует максимум коэффициента момента трения.

Моделирование проводилось на многопроцессорной вычислительной машине. Распараллеливание осуществлено на основе геометрической декомпозиции расчетной области. Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

ЛИТЕРАТУРА

1. Максимов Ф.А., Чураков Д.А., Шевелев Ю.Д. Разработка математических моделей и численных методов для решения задач аэродинамического проектирования на многопроцессорной вычислительной технике // ЖВММФ. 2011. Т.51, №2. С.303-328.
2. Максимов Ф.А., Шевелев Ю.Д. Моделирование течений вязкого газа между вращающимися цилиндрами // Супервычисления и математическое моделирование. Саров. 2011. С.91-92.
3. Шлихтинг Г. [Теория пограничного слоя](#). М: Наука, 1974.

О ВЛИЯНИИ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА НА АДХ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА

Ф.А. МАКСИМОВ, Ю.Д. ШЕВЕЛЕВ

*Институт автоматизации проектирования РАН, г.Москва
т.(499) 250-92-80, факс (499) 250-89-28, E-mail: maximov@cfp.ru*

Использование конформных отображений позволяет строить хорошие расчетные сетки. В частности, при построении сетки около треугольного крыла используется функция Жуковского. Ее использование возможно и для конфигурации корпуса с треугольным крылом, однако при этом ортогональность сетки в области сопряжения корпуса и крыла нарушается. Для расчета ракетных конфигураций представляет интерес использование отображений, учитывающих и корпус, и крыло. В [1] приводится функция, отображающая внешность единичного круга на круг с n симметричными разрезами. В работе приведены результаты расчетов на сетках, полученных с помощью этой функции.

Расчетная сетка. Функция комплексного переменного $w=f(z)$, использованная для построения сетки, задается последовательностью отображений [1]:

$$s = \frac{p}{2} \left(1 + \frac{1}{z^n} \right), \quad t = s + \sqrt{s^2 - \frac{1}{z^n}}, \quad w = z \cdot t^{2/n},$$

Здесь параметры определяют: n – количество разрезов, p – радиус разреза. На рис.1,2 приведены примеры сеток при изменении n и η , где η – отношение радиуса центральной части к полному размаху разреза.

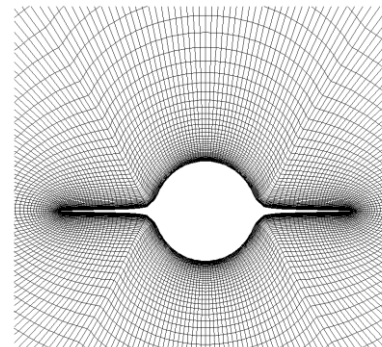


Рис. 1. $n=2, \eta=0.333$

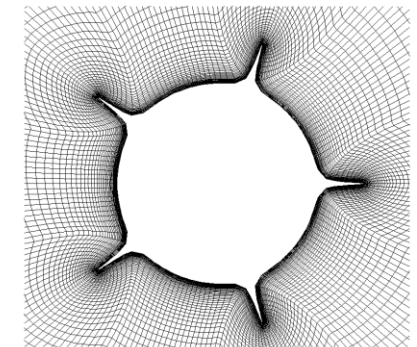


Рис. 2. $n=5, \eta=0.667$

Метод моделирования. Рассматривается коническое тело, геометрия которого определяется сечением плоскостью, перпендикулярной оси тела, и имеет рассматриваемый вид – конус с

пластинами. Решение находится в коническом приближении на основе уравнений Навье-Стокса в приближении тонкого слоя [2]. Решение получается на последовательности сеток, максимальная размерность 1921×801 узлов. Вычисления проводились на многопроцессорной технике, что позволяет значительно ускорить получение решения [3].

Результаты расчетов. Результаты получены в условиях: число Маха $M=3.$, угол атаки $\alpha=5,10,15^\circ$, число Рейнольдса $Re=10^5$. Рассматривается треугольное крыло со стреловидностью $\chi=75^\circ$, в центральной части которого размещается конус. Радиус конуса определяется величиной η . На рис.3 приведены результаты расчетов в виде распределения модуля градиента плотности при $\alpha=15^\circ$. На рис.3 видны контур тела, головная волна и зона вихревого течения на подветренной стороне кромки крыла с системой скачков над ней. Предельный случай $\eta=0$. соответствует обтеканию треугольного плоского крыла. Наличие конуса в центральной части приводит к ограничению размера вихревой структуры на подветренной стороне крыла.

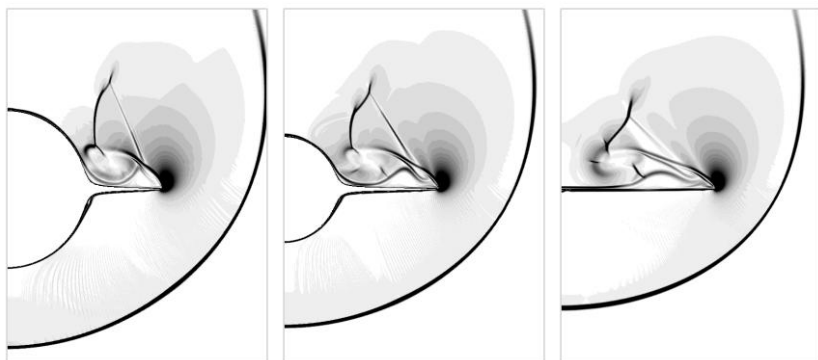


Рис. 3. Модуль градиента плотности: $n=2$; $\eta=0.5, 0.333, 0.0$.

На рис.4 приведены результаты расчета коэффициента нормальной C_n и продольной C_x силы в связанной с осью тела системе координат. По оси абсцисс отложено значение η , что соответствует конфигурациям с различным центральным телом. Крайним случаем $\eta=1$ является круговой конус. В качестве характерной площади – площадь в плане, которая для всех конфигураций одна, в том числе и треугольного крыла и кругового конуса. При оценке C_x учитывается только давление на лобовой поверхности тела. Коэффициент C_x – волновое сопротивление в системе координат связанной с телом, несущественно зависит от угла атаки и в основном определяется изменением площади мидели в зависимости от η . Подъемная сила пропорциональна углу атаки. Представляет интерес, что «утолщение» тела приводит к росту подъемной силы.

На рис.5 приведено распределение давления в зависимости от размаха: 1 – круговой конус, 2 - треугольное крыло, 3 – рассматриваемые конфигурации при $\eta=0.5$, 4 – эллиптический конус с отношением осей 0.5. Изменение геометрии качественно влияет на распределение давления. В частности, наличие центрального тела приводит к росту давления на наветренной стороне, которое по сравнению с плоским крылом значительно выше. С другой стороны, наличие лопастей приводит к образованию зон пониженного давления на их подветренной стороне, которого в рассматриваемых условиях на конусе нет.

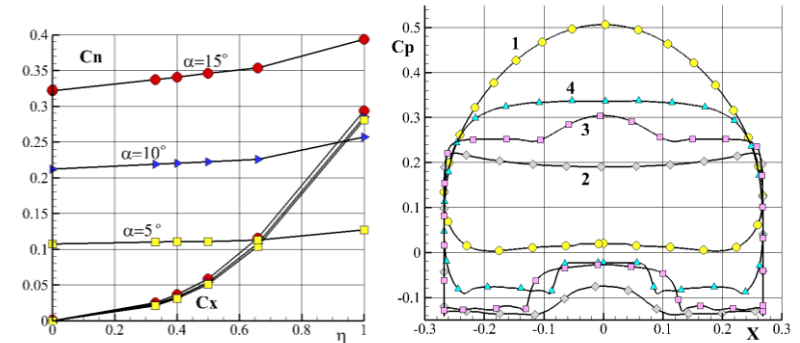


Рис. 4

Рис. 5

Рассматриваемое конформное отображение может быть использовано для конфигураций с числом разрезов больше 2. На рис.6 приведен пример расчета около конуса с четырьмя разрезами при обтекании в схемах «x» и «+». А на рис.7 – около конуса с пятью и шестью разрезами.

Заключение. Используемое конформное отображение позволяет строить сетки около круга с набором разрезов, имитирующих сечение ракетной конфигурации – корпус с крестообразным оперением. Предполагается применение данного конформного отображения к построению трехмерных сеток около геометрий, характерных для ракетной техники.

Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

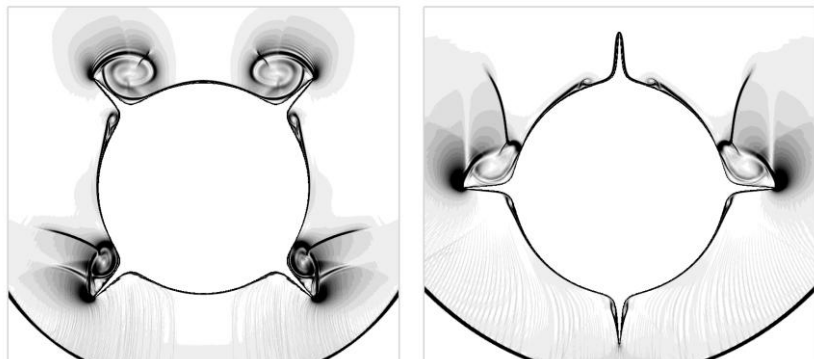


Рис. 6

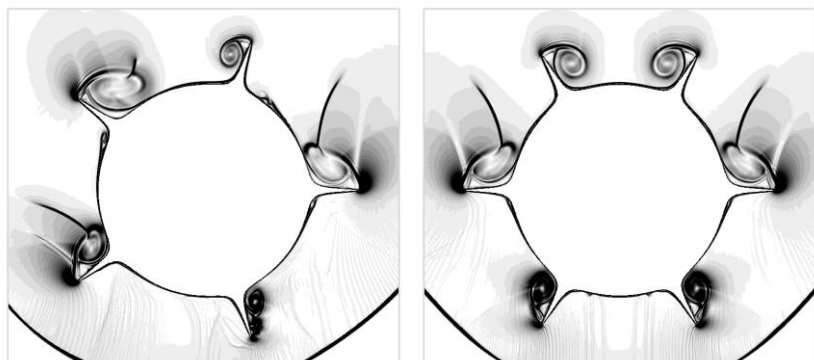


Рис. 7

ЛИТЕРАТУРА

1. *Иванов В.И., Попов В.Ю.* Конформные отображения и их приложения. – М.: Едиториал УРСС, 2002.
2. *Максимов Ф.А., Чураков Д.А., Шевелев Ю.Д.* Разработка математических моделей и численных методов для решения задач аэродинамического проектирования на многопроцессорной вычислительной технике // ЖВМиМФ, 2011, том 51, №2, с.303-328.
3. *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. Том 3. М.: МФТИ, 2009, с.88-91.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ
КОНЦЕНТРАЦИИ И ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ
СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ КОНУСА
РАЗРЕЖЕННЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА С УЧЕТОМ
УНОСА ОКИСЛА МОЛИБДЕНА**

Н.Н. ПИЛЮГИН

*Научно-исследовательский институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова
119192, г. Москва, Мичуринский пр. 1*

Тел.: (495) 939-52-98, факс: (495) 939-01-65; e-mail: pilygin@yandex.ru

В последние годы разрабатываются новые космические аппараты (КА), которые после возвращения с Марса будут совершать спуск по рикошетирующей траектории в атмосфере Земли. В этом случае гиперзвуковой полет значительное время происходит в разреженной среде, где в потоке около КА протекают неравновесные процессы [1] и, в частности, отрыв температуры электронов T_e от температуры поступательно-вращательных степеней свободы тяжелых частиц T . Окислы молибдена MoO_3 могут при определенных условиях [2] являться хорошими электрофильными веществами, а также служить индикаторным покрытием, позволяющим по регистрации излучения фиксировать место разрушения поверхности КА [3]. Однако атом Мо имеет сравнительно низкий потенциал ионизации ($I = 7,1$ эВ), что может приводить к конкурирующему процессу ионизации, вызывающему рост электронной концентрации в плазме [2]. Поэтому изучение неравновесных физико-химических процессов в воздушной плазме с участием ионов Мо представляет практический интерес. В работе проведен анализ результатов измерений электронной концентрации n_e и температуры T_e в следе за конической моделью при ее сверхзвуковом обтекании и испарении с ее поверхности MoO_3 . В экспериментах применялась аэродинамическая установка [3], использующая дуговой плазматрон, на выходе которого имелось сверхзвуковое сопло с числом Маха $M=2,6$ и температурой плазмы 8000 К. Давление в барокамере составляло 52 Па. На расстоянии 0,49 м от среза сопла размещался графитовый конус, на боковой поверхности которого имелись отверстия, в которых с помощью жидкого стекла закреплялся порошок MoO_3 . Измерения с помощью трех двойных электрических зондов, размещенных в следе за конусом, позволили определить n_e и T_e . Относительная погрешность при измерении T_e составила 8,5%, а при измерении n_e около 12%. Одновременно для измерения поступательной температуры в зоне испарения по методике [4] измерялась интенсивность излучения наиболее яркой линии атома Мо ($\lambda=379,8$ нм). Для

определения чисел Рейнольдса и Кнудсена в характерных точках потока выполнены расчеты чисел Маха, температуры, плотности газа по формулам сверхзвукового течения из источника [5]. Показано, что поступательная температура, рассчитанная по этим формулам, хорошо согласуется со значением температуры, определенной по излучению спектральной линии Mo , а также с температурой в критической точке конуса, найденной из независимого измерения теплового потока. Число Кнудсена для кормовой части конуса и для зондов в данных опытах много больше единицы, т.е. режим обтекания близок к свободно-молекулярному. Получено решение усредненного по объему уравнения теплопроводности с нелинейным граничным условием для тонкого зонда. По измеренному времени выхода зонда на стационарный режим работы и из найденного решения рассчитана температура газа около зонда в следе. Установлено, что в следе температура электронов равна $T_e \approx 12000 \pm 1000K$ и заметно превышает температуру тяжелых частиц $T \approx 2500 - 3000K$. Концентрация электронов n_e падает с увеличением расстояния от конуса. Величина n_e в присутствии паров MoO_3 на 30-40% меньше, чем в чистом воздухе. Приведено физическое объяснение полученных закономерностей. Полученные данные могут быть использованы для расчета константы скорости неравновесной реакции тройной рекомбинации с участием электронов и ионом Mo^+ .

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке гранта РФФИ (проект № 11-01-00504) и Роснауки (Гос. контракт 02.740.11.0615).

ЛИТЕРАТУРА

1. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов / Под ред. Г.А. Тирского. М.: Физматлит. 2011. 548 с.
2. Пилюгин Н.Н., Рудный Е.Б. Влияние примесей уносимого материала на электронную концентрацию плазмы воздуха // ТВТ. 1996. Т. 34. № 3. С. 355-364
3. Пилюгин Н.Н., Орфанов И.В. Излучение спектральных линий цезия и лития, испаряющихся при гиперзвуковом обтекании конуса // Астроном. вестник. 1995. Т. 29. № 5. С. 413-424
4. Орфанов И.В., Пилюгин Н.Н. Измерение интенсивности излучения линий натрия и молибдена в слое испарения при сверхзвуковом обтекании конуса // В сб.: «Исследование физико – газодинамических явлений при обтекании тел сверхзвуковым потоком». М.: Изд. Московского университета. 1998. С. 101-111.
5. Пилюгин Н.Н. Аналитическое решение задачи о столкновении двух гиперзвуковых потоков газа от симметричных источников // ПМТФ. 2010. Т. 51. № 2. С. 61-70

Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012

Секция 3

Внутренняя баллистика



ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОГАСАНИЯ ПОРОХА В УСЛОВИЯХ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ВЫСТРЕЛА

**В.Н. АЛЕКСАНДРОВ, Б.Д. ДИНОВЕЦКИЙ, А.В. КОСТОЧКО,
П.О. САФРОНОВ**

*Казанский национальный исследовательский технологический университет
420015, Казань, ул. К. Маркса, 68,
тел. (843)231-40-80, факс (843)231-40-80, E-mail: labgor@kstu.ru*

Приводятся результаты оценки возможности погасания пироксилинового (ПП), баллиститного (БП) и опытного (ОП) порохов в условиях выстрела из штатных артиллерийских систем.

Исследовали возможность погасания пороха при спадах давления в основной период выстрела (после достижения максимального давления в стволе) и в период последействия (после вылета снаряда из ствола). В последнем случае рассматривали возможность погасания пороха в двух вариантах: порох остается в стволе и порох вылетает из ствола вслед за снарядом. Оценка возможности погасания осуществлялась путем сопоставления значений критических скоростей спада давления ($P'_{кр}$), т.е. минимальных значений скоростей спада давления, приводящих к погасанию пороха, со значениями скоростей спада давления в стволе (P'). Если $P' < P'_{кр}$, то порох сгорит, а если $P' > P'_{кр}$ то погаснет.

Критические скорости спада давления порохов определяли на модельной установке, горение пороха в которой происходило в условиях, близких к условиям горения пороха в стволе орудия. Параметры спада давления в артиллерийских системах определяли по расчетным кривым изменения давления во времени.

Оценка возможности погасания пороха в основной период выстрела в пушках ($P_m \approx 280$ МПа, $V_0 \approx 900$ м/с) калибром $d=23-152$ мм показала, что возможность погасания увеличивается с уменьшением калибра системы и значения $P'_{кр}$ пороха. Так, погасание ПП возможно в системах калибра < 40 мм, БП < 70 мм, а ОП во всех рассмотренных системах.

При оценке возможности погасания пороха необходимо учитывать время, в течение которого происходит погасание пороха (τ_n). Оно зависит от параметров спада давления (P_n , P'), и при $P_n > 60$ МПа и $P' \gg P'_{кр}$ минимальное время погасание для всех исследованных порохов составляет 8-10 мс. Погасание пороха при $P' > P'_{кр}$ произойдет только в том случае когда $\tau_{сп} > \tau_n$. В рассмотренных системах $\tau_n > \tau_{сп}$, следовательно, погасание порохов не успеет произойти. Так, как в период последействия ограничения по времени отсутствуют, то погасание пороха произойдет. Причем БП погаснет независимо от того останется он в стволе или

вылетит из него, а ПП погаснет, если вылетит из ствола, а если он останется в стволе, то погасание произойдет в системах калибром ≤ 76 мм. ОП с низкой устойчивостью горения погаснет в любом случае.

Оценка возможности погасания пороха в основной период выстрела из гаубиц ($d=122,152,203$ мм) показала, что БП и ОП могут погаснуть ($P' > P'_{кр}$), а ПП нет ($P' < P'_{кр}$). Погасание БП и ОП может произойти только на уменьшенных зарядах, где $\tau_{сп} > \tau_{п}$. В период последствия БП и ОП погаснут всегда, а ПП только в том случае, если вылетят из ствола.

Оценка возможности погасания пороха в основной период выстрела из миномета ($d=82, 120$ мм) показала, что для всех порохов $P' > P'_{кр}$, но погасание не успеет произойти, так как $\tau_{сп} < \tau_{п}$. Погасание порохов произойдет в период последствия, где $P' > P'_{кр}$ и $\tau_{сп} > \tau_{п}$.

Если в основной период выстрела, при $P' > P'_{кр}$, погасание пороха не успеет произойти то скорость горения пороха при спаде давления, как показали результаты экспериментальных исследований, будет в два раза меньше, чем при $P' < P'_{кр}$. Это, безусловно, окажет влияние на уровень баллистических характеристик выстрела, и это необходимо учитывать при проектировании пороховых метательных зарядов.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОТЕРЬ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ МАНОМЕТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

**В.Н. АЛЕКСАНДРОВ, Б.Д. ДИНОВЕЦКИЙ, А.В. КОСТОЧКО,
С.А. СКУПКО**

*Казанский национальный исследовательский технологический университет
420015, Казань, ул. К. Маркса, 68,
тел. (843)231-40-80, факс (843)231-40-80, E-mail: labgor@kstu.ru*

При решении ряда задач внутренней баллистики ствольных систем необходим учёт тепловых потерь в стенки конструкций. В статье предлагается методика экспериментального определения тепловых потерь при сжигании пороха в манометрических бомбах. Для определения плотности теплового потока к стенкам бомбы измеряется температура поверхности полуограниченного тела стержневой термопарой.

Экспериментально на лучевой установке, площадь равномерного облучения которой 4,5х6,2 см, максимальная плотность теплового потока $q = 1260 \text{ кДж/м}^2\text{с}$, при одновременном определении плотности теплового потока с помощью стержневой термопары и микрокалориметра и сравнении результатов определён поправочный коэффициент, на который необходимо умножать показания стержневой термопары.

Экспериментальное определение тепловых потерь производилось в манометрических бомбах, свободные объёмы которых 27 и 1500 см³. конструкция первой позволяла размещать стержневые термопары по одной в торцевой и боковой поверхностях, конструкция второй - одну в торце и три в боковой поверхности равномерно по длине канала бомбы.

При разных плотностях заряжания сжигались пороха НДТ-3 18/1 тр и ПП 14/7. Расчётное максимальное давление воспламенителя (ДРП-2) 5 МПа.

Результаты испытаний приведены в таблице, где \bar{q}_T и \bar{q}_B среднеинтегральные значения плотностей тепловых потоков за время горения порохов к торцевым и боковым поверхностям манометрических бомб соответственно, $Q_{\text{пот}}$ - тепловые потери, $Q_{\text{пот}}/m_1 Q_{\text{вж}}$ - отношение тепловых потерь к энергии выделившейся при горении пороха, $\Delta P_{\text{max}}/P_{\text{max}}$ - отношение, учитывающее тепловые потери при горении пороха в манометрических бомбах, рассчитываемое по методу Мюраура.

Таблица

**Результаты испытаний по определению тепловых потерь при
горении порохов в манометрических бомбах.**

Марка пороха	$V_0, \text{см}^3$	$\Delta, \text{кг/см}^3$	$\bar{q}_r \cdot 10^{-1}, \text{кДж/м}^2\text{с}$	$\bar{q}_\sigma \cdot 10^{-1}, \text{кДж/м}^2\text{с}$	$Q_{\text{пот}} \cdot 10^{-1}, \text{кДж}$	$Q_{\text{пот}}/m_1 Q_{\text{вж}}, \%$	$\Delta P_{\text{max}} / P_{\text{max}}, \%$
НДТ-3 18/1 тр	27	0,10	1692	825	147,0	16,25	15,3
		0,15	2052	1043	139,4	10,27	9,6
		0,20	2378	1210	130,2	7,18	6,5
		0,25	2562	1403	122,7	5,42	4,9
	1500	0,10	1403	1202	2734	5,44	4,8
		0,15	1574	1315	2283	3,03	2,6
0,20		1620	1495	2057	2,05	1,7	
ПП 14/7	27	0,15	1926	1281	210,2	14,58	7,6
		0,25	2345	1645	152,0	6,33	4,5

Сравнение тепловых потерь, определённых экспериментально и расчётами по методу Мюраура показывает, что их значения в первом случае больше чем во втором. Для НДТ-3 18/1 тр $\Delta P_{\text{max}} / P_{\text{max}}$ в бомбе свободный объём которой 27 см^3 , в рассматриваемом диапазоне изменения плотности заряжения занижены по сравнению с определёнными экспериментально на 6-9%. В бомбе, объём которой 1500 см^3 , указанное значение на уровне 12-17%.

Для ПП 14/7 значения $\Delta P_{\text{max}} / P_{\text{max}}$ занижены по сравнению с полученными экспериментами на 48 и 29% соответственно плотностям заряжения 0,15 и 0,25 кг/м^3 . Вероятно полученное сравнительно большое различие в значениях теплотерь, определённых экспериментально и по методу Мюраура для ПП 14/7, обусловлено обстоятельствами горения порохов с узкими каналами.

О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СОСТАВОВ В ВОСПЛАМЕНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВАХ

Л.И. АЛЕШИЧЕВА, Д.В. ЛЕБЕДЕНКО, В.Ю. СЛАДКОВ

Тульский государственный университет

300600, Тула, пр. Ленина, 92

тел.: (4872) 33-24-10, E-mail: info@tsu.tula.ru

Важнейшим периодом работы ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) является воспламенительный период, от организации которого зависит задержка воспламенения заряда, выход двигателя на режим, разброс баллистических характеристик. Существует большое количество конструкций воспламенительных устройств, среди которых выделяются форкамерные воспламенительное устройство (ФВУ), обеспечивающие достаточно стабильную работу РДТТ. Для зарядов большого удлинения, с целью уменьшения времени задержки воспламенения, целесообразно использовать, разработанное авторами, ФВУ с подвижным элементом (ПЭ). ПЭ представляет собой перфорированную гильзу, заполненную воспламенительным составом (ВС), перемещающуюся по каналу заряда под действием перепада давлений.

Эффективность функционирования ФВУ существенно зависит от выбранного ВС. До недавнего времени в качестве ВС чаще всего использовался дымный ружейный порох, имеющий в составе продуктов сгорания большое количество частиц конденсированной фазы, интенсифицирующих процесс нагрева поверхности заряда. В последнее время стали широко применяться ВС, содержащие порошки высокоэнергетических металлов, таких как магний, алюминий. В данном случае расплавленные, горящие частицы металла, соударяясь с поверхностью заряда, прилипают к ней и деформируются, тем самым обеспечивая интенсификацию теплообмена. В отдельных случаях эти частицы могут коагулировать, образуя на поверхности заряда жидкую горящую пленку.

В настоящей работе сделана попытка оценки целесообразности применения металлизированных ВС с точки зрения задержки воспламенения заряда в локальной области.

При моделировании теплового взаимодействия частиц с поверхностью заряда предполагалось, что горящие частицы после вылета из расходных отверстий корпуса воспламенителя имеют осевую и

радиальную составляющую скорости, которые определялись из решения системы уравнений, описывающей процессы, протекающие в ПЭ в термодинамической постановке. Кинематические параметры движения частиц до их столкновения с поверхностью заряда рассчитывались с помощью программно-методического комплекса GAZ-2, разработанного на кафедре «Ракетное вооружение» ТулГУ.

В случае использования металлизированных ВС на поверхности заряда осаждаются расплавленные горящие частицы, которые прилипают к поверхности заряда и деформируются, в результате чего образуется поверхность контакта, большая, чем в случае с твердыми частицами

Теплообмен между частицей и поверхностью заряда описывался нестационарным двумерным уравнением теплопроводности в форме Франк-Каменецкого, записанном в декартовой системе координат с соответствующими граничными условиями.

Момент воспламенения определялся согласно тепловой теории воспламенения Я.Б. Зельдовича при выполнении двух условий: температура поверхности твердого топлива (ТТ) должна быть больше температуры вспышки; количество тепла, аккумулированного в поверхностном топливе превысит критическое значение.

Решение уравнения теплопроводности производилось по явной схеме методом конечных разностей.

В результате расчетов были получены распределения температуры по координатам и количества тепла, аккумулированного в поверхностном топливе, в различные моменты времени.

Анализ результатов расчетов показал, что применение жидких частиц позволяет интенсифицировать теплообмен в два раза, и уменьшить время задержки воспламенения поверхности ТТ в 3-4 раза по сравнению с твердыми частицами.

Таким образом, установлено, что применение высокоэнергетических металлов в качестве ВС позволяет существенно уменьшить время и неодновременность воспламенения заряда РДТТ.

ВНУТРЕННЯЯ БАЛЛИСТИКА ПИРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ С БОЛЬШИМИ НАЧАЛЬНЫМИ РАБОЧИМИ ПОЛОСТЯМИ

А.В. БУГАЕВ, П.Н. КАЛМЫКОВ

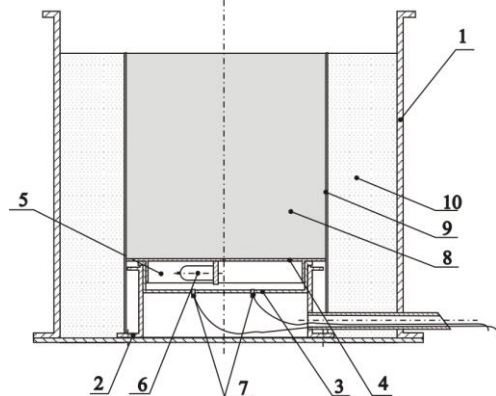
Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский НИИ
экспериментальной физики

607188 г.Саров Нижегородской обл., пр.Мира, 37

тел.(83130)24965, факс (83130)24979, E-mail: tilkunova@dep16.vniief.ru

В практике экспериментальных работ, проводимых в РФЯЦ-ВНИИЭФ, широкое применение получили пороховые газогенераторы (ПГГ) на основе зерновых пироксилиновых порохов, выступающих в качестве источников энергии для различных пиромеханических систем (ПС). Параллельно с экспериментальными работами совершенствуются инженерные методики расчета внутрибаллистических параметров ПС различных конфигураций. В основе данных методик лежат известные термодинамические приближения [1].

Однако сравнительно недавно было установлено, что для некоторых ПС результаты расчета существенно отличаются от результатов эксперимента. Особенностью этих систем является относительно большая величина объема их начальной рабочей полости ($1-50 \times 10^{-3} \text{ м}^3$) при относительно небольшой массе порохового заряда в ПГГ. Впервые данный феномен был обнаружен при испытаниях ПС, схематически изображенной на рис.1.



- 1 – контейнер; 2 – опора; 3 – днище; 4 – крышка;
5 – рабочая полость; 6 – ПГГ; 7 – датчики давления;
8 – разгоняемый груз; 9 – направляющая;
10 – сыпучая среда (песок).

Рис. 1. Пиромеханическая система

Начальный объем рабочей полости ПС составлял 0.018 м^3 , масса поднимаемого груза – 600 кг. Задача экспериментов сводилась к определению конструктивных параметров ПГГ, при которых обеспечивается перемещение груза на высоту 1 м, за время 0.2 с.

В первом же опыте с использованием ПГГ, спроектированного на основе методики [1], было получено значительное рассогласование расчетной и экспериментальной зависимостей давления в рабочей полости ПС от времени (рис.2).



Рис. 2. Экспериментальная и предварительная расчетная зависимости давления в рабочей полости ПС

После анализа возможных причин данного рассогласования было сделано предположение, что повышенное относительно ожидаемого давление в рабочей полости ПС может быть следствием процесса догорания пороховых газов за счет кислорода воздуха.

Для проверки данного предположения была проведена серия опытов, суть которых сводилась к исследованию зависимостей давления от времени, регистрируемых в полости ресивера (емкости) постоянного объема (20 л) при надуве его пороховыми газами, генерируемыми при помощи ПГГ (заряд – порох ВТ массой 6 г). При этом емкость заполнялась воздухом, азотом или кислородом при давлении окружающей среды, а также вакуумировалась. Масса пороха в ПГГ во всех опытах оставалась неизменной. В результате было установлено (рис.3), что при истечении пороховых газов в ресивер, заполненный кислородом или воздухом, давление в ≈ 4 раза превышает давление в ресивере, заполненном азотом или вакуумированным. Данный факт подтвердил наличие процесса догорания пороховых газов в ПС с большими рабочими полостями, первоначально заполненными воздухом.

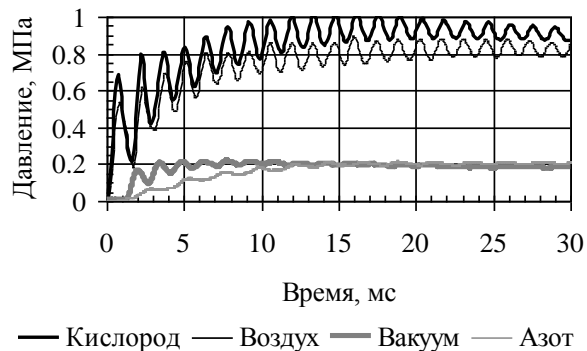
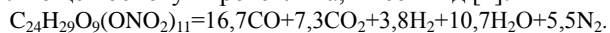


Рис. 3. Зависимости давления в ресивере от времени, зарегистрированные в разных средах

Уравнение разложения 11-ти азотной нитроклетчатки, составляющей основу пироксилина, имеет вид [2]:



В соответствии с правилом Берглю находим, что при догорании окиси углерода в углекислый газ и при сгорании водорода в воду выделяется энергия: 2.7 МДж/кг и 4.43 МДж/кг. Влияние эффекта догорания пороховых газов наглядно продемонстрировано на рис.4 путем сравнения работоспособности пороховых газов без их догорания (например, в стволе артиллерийского орудия) и с их полным сгоранием.

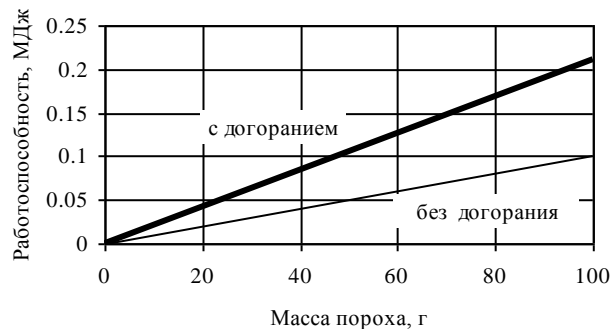


Рис. 4. Работоспособность пороховых газов

Установлено, что для сгорания пороховых газов до своих высших окислов на 1 грамм пороха в газогенераторе требуется ~0.001 м³ воздуха в рабочей полости ПС (при условии стационарного горения). Данное соотношение объясняет, почему в традиционных артиллерийских

системах указанные выше процессы играют ничтожно малую роль и в расчетах их внутрибаллистических параметров не учитываются.

С учетом протекания процессов догорания пороховых газов основные уравнения внутренней баллистики для рабочей полости ПС с большой начальной рабочей полостью запишутся в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{T} = \frac{\dot{Q}}{WP} \left[(k-1) \frac{G}{k_j-1} R_j T_j - (k-1) \rho M V \dot{V} + (k-1) G (aQ_{CO_2} + bQ_{H_2O}) \right]; \\ \dot{P} = \frac{1}{W} \left[(k-1) \frac{G}{k_j-1} R_j T_j - P\dot{W} - mTR - (k-1) \rho M V \dot{V} + (k-1) G (aQ_{CO_2} + bQ_{H_2O}) \right], \end{cases}$$

где помимо общепринятых обозначений: Q_{CO_2} и Q_{H_2O} - удельные теплоты реакций образования углекислого и водяного газов; а и b – относительные массовые доли CO и H₂ в пороховых газах; G – секундный приток газа; «j» - параметры газа в ПГГ.

С учетом догорания пороховых газов расчетная и экспериментальная зависимости давления в рабочей полости ПС хорошо согласуются друг с другом (рис.5).



Рис. 5. Экспериментальная и расчетная зависимости давления в рабочей полости ПС от времени

ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Серебряков М.Е.* Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. Оборонгиз. М., 1962.
2. *Горст А.Г.* Пороха и взрывчатые вещества. ГИОП. М., 1949 г.

НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОЧНОСКРЕПЛЕННОГО ЗАРЯДА ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ВЫСОКОЙ ПЛОТНОСТИ ЗАРЯЖАНИЯ С ГОЛОВНЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ

Ю.П. ВЕРКИН, И.В. ДУНАЕВА

Тульский государственный университет

3000012, Тула, пр. Ленина, 92

T.(4872) 35-18-79, ФАКС (4872) 35-00-06, E-mail DWA222@MAIL.RU

В последнее время ведутся работы по улучшению энергетических характеристик и коэффициента конструктивного совершенства двигателей неуправляемых средств поражения.

Повышение энергоотдачи на единицу массы двигателя связано с применением высокоэнергетических составов топлива, высоким коэффициентом заполнения камеры двигателя при условии уменьшения массы его корпусно-маханической части.

Повышенные требования к двигателям такого вида объективны и являются базовыми, так как повышение энергоотдачи связано с повышением боевого могущества системы вооружения в целом.

К примеру, применение двигателей с повышенной энергоотдачей позволяет использовать головные части большей массы при условии их применения из штатных пусковых установок. При разработке новых систем вооружения позволяет сделать их качественный скачок, направленный на расширение диапазона применения и существенного повышения боевого могущества.

Тем временем применение высокоэнергетических составов топлива с высокой плотностью заряжания в камере связано со сложными процессами напряженно-деформированного состояния (НДС) при его работе.

Для более устойчивого воспламенения заряда и меньшего разброса времени выхода его на режим работы применяется схема головного воспламенения. При головном воспламенении прочноскрепленного с корпусом заряда твердого топлива имеющего профилированный центральный канал актуален вопрос интенсивного воздействия продуктов сгорания воспламенителя на его переднюю часть. При высокой плотности заряжания в такой системе «Воспламенитель-Заряд» возникают вопросы устойчивой работы передней части заряда твердого топлива.

В представляемой работе произведено математическое моделирование моделирования сопряженных процессов нестационарного

двумерного течения газов в области переднего торца заряда и динамики деформирования шашки при высокой плотности заряжания ракетного двигателя с форсированным выходом на режим. На рис.1 представлена расчетная схема исследуемых вариантов конструкции. Расчетные схемы различаются формой торца.

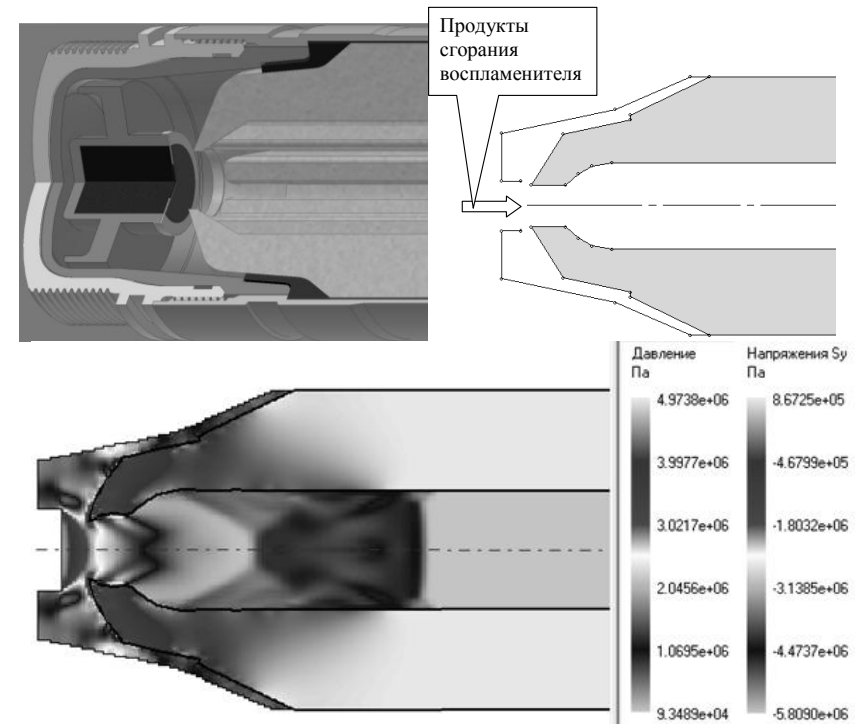


Рис. 1. Расчетная схема и результаты моделирования сопряженных процессов нестационарного двумерного течения газов в области переднего торца заряда и динамики деформирования шашки

Под действием втекающей струи продуктов сгорания воспламенителя передний торец испытывает действие повышенного избыточного давления и начинает интенсивно деформироваться, уменьшая диаметр проходного сечения внутреннего канала шашки. Это в свою очередь приводит к дополнительному повышению давления в объеме перед передним торцом, последующему ускорению обжатия выступающей части шашки и нарушению работоспособности конструкции. В процессе функционирования происходит потеря устойчивости передней части заряда, вызванная его «схлопыванием» и

последующим разрушением (рис.2).

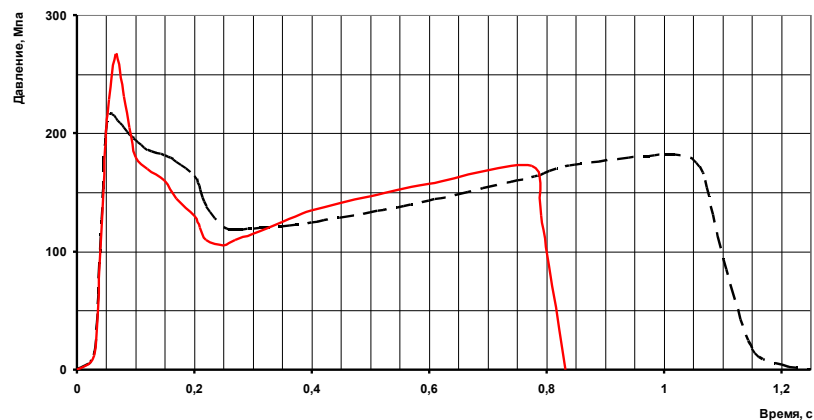


Рис. 2. График зависимости давления от времени (сплошная линия – демонтаж заряда, пунктирная – после доработки заряда)

Выполнено исследование ряда вариантов конструкции заряда по оценке воздействия потока продуктов сгорания заряда воспламенительного устройства, размещенного в переднем днище, на передний торец заряда, с целью оптимизации параметров заряда воспламенительного устройства и выбора рациональной конфигурации торца заряда. Предложен рабочий вариант конструкции.

ПУТИ СОЗДАНИЯ СРЕДСТВА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ДЛЯ ППМЗ САО

М.Е. ВЛАСЕНКО, С.А. ВИННИК

*Открытое акционерное общество «Научно-производственное
предприятие» «КРАСНОЗНАМЁНЕЦ»*

*195043, Санкт-Петербург, К-43, ул. Челябинская, 95,
тел. (812) 456-64-51, факс (812) 456-64-51, E-mail – krasnozn@mail.ru*

Приоритетным направлением совершенствования боеприпасов к 152 мм САО следует считать замену раздельно гильзового заряжания на картузное с использованием переменных модульных метательных зарядов (ППМЗ). Отсюда вытекает потребность в воспламенительных трубках, размещаемых в грибовидном стрелке затворной группы орудия, вместо капсульных втулок, вворачиваемых в гильзы боеприпасов. На сегодняшний день имеется две штатные конструкции воспламенительных трубок для выстрелов картузного заряжания - УТ-36 ударного действия и И-19 электроударного действия. Обе конструкции трубок непригодны для использования (причины: малая стойкость к нагрузке выстрела, обтюрирующая способность в широком диапазоне давлений, невозможность автоматически подаваться через механизм заряжания, принцип задействия).

Начальный этап проектирования новой трубки. Наибольшую сложность составляло обеспечение обтюрации в широком диапазоне давлений с последующей облегченной экстракцией. В связи с этим был избран нетрадиционный путь - перемещение наружного обтюлятора в область затравочного отверстия с раскрывающимся во время срабатывания СВ медным обтюратором переменного сечения. Расчетно-аналитическая оценка разрушения обтюлятора под воздействием давления и перекрытия его стенками затравочного отверстия для обеспечения обтюрации газов в полости затворной части показала невозможность использования данного конструктивного решения.

После детального изучения всех нюансов работы СВ в разрабатываемой САО, предыдущего опыта работы с трубками УТ-36 и И-19, было найдено конструкторское решение ТВ-УЭД-3 основанное на образовании в корпусе трубки форкамеры с конусностью внутренней полости, свободной от размещения собственного заряда, отжигом дульной части корпуса и термообработкой хвостовой части до HRC 40 ÷ 45 ед. и «закусыванием» тонкостенной части дульца в специально образованной конусной части патронника грибовидного стержня. Предложенная конструкция ТВ-УЭД-3 дважды прошла испытания на

реальной мат. части арт. системы.

Продолжая дальнейшую отработку конструкции СВ было принято решение о замене материала корпуса трубки на легированную сталь 38ХМ взамен конструкционной с термообработкой по всей длине, в том числе дульца до НРС 32 – 34 ед. Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) корпуса на всей длине трубки по специальной компьютерной программе с учетом мех. характеристик металла, зазоров в посадочном месте показывает, что остаточные усилия формируются по зоне дульца и в локальной области на конце цилиндрической части трубки. Изготовленные из стали 38ХМ с термообработкой трубки ТВ-УЭД-3 были испытаны на специально спроектированной сопловой установке, позволяющей в стендовых условиях нагружать СВ до давления с временем воздействия, близким к реальному в арт.системе.

Задача обеспечения зажжения модулей порохового заряда, отстоящих от СВ на значительном расстоянии. Наиболее объективным параметром, оценивающим процесс зажжения, является размерное время зажигания (t_3). Расчетной оценкой можно определить давление продуктов срабатывания СВ во фронте подходящей к зажигаемой поверхности волны горения.[2] Такой параметр хотя и важен, но определяющего значения не имеет – достаточно убедиться, что давление воспламенительного импульса избыточное. Для объективной оценки форса пламени и воспламеняющей способности от СВ разработана специальная установка способная с помощью фотодатчиков измерять интенсивность форса по всей длине, оценивать предельную дальность и, что особенно важно, время задержки воспламенения. Этот параметр является – интегрирующим, т.е. наиболее объективно характеризующим процесс воспламенения. Оценка воспламеняющей способности трубки с помощью описанной выше установки фотоизмерения форса пламени, позволила найти конструктивное решение по усилению воспламенительного импульса СВ.

Проведенные исследования в рамках ОКР, включающие в себя расчетно – экспериментальную оценку, стендовые и натурные полигонные испытания на реальной арт. системе, позволили найти принципиальное конструкторское решение электроударного средства воспламенения для модульного полного переменного метательного заряда 152 мм выстрела.

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭЛАСТИЧНОГО РАЗДЕЛИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА В ДВУХРЕЖИМНОМ ДВИГАТЕЛЕ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

И.А. ГАБОВ

ФГУП «Научно – исследовательский институт
полимерных материалов»

614113, г. Пермь, ул. Чистопольская дом 16

Телефон (342) 283 -68-87, E- mail : niipm@pi.ccl.ru

В настоящее время при проектировании современных ракетных двигателей двукратного включения большое внимание уделяется оптимизации геометрических размеров заряда и двигателя, а так же и конструктивного оформления разделительных перегородок между зарядами.

Существуют различные конструктивные схемы многокамерных ракетных двигателей, в том числе и тандемные двухкамерные схемы. Данные схемы предполагают наличие разделительной перегородки между зарядами первой и второй ступени.

Недостатком данных конструкций является наличие между зарядами жесткого силового элемента – разделительного днища или перегородки, которые необходимы для обеспечения заданной последовательной работы зарядов первого и второго режимов, что увеличивает массу корпуса и двигателя в целом.

Поэтому существует необходимость в создании ракетного двигателя двукратного включения, в котором максимально уменьшена пассивная масса.

Перспективным направлением в разработке конструкции ракетного двигателя двукратного включения с прочноскрепленными зарядами из смесового твердого топлива, обеспечивающих два режима работы ракетного двигателя, является предлагаемая на рис. 1 конструкция, технической задачей которой является уменьшение пассивной массы двигателя.

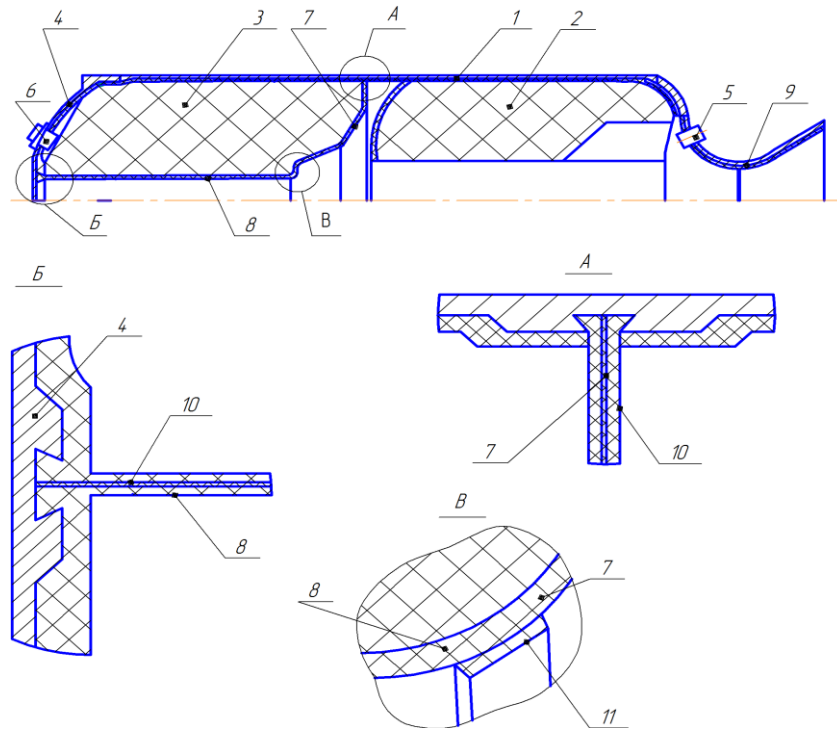


Рис. 1. Конструкция двухрежимного ракетного двигателя.

- | | |
|---|--------------|
| 1- Корпус двигателя | 7- Мембрана |
| 2- Заряд первого режима | 8- Рукав |
| 3- Заряд второго режима | 9- Сопло |
| 4- Крышка передняя | 10- Строп |
| 5- Узел инициирования заряда первого режима | 11- Накладка |
| 6- Узел инициирования заряда второго режима | |

Технический результат достигается тем, что в двухрежимном двигателе твердого топлива последовательно установленные в нем и разделенные днищем заряды первого и второго режимов, узлы инициирования, сопло, днище между зарядами выполнено в виде эластичной мембраны, в центральной части которой с помощью программируемого разрушаемого соединения закреплен эластичный рукав, размещенный в канале заряда второго режима. При этом противоположный конец рукава закреплен со стороны переднего дна двигателя, а расходные отверстия узла инициирования заряда второго режима соединены с полостью, образованной поверхностью горения

заряда второго режима и наружной поверхностью рукава. Мембраны и рукав содержат стропы из высокопрочного эластичного материала. Наличие строп внутри рукава и эластичной мембраны позволяет исключить возможность непредусмотренного нерасчетного подъема давления в камере сгорания за счет надежного закрепления рукава и мембраны в конструкции двигателя после их программированного раскрепления во время работы заряда второго режима.

Вторая ступень подвергается температурному воздействию со стороны канала от газового потока при работе первой ступени. Расчетом температурных полей определена необходимая толщина рукава и мембраны.

Двухрежимный двигатель работает следующим образом. После срабатывания узла инициирования в процессе горения заряда первого режима мембрана и рукав обеспечивают тепловую защиту и не воспламеняются зарядом второго режима. После окончания работы заряда первого режима по команде от системы управления ракетой срабатывает узел инициирования заряда второго режима. Продукты сгорания узла инициирования попадают в полость между рукавом и поверхностью горения заряда второго режима. Под действием образовавшегося давления происходит разрушение соединения манжеты и рукава путем разрыва резиновой накладкой, толщина которой выбирается с учетом её коксования при работе заряда первого режима. При работе заряда второго режима мембрана и рукав прохлываются в сторону направления истечения продуктов сгорания, прококсовываются, постепенно разрушаются и уносятся через сопло.

В работе показано, что использование сгораемого эластичного разделительного элемента в двухрежимном двигателе твердого топлива позволяет уменьшить массу силовых элементов конструкции, повысив тем самым энергомассовые характеристики двигателя в целом.

МЕТОДИКА ПОДБОРА ХАРАКТЕРИСТИК НОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ВЕДУЩЕГО ПОЯСКА (ВП)

А.В. ГУСЬКОВ, К.Е. МИЛЕВСКИЙ, Е.Ю. СЛЕСАРЕВА
Новосибирский государственный технический университет
630092, Новосибирск, пр.К.Маркса, 20,
Тел 8 (383) 346-25-65

Ведущая часть снаряда в совокупности с нарезами в канале ствола орудия служит для придания вращательного движения снаряду и для правильного ведения его по каналу ствола (КС). Обеспечение нормального функционирования ведущего пояска и правильного ведения снаряда по каналу орудия является центральным вопросом проектирования ведущей части, рациональное решение которого предопределяет при всех прочих равных условиях возможность получения требуемой дальности и кучности боя снарядов на протяжении всей боевой службы орудия. При исследовании функционирования ведущего пояска можно выделить следующие факторы, влияющие на взаимодействие ВП с КС:

1. Усилия, возникающие при образовании выступов в соединительном конусе и конусе врезания и вызывающие механические напряжения, трение и термический эффект;
2. Давление выступов пояска на боевые грани нарезов, сопровождаемые трением, тепловым эффектом и возникновением напряжений во внутренних слоях металла ствола прилегающих к нарезам так и материала корпуса снаряда в зоне крепления ведущего пояска;
3. Трение между ведущей частью снаряда и поверхностью канала ствола;
4. Физико-механические свойства материалов ствола, снаряда и его ведущей части;
5. Удары (колебания) снаряда о стенки канала ствола, возникающие вследствие колебательных движений;
6. Непрорыв пороховых газов между ВП и поверхностью канала ствола.

Для изучения влияния перечисленных факторов при функционировании ВП предлагается методика подбора и отработки характеристик конструкции ведущего пояска (материал ВП, способ закрепления на корпусе артиллерийского снаряда (АС), геометрические параметры, величина форсирования и т.д.).

Методика основывается на разделении движения снаряда по каналу ствола на несколько периодов с целью определения факторов, как по количественным параметрам, так и по качественным.

Первый период – процесс врезания и формирования боевого

выступа, при котором и возникают: давление на канал ствола, трение и как следствие термический эффект, зависящий от физико-механических свойств материалов ствола, корпуса снаряда и ведущего пояска. Пластическая деформация материала ведущего пояска является причиной повышения температуры в зоне контакта и возникновения напряжений как в материале КС, так и в материале АС – который в зоне ВП работает в упруго - пластическом состоянии.

Второй период – процесс движения снаряда по каналу ствола. При данном периоде большую роль играет трение под действием упругих деформаций канала ствола и корпуса снаряда и вибрации снаряда, из-за разностенности корпуса снаряда, двух видов движения (поступательного и вращательного) (Рис.1).

Третий период – движение снаряда на траектории и действие по цели (кучность, меткость и т.д.).

Цель предлагаемой методики – отработка конструкции ВП в лабораторных условиях, до проведения полигонных испытаний.

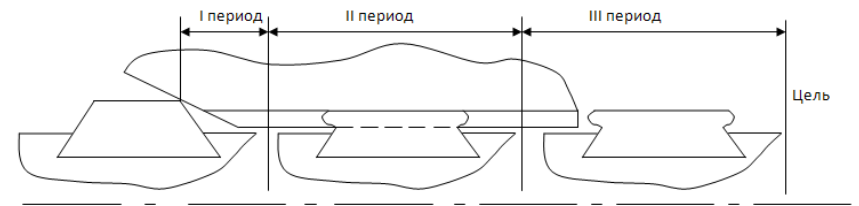


Рис. 1. Периоды движения снаряда по КС

Из анализа тенденций развития техники видно, что наряду с появлением новых видов артиллерийских систем идет непрерывное совершенствование существующих видов. При этом возрастают требования по повышению точности, стойкости, прочности функционирования узла АС – ВП – КС, обтюрации пороховых газов, возросшие требования влияют на разработку конструкции ВП.

Одной из главных задач функционирования ВП является исследование процесса пластического деформирования материала ВП, при котором происходит формирование зеркальной поверхности боевой грани на материале ВП с помощью лабораторных испытательных установок.

Для создания условий испытаний отработки конструкции предлагается методика, основанная на сравнении функционирования штатной конструкции ВП и предлагаемой. Методика представлена на рисунке 2.



Рис. 2. Методика исследования

1. Осадка

Исследование первого периода процесса врезания и формирования боевого выступа, позволяет обеспечить подбор геометрии ВП и обеспечить минимальные параметры по давлению.

Таблица 1 – Параметры процесса осадки

Рабочие параметры	Испытуемая система	Характеристики функционирования ВП
Тип движения - поступательное	Схема процесса	Скорость деформации, сек ⁻¹
Усилия, Н		Скорость деформирования, м/с
Скорость нагружения, м/с	Геометрия образца: калибр, высота ВП, ширина ВП, количество ВП, материал: $\sigma_T, \sigma_s, \psi, \delta, HRB, HRC$	Площадь контакта s , мм
Продолжительность испытания t , сек		Усилие осадки, Н
Температура T , °C	Геометрия имитатора канала ствола: калибр, высота и ширина нареза, количество нарезов, материал: $\sigma_T, \sigma_s, \psi, \delta, HRB, HRC$	Глубина осадки, мм
Величина внедрения a , мм		Усилие деформирования, Н

Воздействие сил представлено на рисунке 3.

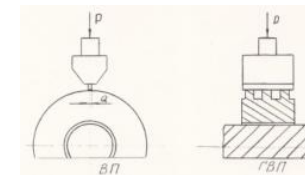


Рис. 3. Схема осадки

2. Продавливание со скручиванием через канал ствола

На данном этапе подтверждаются геометрические параметры ведущего пояска, подобранные во время осадки. Схема продавливания представлена на рисунке 4.

Таблица 2 – Параметры процесса продавливания со скручиванием

Рабочие параметры	Испытуемая система	Характеристики функционирования ВП
Тип движения - винтовое	Схема процесса	График зависимости, $P(t), P(L)$
Усилия, Н		
Скорость нагружения v , м/с	Геометрия корпуса снаряда: калибр, способ крепления, высота ВП, ширина ВП, количество ВП, материал: $\sigma_T, \sigma_n, \psi, \delta, HRB, HRC$	Расчет давления форсирования, Па
Продолжительность испытания t , сек		
Температура $T, ^\circ C$		
Величина внедрения a , мм	Геометрия КС: калибр, высота и ширина нареза, количество нарезов, угол, материал: $\sigma_T, \sigma_n, \psi, \delta, HRB, HRC$	Работа деформации, Дж
Площадь контакта S , мм		
Путь формирования L , мм		

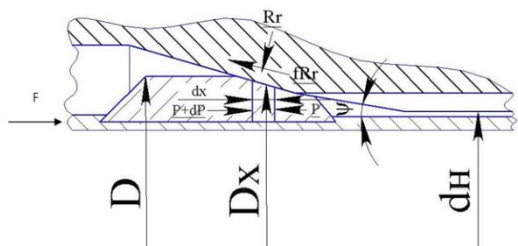


Рис. 4. Схема продавливания

3. Выстрел

Таблица 3 – Параметры процесса выстрела

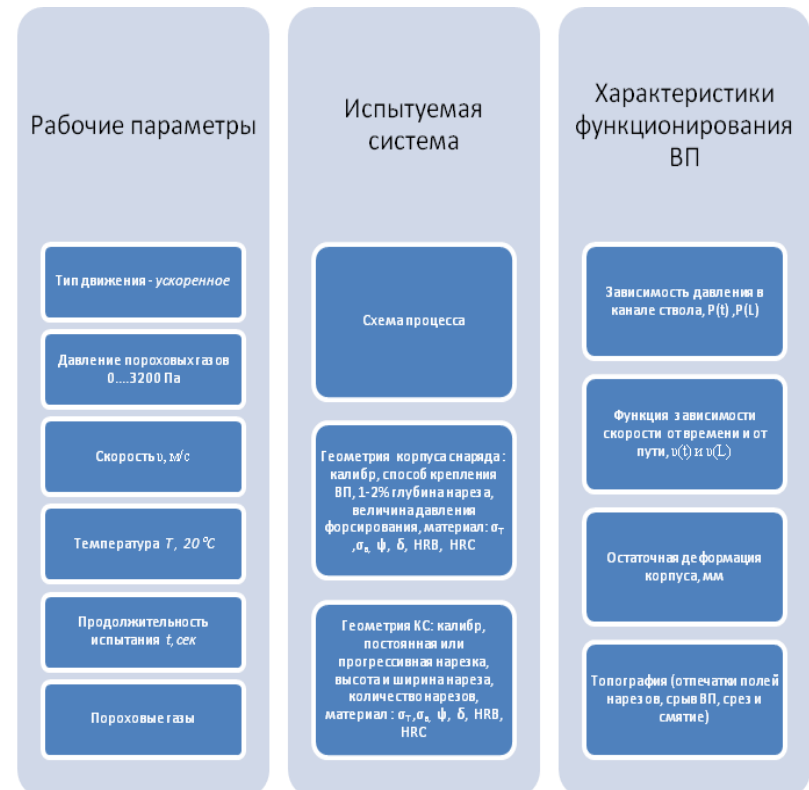


Схема выстрела и воздействие сил представлены на рисунке 5.

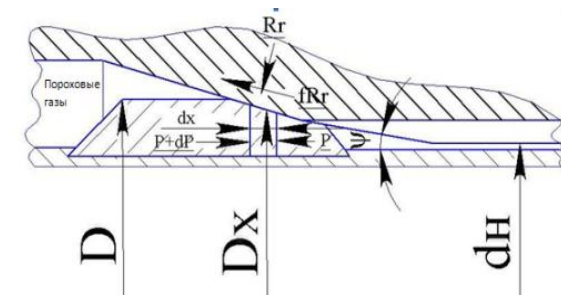


Рис. 5. Схема выстрела

Вывод: предлагаемая методика опробирована на проектировании конструкции гребенчатого ведущего пояска калибра 122мм.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Ефимов М.Г.* Теория проектирования артиллерийских снарядов: Учебн. пособие / Часть 1. М.Г. Ефимов; Артилл. акад. РККА им. Дзержинского, 1935. – 240с.
2. *Чурбанов Е.В.* Краткий курс баллистики, Санкт-Петербург – 2006.
3. *Туктанов А.Г.* Технология производства стрелково-пушечного и артиллерийского оружия: учебник для студентов вузов. А.Г. Туктанов; М.: Машиностроение, 2007. – 375с.
4. *Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др.* Средства поражения и боеприпасы: Учебник/ А.В.Бабкин, В.А. Велданов, Е.Ф. Грязнов и др.; Под общ.ред. В.В. Селиванова; М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана,2008.- 984с.

НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ПРИ ЗАПУСКЕ СНАРЯДА ИЗ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУДИЯ

В.А. ДУНАЕВ, В.А. НИКИТИН, Ю.В. ПОЛОЖАЙ

Тульский государственный университет

3000012, Тула, пр. Ленина, 92

Т.(4872) 35-18-79, ФАКС (4872) 35-00-06, E-mail DWA222@MAIL.RU

В последнее время для повышения дальности полёта на артиллерийские снаряды, управляемые и неуправляемые, устанавливаются различного рода ракетные двигатели твёрдого топлива. Независимо от структурной схемы в их состав входит заряд твёрдого топлива, прочность которого при старте часто определяет функциональную надёжность всего снаряда в целом.

При выстреле из артиллерийского орудия указанный заряд подвергается сложным условиям нагружения: продольная перегрузка достигает 17000-18000 единиц, являясь при этом знакопеременной, скорость вращения составляет 250-300 об./с, поэтому необходимо на этапе проектирования рассмотреть его напряжённо-деформированное состояние (НДС) и произвести сравнительную оценку напряжений и деформаций с допустимыми значениями.

В представляемой работе произведено математического моделирования НДС заряда ракетного двигателя, установленного на артиллерийском снаряде, при старте.

Моделирование НДС заряда проводилось при действии на него

сложной комбинированной нагрузки: продольных инерционных сил от перегрузки при старте и центробежных сил, вызванных вращением снаряда вокруг продольной оси. Математическая модель напряженно-деформированного состояния топливного заряда под действием указанных нагрузок построена на основе фундаментальных соотношений теории вязкоупругости для динамических задач с учетом относительно низкой величины модуля упругости и малой сжимаемости топлива. При расчётах учитывалось упрочнение материала при динамическом нагружении, которое зависит от скорости деформации.

Исследовалось НДС в осесимметричной постановке одноканальной цилиндрической шашки из смесового топлива, бронированной по наружной поверхности и одному из торцов с опорой на бронированный торец.

Характер нагружения имел комбинированный вид, соответствующий условиям движения снаряда в стволе. Шашка одновременно нагружалась продольной инерционной нагрузкой и радиальной нагрузкой от центробежного ускорения, вызванного вращением снаряда. Центробежная и продольная перегрузки действуют на заряд по-разному: продольная перегрузка сжимает заряд по оси в направлении от свободной поверхности к опоре, в то время как центробежная нагрузка сжимает заряд в радиальном направлении от центра к периферии. Так как обе эти нагрузки являются инерционными и зависят от массы, то они являются переменными по линейному размеру шашки, увеличиваясь от минимума на свободной поверхности до максимума – на опорной. Диапазоны инерционных нагрузок от этих двух ускорений на наружной поверхности заряда оказываются сопоставимыми. В других сечениях заряда продольная перегрузка оказывается в определенные моменты времени больше центробежной, но она всё-таки не является преобладающей, поэтому в суммарные деформации заряда центробежные перегрузки вносят заметный вклад.

При моделировании НДС заряда в первую очередь рассматривалось поведение свободных небронированных поверхностей заряда, так как их профиль в первую очередь определял процессы в камере сгорания двигателя. Под действием сжимающей продольной перегрузки и переменной, увеличивающейся от центра к периферии центробежной нагрузки, начиная примерно со среднего радиуса по направлению к периферии, вследствие превышения в этой области центробежной силы над осевой, поверхность свободного торца перемещалась в осевом направлении (выпучивалась) и упиралась в жёсткую стенку, расположенную на некотором расстоянии. В то же время слои заряда, примыкающие к внутренней поверхности, перемещались по оси заряда в противоположном направлении, сжимая и деформируя

заряд, уменьшая высоту внутренней поверхности, прижимаясь к опорной решётке, расположенной по центру, и перекрывая проточную полость для прохода газов между зарядом и опорной решёткой. Указанная деформация заряда развивалась во времени, достигая максимального значения к дульному моменту.

Внутренняя поверхность заряда (канала) сжимается: в осевом направлении - продольной перегрузкой, а в радиальном – центробежной. Итоговые деформации данной поверхности заряда будут определяться соотношением продольной перегрузки (сжимающих сил), под действием которой она должна перемещаться к центру, прижимаясь опорной решётке, и центробежных сил, действующих от центра к периферии, оттягивающих её от решётки. Так как на данной поверхности в силу неизменности радиуса центробежные силы одинаковы, а продольные возрастают из-за увеличения напора массы по мере удаления от свободного торца, то баланс сил вдоль оси изменяется. Внутренняя поверхность сжимается, уменьшаясь по высоте примерно на 20%, затем, ещё примерно на 10% высоты, на эту поверхность действуют растягивающие напряжения, и под их действием поверхность заряда оттягивается от решётки, расположенной в центре, что особенно хорошо проявляется для дульного момента.

После выхода снаряда из канала ствола продольная нагрузка исчезает и заряд находится только под действием центробежной нагрузки, в результате действия которой внутренняя поверхность заряда удаляется от опорной решётки. То есть разрушение заряда, связанное с выдавливанием топлива через отверстия решётки, возможно только при движении снаряда по каналу ствола, в дальнейшем такой опасности не существует.

В результате расчётов были даны практические рекомендации по расположению расходных отверстий в опорной решётке (на высоте примерно 30% от верхнего края) для предотвращения выдавливания топлива через них, а также по выполнению фаски на верхней внутренней свободной угловой окружности для улучшения воспламеняемости заряда.

Необходимо отметить, что вследствие деформирования заряда увеличивается его поверхность горения, а на внутренней цилиндрической поверхности скорость горения топлива может возрастать из-за действия центробежных сил, что скажется на развитии рабочего процесса в камере сгорания двигателя.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В БЕССОПЛОВОМ РДТТ

М.Ю. ЕГОРОВ¹, Д.М. ЕГОРОВ²

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
614000, г. Пермь, Комсомольский проспект, д.29,
тел. (342) 237-81-35, e-mail egorov-m-j@yandex.ru

²ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов»,
614013, г. Пермь, ул. Чистопольская, д.16,
тел. (342) 254-10-94, факс (342) 250-11-88, e-mail egorovdimitriy@mail.ru

Численное исследование динамики внутрикамерных процессов (проведение т.н. внутрибаллистического расчёта) является одной из главных задач при разработке и проектировании РДТТ [1, 2 и др.]. В рамках этой задачи определяются основные рабочие параметры ракетного двигателя – тяга, массовый секундный расход продуктов сгорания, время релаксации камеры сгорания и др.

Современный РДТТ – сложная техническая система, в которой одновременно протекает ряд взаимосвязанных нелинейных и нестационарных физико-химических процессов. Камера сгорания современного РДТТ – сложная пространственная конструкция, описание геометрии которой также представляет собой весьма непростую задачу. Эта задача должна разрешаться с учётом подвижных граничных условий (выгорание свода заряда твёрдого топлива, вылет заглушки и др.), которые, в свою очередь, сами должны быть определены при решении задачи горения и газодинамического течения в камере сгорания [3, 4].

Численное исследование динамики внутрикамерных процессов в бессопловом РДТТ имеет свои особенности [4, 5]. На первый взгляд бессопловой ракетный двигатель является, с точки зрения технологии изготовления, более простой конструкцией (отсутствует сопловой блок). Однако провести расчёт с требуемой точностью для такого типа двигателя по существующим в отрасли методикам практически невозможно. Это, в первую очередь, связано с отсутствием фиксированного в пространстве критического сечения в проточной части камеры сгорания бессоплового РДТТ. Больше того, как такового сверхзвукового сопла ракетного двигателя с постоянным геометрическим профилем здесь нет (профиль сопла формируется в канале заряда твёрдого топлива и изменяется во времени), а, значит, и нет возможности корректно рассчитать параметры потока продуктов сгорания по известным численным методикам [3-5 и др.].

Для устранения этого факта в предлагаемой работе предпринята

попытка численного исследования динамики внутрикамерных процессов в бесспорном РДТТ с учётом особенностей этого типа ракетных двигателей. Метод исследования – постановка прямого вычислительного эксперимента. Рассматривается сопряжённая задача, включающая в себя:

- нестационарное срабатывание воспламенительного устройства;
- нестационарный прогрев, воспламенение и последующее нестационарное и турбулентное горение заряда твёрдого топлива;
- нестационарное трёхфазное гомогенно-гетерогенное течение воздуха и продуктов сгорания воспламенительного состава и твёрдого ракетного топлива в камере сгорания;
- разгерметизацию камеры сгорания и последующее движение заглушки ракетного двигателя;
- изменение геометрии поверхности горения за счёт постепенного и неравномерного выгорания свода заряда твёрдого топлива.

Каждая из подзадач рассматривается во взаимосвязи и разрешается одновременно – на одном шаге по времени.

Физико-математическая постановка задачи исследования динамики внутрикамерных процессов в РДТТ без учёта выгорания свода заряда твёрдого топлива подробно изложена в [6]. Воспользуемся ей и дополним её недостающими элементами. Будем учитывать перемещение поверхности горения заряда твёрдого топлива в пространстве камеры сгорания по времени работы бесспорного РДТТ. Постановка условий на подвижной границе расчётной области – поверхности горения заряда твёрдого топлива формулируется следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_i}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial \varphi_j}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \varphi = k, c_p, \mu, \lambda, a; \quad \mathbf{W}_i = v_k; \\ \frac{\partial E_1}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial J_j}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial P}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad i = 1, 2, 3; \quad j = 2, 3; \end{aligned} \quad (1)$$

В (1) приняты обозначения: ρ – плотность; \mathbf{n} – нормальный вектор к поверхности; k – показатель адиабаты; c_p – удельная теплоёмкость при постоянном давлении; μ – коэффициент динамической вязкости; λ – коэффициент теплопроводности; a – коволюм газа; \mathbf{W} – вектор скорости; v – скорость горения; E – полная удельная энергия; J – внутренняя удельная энергия; P – давление. Индексы: i, j – номер фазы гомогенно-гетерогенной смеси; k – твёрдое топливо (к-фаза).

Фактически в системе уравнений (1) выполняются условия непротекания на подвижной границе расчётной области. Перемещение поверхности горения заряда твёрдого топлива осуществляется со скоростью горения v_k в направлении внешней нормали к поверхности горения. Кроме того, поверхность горения заряда твёрдого топлива является ещё и активной границей. На ней осуществляется приход массы,

импульса и энергии в расчётную область.

Основная система дифференциальных уравнений газовой динамики (см. дополнительно [6]) в рамках рассматриваемой задачи, с учётом подвижных и активных граничных условий на поверхности горения заряда твёрдого топлива (1), интегрировалась численно методом Давыдова (методом крупных частиц) – методом постановки вычислительного эксперимента [3, 6-9 и др.]. В расчётах использовалась явная параметрическая (три параметра) полностью консервативная конечно-разностная схема метода. Для повышения вычислительной устойчивости один из параметров разностной схемы вводился непосредственно в конечно-разностную аппроксимацию граничных условий на подвижной и активной границе расчётной области – поверхности горения заряда твёрдого топлива. Применялась равномерная (однородная и изотропная) расчётная сетка. На всех (в том числе и на поверхности горения) нерегулярных (не совпадающих с расчётной сеткой) границах расчётной области использовался аппарат дробных ячеек. Приход с поверхности горения заряда твёрдого топлива осуществлялся путем впрыска в расчетные ячейки, геометрически расположенные на поверхности горения заряда, продуктов сгорания с заданными изменяемыми во времени параметрами. На всех закрытых границах области интегрирования выполнялись условия непротекания. На открытых границах использовалась экстраполяция параметров потока из расчётной области.

Приводятся некоторые результаты численного расчёта динамики внутрикамерных процессов при срабатывании бесоплового РДТТ:

- изменение конфигурации камеры сгорания ракетного двигателя по мере выгорания свода заряда твёрдого топлива. В процессе работы РДТТ в канале заряда формируется критическое сечение, разделяющее дозвуковую и сверхзвуковую область течения продуктов сгорания. Кроме того, геометрическое положение этого сечения меняется во времени работы ракетного двигателя.

- распределение газодинамических параметров по объёму камеры сгорания ракетного двигателя крайне неоднородное. По времени работы РДТТ также наблюдаются существенные изменения. Давление в камере сгорания интенсивно падает (особенно в районе переднего днища в начальный момент времени работы), температура и скорость продуктов сгорания изменяются менее интенсивно. В районе выходной части камеры сгорания наблюдается срыв потока из-за неоптимальной профилируемости стенки заряда твёрдого топлива и камеры сгорания. Существенное падение давления в камере сгорания парируется значительным увеличением поверхности горения заряда твёрдого топлива. Вследствие чего тяга (основная характеристика двигателя) по

времени работы беспоплового РДТТ меняется незначительно. Это является существенным преимуществом данного типа РДТТ.

В целом результаты расчётов хорошо согласуются с результатами натурных стендовых испытаний по отработке беспоплового РДТТ.

Разработанная физико–математическая модель и созданный на её базе программный комплекс позволяют проводить детальное комплексное исследование динамики внутрикамерных процессов при срабатывании беспоплового РДТТ, а также и классического РДТТ (т.е. двигателя с соплом).

ЛИТЕРАТУРА

1. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. - 533 с.
3. Липанов А.М., Бобрышев В.П., Алиев А.В. и др. Численный эксперимент в теории РДТТ. Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. – 302 с.
4. Внутренняя баллистика РДТТ / РАН; А.В. Алиев, Г.Н. Амарантов и др.; под ред. А.М. Липанова и Ю.М. Милёхина. М.: Машиностроение, 2007. - 504 с.
5. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдом топливе / А.Б. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верховоломов и др.; по ред. Л.С. Яновского. М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
6. Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М. Численное исследование переходных внутрикамерных процессов при выходе на режим работы РДТТ//Изв. Вузов. Авиационная техника. 2010.№3.С.41-45.
7. Давыдов Ю.М. Крупных частиц метод // Математическая энциклопедия. Т. 3. М.: Советская энциклопедия, 1982, С. 125-129.
8. Давыдов Ю.М., Егоров М.Ю., Липанов А.М. и др. Численное исследование актуальных проблем машиностроения и механики сплошных и сыпучих сред методом крупных частиц: в 5 т. / Под ред. Ю.М. Давыдова. М.: НАПН РФ, 1995. 1658 с.
9. Давыдов Ю.М., Давыдова И.М., Егоров М.Ю. Совершенствование и оптимизация авиационных и ракетных двигателей с учётом нелинейных нестационарных газодинамических эффектов. М.: НАПН, 2002. 303 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ КАМЕР С МНОГОШАШЕЧНЫМ ЗАРЯДОМ

В.Н. ЕМЕЛЬЯНОВ, А.Н. НОВИКОВ

*Балтийский государственный технический университет
190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул. д. 1,
т. (812)316-35-23, E-mail artemnovikov89@gmail.com*

Данная работа посвящена исследованию особенностей газодинамических течений в камерах сгорания с многошашечным зарядом, который применяют в различных газогенераторах и установках разгонных блоков ракет. Особенностью внутрикамерных процессов в подобных установках, является сложная структура течения, обусловленная наличием критических точек в каналах шашек, циркуляционных зон в области передней и сопловой крышки, сложной картины течения в зазорах между зарядами.

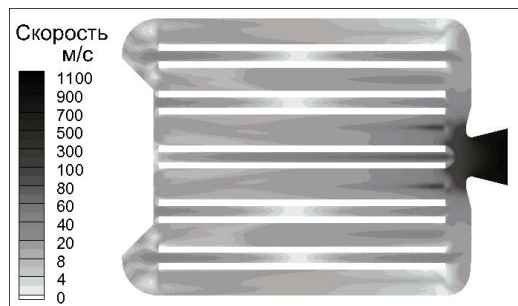
Задача решалась в трёхмерной постановке. Геометрическая модель представляет собой камеру с 6 рядами цилиндрических одноканальных шашек. Внутрикамерные конструкции для крепления шашек в модели не учитывались. Причём рассматривалась лишь 1/8 часть от реальной модели. На стенках камеры, торцах и внешней поверхности зарядов устанавливалось граничное условие непротекания и прилипания. На выходе из камеры устанавливалось мягкое граничное условие. Горение осуществляется лишь с внутриканальной поверхности шашек, без учёта химических реакций, путём задания вдува по нормали с поверхности массового расхода газа со свойствами продуктов сгорания топлива. Расход газа по длине шашек задаётся постоянной величиной, не зависящей от давления. Газ вязкий, сжимаемый, подчиняется закону совершенного газа, использовалась модель турбулентности k-omega SST.

Было произведено два расчёта: один для состояния начального положения горячей поверхности, другой - для момента, близкого к концу горения заряда.

На представленном графике, видно, что газ в каналах шашек в разных рядах укладки течёт с разными скоростями. Причём в канале центральной шашки поток непрерывно ускоряется. Во втором и последующих рядах картина течения уже другая. Появляется критическая точка, такая, что часть потока по-прежнему вылетает прямо в сопло, а часть выходит из каналов в донную область камеры и далее по щелям между шашками в сопло.



Поля распределения скорости указывают положение описанных критических точек в 3 и 5 рядах укладки. Также наблюдаются неоднородное распределение контуров скорости в области передней крышки, что свидетельствует о наличии там завихрѐнных зон.



Результаты данной работы очень важны для понимания и предсказания газодинамических процессов в камерах с многошашечным зарядом и могут быть использованы при конструировании установок с подобными зарядом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. Учебное пособие. — СПб: Изд-во БГТУ, 2001. 108 с.
2. Бендерский Б.Я., Емельянов В.Н., Савельев С.К. Экспериментальная газодинамика РДТТ, 268 с.
3. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Моделирование крупных вихрей в расчётах турбулентных течений. — М.: Физматлит, 2008. 368 с

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОЭРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ СТВОЛОВ МЕТОДОМ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

**В.Ф. ЗАХАРЕНКОВ¹, О.Г. АГОШКОВ¹, В.А. ДЕВЯТКИН²,
Н.А. ЮРЧЕНКО³**

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова;

² Пермский национально-исследовательский политехнический
университет;

³ ОАО «Мотовилихинские заводы»

Рассмотрены вопросы термоэрозионной стойкости стволов стрелково-пушечного артиллерийского вооружения методом теории планирования эксперимента. Выявлены наиболее значимые факторы, влияющие на термоэрозионную стойкость и на основе теоретических и экспериментальных исследований с привлечением планов теории планирования эксперимента Бокса-Уилсона получены корреляционные регрессионные многофакторные зависимости для оценки износа труб из оружейной стали ОХНЗМФА для широкого диапазоне изменения энергетических характеристик порохов и плотностей заряжания.

Термоэрозионная стойкость является важнейшей характеристикой при оценке баллистической живучести стволов стрелково-пушечного вооружения – свойства ствола сохранять с учетом определенных ограничений работоспособное состояние по баллистическим характеристикам, условиям функционирования снаряда и точности стрельбы.

Для решения проблемы термоэрозионной стойкости стволов необходимо в едином цикле по времени в сопряженной постановке проводить комплекс сложнейших компьютерных расчетов [1, 2, 3, 4, 5, 6]:

– изменения за время выстрела газодинамических (баллистических) параметров (давления и температуры газа T_x , p_x и скоростей газового потока v_x в расчетных сечениях x);

– локальных коэффициентов теплоотдачи в расчетном сечении x ;

– по условной формуле пороха $O_aC_bH_cN_d$ состава пороховых газов при текущих локальных значениях температуры и давления газа T_x и p_x в расчетном сечении x ;

– теплофизических характеристик пороховых газов (теплопроводности λ_{gx} , теплоемкостей C_{px} и C_{vx} , коэффициента адиабаты k_x , вязкости V_x и коволюма α_x) по исходному составу газов в

сечениях x ;

- температурных полей T_{xi} в стенке ствола в расчетных сечениях;
- структурно-фазовых превращений в расчетных сечениях x оружейной стали в цикле нагрев-охлаждение;
- диффузии основных компонентов газового потока CO_2 , CO , H_2O , H_2 , N_2 и свободного углерода C в расчетных сечениях x в поверхностный слой оружейной стали;
- текущих значений теплофизических характеристик стали (теплопроводности, теплоемкости и плотности) в расчетном сечении ствола x с учетом структурно-фазовых превращений;
- критерия износа по текущему состоянию температуры стенки и значениям теплофизических характеристик стали с учетом структурно-фазовых превращений.

Все перечисленные расчеты реализуются с помощью специализированных программных модулей, взаимодействие которых в цикле нагрев-охлаждение представлено на рис.1.

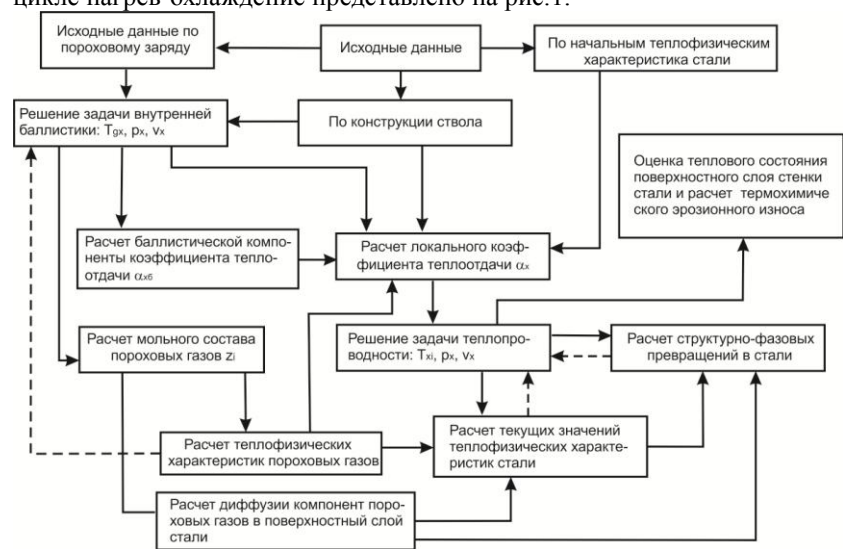


Рис.1. Блок- схема расчета термоэрозионного износа

Решение перечисленных задач даже с использованием современных компьютеров большой производительности с распараллеливанием требует огромных затрат машинного времени и экономических ресурсов. Причем важную роль в получении конкретных результатов расчета играет субъективный человеческий фактор. Для исключения субъективизма при проведении физических или машинных (компьютерных) экспериментов, а также минимизации количества

требуемых вариантов расчета или опытов (машинных или физических) необходимо использовать методы теории научного планирования эксперимента.

В настоящее время общая теория постановки и проведения экспериментов методами теории планирования экспериментов достаточно хорошо развита, однако в области артиллерии количество таких работ ограничено [7, 8], а применительно к теории исследованию живучести артиллерийских стволов такие работы вообще отсутствуют.

Сложность проведения теоретических и экспериментальных исследований по термоэрозионной стойкости стволов связана с огромным количеством физических процессов и факторов, влияющих на нее. Как видно из рис.1, на термоэрозионную стойкость влияют:

1. Параметры материала ствола: состав оружейной стали, ее теплофизические характеристики и их изменение под воздействием температуры и давления, структурно-фазовые превращения в процессе стрельбы;
2. Свойства термозащитных покрытий: их тип (хромирование), толщина, теплофизические и прочностные характеристики и их изменение с температурой и давлением;
3. Баллистические характеристики выстрела: давление и температура пороховых газов, масса порохового заряда, состав продуктов сгорания пороха;
4. Тип снаряда: осколочно-фугасный, бронебойный (подкалиберный с постоянным или отделяющимся поддоном, стреловидный оперенный), кумулятивный, осколочный и др.;
5. Конструкция внутренних очертаний ствола: калибр, нарезной или гладкостенный, глубина нарезки, однослойный (моноблок) или многослойный, с охлаждением (внутреннее, межслойное, наружное) или без охлаждения, конструкция камерной части, скрепленный или нескрепленный;
6. Режим стрельбы: одиночная стрельба, режимная стрельба непрерывной очередью, режимная программируемая стрельба (очередь определенной длины – перерыв в стрельбе).

Учет влияния всего многообразия факторов на термоэрозионную стойкость стволов на субъективном уровне практически невозможен. Например, только для учета влияния конструктивных размеров канала ствола и условий заряжания требует просмотра 12^2 бинарных взаимодействий факторов. Количество факторов может быть значительно сокращено за счет выявления наиболее значимых, а также за счет

проведения исследований для стволов конкретных калибров и марок порохов и заданных режимов стрельбы.

Исследования на основе теории планирования эксперимента предполагают при изучении функции цели (отклика) использование:

- заданной экспериментальной области факторного пространства;
- выбор значимых факторов и интервалов варьирования ими.

В качестве откликов были приняты следующие характеристики: величина максимального давления пороховых газов; скорость снаряда; величина диаметрального износа. В общем виде отклик представим в виде функционала:

$$F = f(\delta, f, Jk, T_1, \alpha, p_0, q, \omega, W_o). \quad (1)$$

В соответствии с теорией планирования эксперимента для планов первого порядка Бокса-Уилсона количество опытов для проведения полного факторного эксперимента составляет

$$N = 2^k. \quad (2)$$

В соответствии с функционалом (1) имеем $k=11$. т.е. $N=512$ опытов. Вполне понятно, что проведение такого количества опытов для изучения живучести стволов неосуществимо не только с помощью проведения физических экспериментов, но и математическим моделированием. Для сокращения факторного пространства был введен симплекс – плотность заряжания $\Delta = \frac{\omega}{W_o}$. Учитывая также, что сила пороха связана с

температурой горения соотношением $f = RT_1$, находим $F = f(\delta, f, Jk, \alpha, p_0, q, \Delta)$ $N=128$ опытов. Данное количество опытов также является недопустимым для практической реализации. Дальнейшее уменьшение факторного пространства возможно за счет проведения опытов для заданной толщины стенки δ . В этом случае будем иметь

$$F = f(f, Jk, \alpha, p_0, q, \Delta) \quad (3)$$

и тогда $k=6$, т.е. $N=64$ опыта.

Для предварительного отсеивания из оставшегося списка незначимых факторов использовался метод независимого факторного эксперимента. В ходе предварительных теоретических исследований применительно к экспериментальному стенду калибром 30 мм были определены начальные значения факторов, удовлетворяющие, появлению в процессе выстрела термоэрозийного износа лейнеров для порохов различной энергетики [1]. Для оценки баллистических характеристик возможного теоретического износа внутренней поверхности материала лейнера по методу [3] были проведены компьютерные расчеты (рис.1...3).

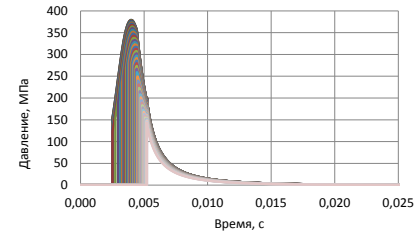


Рис. 1. Характер распределения давления в зависимости от времени и координаты x заснарядного пространства

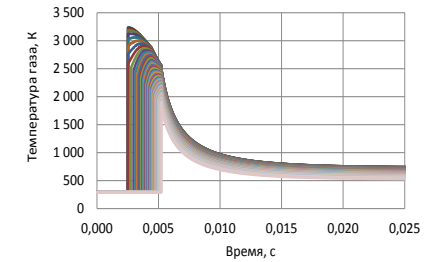


Рис. 2. Характер распределения температуры газа в зависимости от времени и координаты x заснарядного пространства

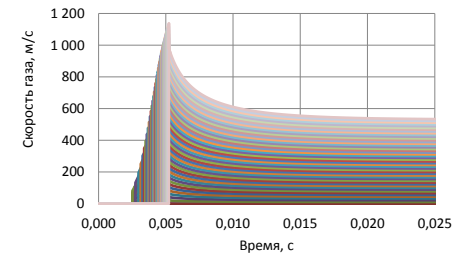


Рис. 3. Характер распределения скорости газа в зависимости от времени и координаты x заснарядного пространства

Характер изменения диаметального износа во времени за один выстрел приведено на рис.4. Результаты расчета диаметального износа по длине лейнера приведены на рис.5.

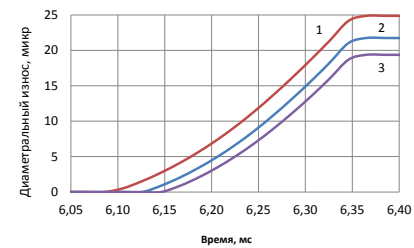


Рис. 4. Характер изменения во времени диаметального износа лейнера в сечениях: $x=5$ мм (1), $x=30$ мм (2) и $x=70$ мм (3)

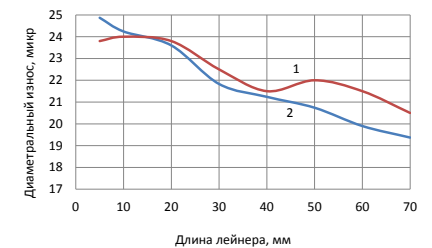


Рис.5. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по термоэрозионному износу лейнера без термозащитного покрытия: 1 – эксперимент, 2 – расчет

Статистический анализ кривых на рис.5 по критерию Фишера показал ($F_{\text{экспер}}=2,473 > F_{\text{теор}}=2,437$) что расчетные данные адекватно описывают эксперимент только с уровнем значимости $\alpha = 0,115$. Для выявления значимости каждого из выделенных факторов (формула 3) в термоэрозионный износ лейнера был построен ранжировочный ряд зависимости ΔF_{max} по каждому из 6 факторов (рис.6).

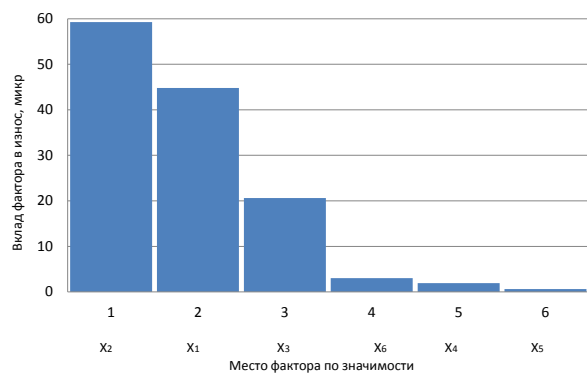


Рис.6. Ранжирование факторов по значимости термоэрозионного износа лейнера

Для проведения расчетно-экспериментальных значений диаметрального износа лейнера был принят план первого порядка Бокса-Уилсона для четырех наиболее значимых факторов, матрица планирования эксперимента по которому представлена в таблице.

Фактор	Размерность	Нижняя граница («-1»)	Начальное значение («0»)	Верхняя граница («+1»)
Плотность заряжения Δ (X_1)	кг/дм ³	0,46	0,53	0,60
Сила пороха (X_2)	МДж/кг	1,00	1,08	1,16
Импульс горения пороха (X_3)	МПа·с	0,54	0,62	0,70
Температура горения пороха (X_4)	К	3000	3200	3400

Результаты расчета коэффициентов регрессии и их значимости представлены ниже:

A ₀	=	46.286	+-	2.518
A ₁	=	34.265	+-	2.518
A ₂	=	6.281	+-	2.518
A ₃	=	-9.406	+-	2.518
A ₄	=	33.559	+-	2.518
A ₁₂	=	3.098	+-	2.518
A ₁₃	=	-1.970	+-	2.518
A ₁₄	=	22.330	+-	2.518
A ₂₃	=	2.730	+-	2.518
A ₂₄	=	5.009	+-	2.518
A ₃₄	=	-6.304	+-	2.518
A ₁₂₃	=	1.906	+-	2.518
A ₁₂₄	=	1.252	+-	2.518
A ₁₃₄	=	.340	+-	2.518
A ₂₃₄	=	2.037	+-	2.518
A ₁₂₃₄	=	1.787	+-	2.518

Кодированные значения параметров	Порох 1	Порох 2	Порох 3	Порох 4
	$X_1 (\Delta)$	0,8714	-0,9143	-0,3714
$X_2 (f)$	0,9310	1,0000	0,1724	-0,3276
$X_3 (J_k)$	1,0250	-0,9375	-0,2500	-1,2500
$X_4 (T_1)$	-0,9850	0,9750	-0,1050	1,4000
Расчет удельного износа (микр) по полной факторной модели (2.10)				
D ₀	22,16	46,87	33,62	5,748
D _{min}	18,47	41,44	30,415	5,421
D _{max}	25,86	52,30	36,840	6,075
Критерий Фишера теоретич.	2,345			
Критерий Фишера расчетн.	1,866			
Расчет удельного износа по усеченной факторной модели (2.11)				
D ₀	25,26	46,44	33,59	5,964
D _{min}	24,997	46,39	32,34	6,620
D _{max}	25,522	46,49	34,83	6,308

Приведенные матрицы планирования эксперимента и регрессионная модель позволяют научно обоснованно подойти к планированию и постановке физического эксперимента в диапазоне изменения параметров:

Плотность заряжания $\Delta (X_1)$	кг/дм ³	0,46	0,53	0,60
Сила пороха (X_2)	МДж/кг	1,00	1,08	1,16
Импульс горения пороха (X_3)	МПа·с	0,54	0,62	0,70
Температура горения пороха (X_4)	К	3000	3200	3400

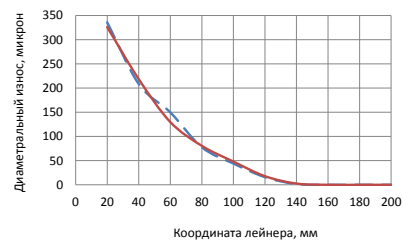


Рис.7. Сравнение расчетного (пунктирная линия) и экспериментального (сплошная линия) износа по длине лейнера

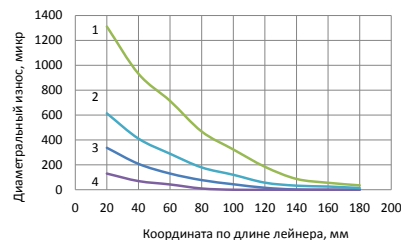


Рис. 8. Характер изменения диаметрального износа по длине лейнера для различных порохов: 1 – порох-1, 2 – порох 2, 3 – порох 3, 4 – порох 4

Изменение удельного экспериментального и расчетного износа за 25 выстрелов для каждого из сечений приведено на рис.7 .

ЛИТЕРАТУРА

1. Захаренков В.Ф. Химико-кинетические и структурно-фазовые механизмы термического износа сталей при воздействии горячих газовых потоков. Труды научно-практической конференции, посвященной 100-летию И.И. Иванова. БГТУ, Санкт-Петербург, 15-18 сентября 1999 г.
2. Захаренков В. Ф., Агошков О. Г., Королев А.А., Девяткин В.А. Живучесть артиллерийских стволов и пути ее повышения. Оборонная техника № 6-7 М.:2011г.
3. Захаренков В. Ф. Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования и автоматизация проектирования артиллерийских орудий. Учебник. С-Пб, БГТУ, 2010.
4. Оценка влияния технологических параметров, износа ствола и динамических нагрузок при выстреле на угол вылета снаряда / В. Ф. Захаренков, О. Г. Агошков. - С .38 – 43. "Кучность боя артсистем и пути её улучшения (Кучность - 97)". Всероссийская научно-практическая конференция (28 - 29 октября 1997 г. СПб.). Сборник докладов конференции / БГТУ.
5. Королев А.А., Босов В.В. Методика расчета диаметрального износа стволов. Оборонная техника № 9-10.
6. Шипунов А.Г., Швыкин Ю.С. Живучесть стволов скорострельных пушек и способы её обеспечения. М.: Машиностроение,1978.
7. Запорожец В. И., Захаренков В.Ф., Мешков С.А. Планирование эксперимента

О СТВОЛАХ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ЗАРЯДНЫМИ КАМОРАМИ

Д.Н. КЛЮКИН, В.А. ДЕВЯТКИН

*Пермский национальный исследовательский политехнический
университет
614990, Пермь, Комсомольский проспект, д.29
т. (342) 239-12-37, E-mail ppam@pstu.ru*

Для решения ряда оборонных и народно-хозяйственных задач предлагается использование артиллерийских систем, стреляющих сверхтяжёлыми снарядами ($C_q=100..170 \cdot 10^{-3}$ кг/м³, $\omega/q \leq 0,1$). С целью снижения габаритов ствола и повышения его баллистической эффективности используются различные методы.

В настоящее время известно много классических приёмов и методов совершенствования баллистических характеристик таких артиллерийских орудий. Одним из них является направление, связанное с повышением степени заполнения индикаторной диаграммы. Здесь известны способы, основанные:

- 1) на совершенствовании боевых зарядов, в том числе на совершенствовании используемых метательных веществ (порохов);
- 2) на совершенствовании конструктивных характеристик ствола артиллерийской системы;
- 3) на использовании дополнительных зарядных камер.

Дополнительная зарядная камера – это объём, соединённый с каналом ствола специальными газоходными каналами и заполненный перед выстрелом дополнительным зарядом. Данный метод позволяет получить значительный положительный баллистический эффект.

В процессе выстрела по мере прохождения снаряда по каналу ствола под действием пороховых газов основного заряда происходит воспламенение дополнительных зарядов, что приводит к повышению газопритока в заснарядное пространство, повышению коэффициента полноты индикаторной диаграммы, возрастанию дульной скорости и позволяет обеспечить необходимые баллистические характеристики орудия.

Баллистическая схема метательной установки в общем случае с 3-мя дополнительными пороховыми камерами представлена на рис.1. Размеры установки и камер установлены в результате предварительных поисковых баллистических расчётов.

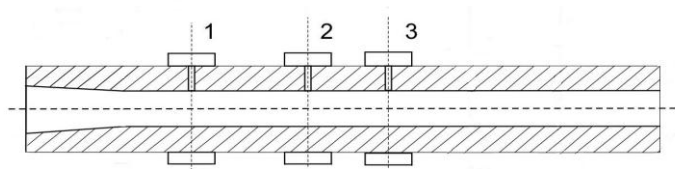


Рис. 1. Схема метательной установки,
где 1, 2, 3 - дополнительные камеры заряжения

Специфика решаемых такими артсистемами задач накладывает ограничения на длину ствола при одновременном обеспечении высоких баллистических характеристик. При этом не предъявляются требования по скорострельности. Стрельба ведется одиночными выстрелами. Пауза между выстрелами может достигать от десятков минут до нескольких часов. Для решения некоторых задач потребуется только один выстрел за весь жизненный цикл изделия.

Проведено численное моделирование внутрибаллистических процессов на примере 155-мм ствола с одной, двумя и тремя зарядными камерами. Определены массы и формы порохов в основной и дополнительных зарядных камерах.

Анализ результатов расчёта показывает, что:

- при ограниченном максимальном давлении в канале ствола и заданной его длине можно обеспечить прирост начальной скорости снаряда до 50%;

- при заданном максимальном давлении и начальной скорости снаряда можно уменьшить длину ствола (путь снаряда по каналу) в 1,5..2 раза;

- наибольший баллистический эффект даёт первая дополнительная зарядная камера.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ЭКС ПРИ ВЫСОКОМ ДАВЛЕНИИ

В.В. КОЗИЧЕВ

*Московский Государственный Технический Университет
им Н.Э. Баумана
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д.5,
т (499)263-62-43, e-mail samurajack85@rambler.ru*

При проектировании и отработке новых РДТТ, а так же при работе над новыми топливными композициями важно иметь исчерпывающую информацию о параметрах и характеристиках процесса горения ТРТ, в том числе о законе горения топливных композиций. Повышение интереса к импульсным двигателям, внутрикамерное давление в которых достигает 80-150 МПа, делает актуальной задачу изучения процесса горения ТРТ при высоких значениях давления на различных режимах.

Для решения поставленной задачи создан экспериментальный стенд на основе СВЧ-метода [1] определения скорости горения. Данный метод обладает определенными преимуществами перед другими методами исследования процесса горения, способные работать в области высокого давления: высокая пространственная и временная разрешающая способность, непосредственное измерение положения фронта горения, независимость результатов измерения от величины внутрикамерного давления. При этом, высокая разрешающая способность позволяет с определенной погрешностью оценить закон горения по одному эксперименту, или несколькими пусками, разнесенным по величине давления.

Экспериментальная установка предназначена для работы при давлении до 75 МПа. Высокое давление достигается за счет горения образца исследуемого топлива в замкнутой камере сгорания постоянного объема. Величина давления определяется свободным объемом камеры сгорания, термодинамическими параметрами продуктов сгорания и массой сгоревшего топлива. Скорость роста давления зависит, помимо перечисленных выше факторов, от фактического закона горения топлива. Таким образом, проведя серию экспериментов с различными настроечными параметрами установки (величина свободного объема и масса заряда), можно получить информацию о скорости горения ТРТ в широком диапазоне величин и скорости изменения давления.

В ходе экспериментальной отработки выявлено существенное влияние теплоотвода от продуктов сгорания к элементам конструкции экспериментальной установки. В результате интенсивного теплообмена температура продуктов сгорания существенно снижается, что приводит к

снижению фактически достижимого давления по сравнению с расчетными значениями [2]. Основными факторами, влияющими на степень реализации давления (СРД), являются начальная термодинамическая температура продуктов сгорания и относительное время полного выгорания заряда исследуемого топлива: снижение данных факторов приводит к повышению СРД. Время выгорания заряда при прочих равных может быть отрегулировано соотношением свободного объема и длины заряда, что, впрочем, приводит к увеличению скорости роста давления. По результатам экспериментальной отработки для различных баллистических и смесевых ТРТ при давлении до 60 МПа степень реализации давления составляет 10-30%.

При проведении экспериментальных работ подтверждена работоспособность установки, получены экспериментальные данные для двух баллистических и одного смесевого топлива. Полученный закон горения топлива Н хорошо согласуется с данными других источников [3], что подтверждает работоспособность экспериментальной установки. На примере низкотемпературного смесевого топлива продемонстрирована возможность получения данных при минимальном объеме экспериментальных работ: в частности, по результатам трех огневых пусков получен закон горения топлива в диапазоне давления от 4 до 50 МПа, хорошо согласующийся с имеющимися данными.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 11-08-01186.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лавров Б. П., Шарай Ю. М., Сергеев А. В. Применение метода измерения S -параметров для исследования процесса горения твердых ракетных топлив // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2007. – Т. 12, №3. – С. 46–51.
2. Хоменко И.П., Широков В.М. Определение нестационарных законов горения проха на основе манометрических испытаний //Физика горения и взрыва 2006 т 42 №2. – С. 29-38.
3. Дифференциальный метод измерения скорости горения конденсированных систем в манометрической камере / В. С. Аксенов [и др.] // Физика горения и взрыва. – 1979. – №2. – С. 103–107.

ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАТРОНОВ ДЛЯ ПОДВОДНОЙ СТРЕЛЬБЫ

Л.А. КОНЮХОВА, В.Ю. СЛАДКОВ

*Тульский государственный университет,
300012, г. Тула, пр-т Ленина, 95,
тел.: (4872) 33-24-10, E-mail: info@tsu.tula.ru*

Существует целый ряд специфических видов и форм боевой деятельности, когда автоматическое подводное стрелковое оружие (АПСО) является основным оружием борьбы. К таким формам боевой деятельности следует отнести действия по борьбе с подводными боевыми пловцами и разведывательно-диверсионными подразделениями противника, способными действовать в тылу по ликвидации береговой охраны, совершать диверсии в портах, на якорных стоянках, ведущих разведку районов предполагаемой высадки десанта и прочее.

В настоящее время основные усилия разработчиков АПСО направлены на увеличение дальности и кучности стрельбы, увеличение пробивного и проникающего действия пули, а также на разработку методов выбора рациональных конструктивных и баллистических параметров патрона и подводного оружия. При этом обычно рациональные параметры патрона определяются по отдельности при строгой фиксации всех прочих параметров, что не приводит к эффекту «суперпозиции», и не позволяет определить оптимальные характеристики патрона.

Избежать этого можно используя методы многопараметрической оптимизации, при которой все параметры изменяются одновременно и независимо друг от друга.

В представленной работе предпринята попытка разработки программно-методического комплекса для определения оптимальных параметров патрона для АПСО. Постановка задачи оптимизации заключается в выборе целевой функции, независимых (варьируемых) и расчетных параметров и ограничений на них, построения математической модели процесса, и выбора метода оптимизации.

В качестве целевой функции(критерия оптимальности), была выбрана эффективная дальность стрельбы, под которой понимается дальность, на которой пуля пробивает костюм подводника или стекло его маски толщиной 5 мм.

При решении задачи оптимизации калибр системы считался заданным, а в качестве независимых переменных принимались диаметр кавитатора, длина пули, длина головной части пули, сила топлива, масса

заряда, наименьшая толщина горящего свода пороха.

В качестве математических моделей, описывающих процесс подводного выстрела, использовались известные модели, разработанные Ю.С. Даниловым.

Ограничения накладывались на максимальное давление (из условия срабатывания автоматики оружия и обеспечения предела прочности ствола) и дульную скорость из условия образования кавитационной каверны.

В качестве метода многопараметрической оптимизации был выбран метод случайного поиска, который позволяет находить множество Парето – оптимальных точек одновременно в рамках решения одной задачи оптимизации.

Создание проекта оптимизации производилось в программном комплексе IOSO, реализующем простой и удобный "трех - шаговый" алгоритм работы, который позволяет осуществить интеграцию всех требуемых математических моделей в единый расчетный блок и автоматизировать процесс поиска альтернативных оптимальных решений.

Для проверки правильности работы проекта бала проведена оптимизация штатного патрона калибра 5,66 мм. В качестве начальной точки принимались параметры существующего патрона.

В результате проведения оптимизации было получено единственное решение (одно множество Парето), удовлетворяющее принятым ограничениям, и обеспечивающее увеличение эффективной дальности стрельбы на 52% по сравнению со штатным патроном. Прирост дальности получен в основном за счет изменения размеров пули снижающих силу сопротивления движению пули в воде.

Оптимизация не стоящего на вооружении 7,62 мм патрона позволила определить его основные параметры, обеспечивающие эффективную дальность стрельбы 60 метров.

Таким образом, разработанный программно-методический, комплекс позволяет определять «оптимальные» параметры патронов для АПСО, может быть использован при разработке новых и модернизации существующих патронов для подводной стрельбы. Комплекс не накладывает ограничений на используемые математические модели, вид целевой функции и ограничения, накладываемые на параметры.

ДИНАМИКА ЧАСТИЦЫ НЕСФЕРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ

И.В. КУРОВА, А.Н. НОВИКОВ

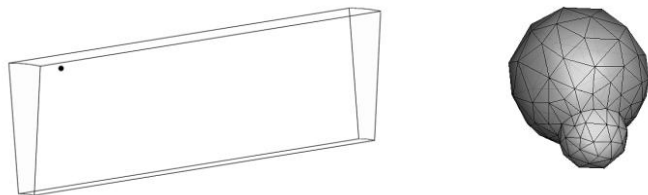
*Балтийский государственный технический университет
190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул. д. 1,
т. (812)316-35-23, E-mail: yaiv@mail.ru, artemnovikov89@gmail.com*

Анализ и контроль параметров внутреннего течения в камере сгорания ракетного двигателя на твердом топливе усложнен многообразием процессов, сопровождающих работу двигателя. К одному из частных явлений можно отнести наличие в потоке продуктов сгорания частиц несферической формы. В данной работе рассматриваются возможности использования современных информационных технологий для моделирования динамики частицы конденсированной фазы несферической формы.

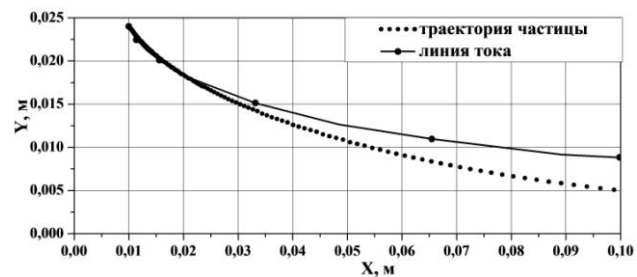
Для численного моделирования используется пакет ANSYS Fluent, в котором имеется возможность использовать функцию 6-степенного решателя (Six DOF). Особенность данного подхода заключается в следующем: перемещение частицы не задается заранее, а рассчитывается исходя из параметров потока в расчетной области на каждом шаге по времени. Такой решатель определяет линейные перемещения, ускорение и вращение тела. Для этого необходимо с помощью функции пользовательского программирования задать массу и моменты инерции тела. Далее задаются необходимые граничные условия в расчетной области и производится стационарный расчёт поля течения для получения начального распределения параметров. После этого подключается функция построения динамических сеток и задаются особенности поведения нужных частей модели во времени. Для частицы определяется возможность движения как твердого тела под действием приложенных к ней со стороны потока сил и моментов, а для сеточного объёма газа – возможность деформироваться и перестраиваться. Причём можно самостоятельно определять размеры ячеек, которые будут образовываться при перестроении, тем самым добиваясь нужного сгущения сетки.

На следующем этапе выполняется нестационарный расчёт. На каждом временном шаге рассчитываются силы и моменты, приложенные к частице. Затем в соответствии с шагом по времени и полученными значениями сил и моментов вычисляется перемещение частицы и происходит перестроение сеточной области для нового положения движущегося тела. Также можно задавать частоту и параметры перестроения и сглаживания сетки, что важно для поддержания допустимого качества ячеек сетки. Затем вновь происходит расчёт

газодинамики поля течения. Эта последовательность повторяется многократно. При решении задач таким подходом важно правильно подобрать временной шаг и обеспечить сходимость для получения корректных результатов.



В качестве расчетной области рассматривается сегмент канала заряда СРТГ, вблизи поверхности которого находится частица. На поверхности заряда ставится условие нормального вдува, задается массовый расход продуктов сгорания. На входе в рассматриваемую область задается профиль скорости, полученный из осесимметричного расчёта газодинамики в таком канале.



В результате проведенного расчета были выявлены основные особенности движения такой частицы, получены значения сил и моментов, приложенных к ней. При движении частица ускоряется, происходит её вращение. На приведённом графике показаны траектория частицы в расчётной области и линия тока, исходящая из места начального положения частицы.

ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ НА КВАЗИСТАЦИОНАРНОМ УЧАСТКЕ РАБОТЫ РДТТ

Б.И. ЛАРИОНОВ, Н.А. БРЫКОВ *

Федеральный центр двойных технологий «Союз»

*140090, г. Дзержинский Московская область, ул. академика Жукова, д. 42
т. (495) 551-76-46, факс (495) 551-11-44, E-mail: fcdt@monnet.ru*

** Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова*

Величина и характер изменения давления в камере РДТТ определяются процессом инжектирования в камеру термодинамических равновесных продуктов сгорания топлива. Классическая теория внутренней баллистики РДТТ для квазистационарного участка работы создана на основе допущения о непрерывном инжектировании в свободной объем камеры массы и энергии термодинамически равновесных продуктов сгорания непосредственно от феноменологической поверхности горения заряда [1], [2]. Следствием этого допущения является определение в результате решения основной задачи внутренней баллистики на основе термодинамической (нульмерной) модели среднего в каждый момент времени значения давления в камере для невозмущенного процесса.

Предлагаемая физико-математическая модель внутрикамерного процесса сформулирована с учетом времени запаздывания образования термодинамически равновесных продуктов сгорания топлива τ в газовой фазе волны горения [3]-[6].

Решение невозмущенного процесса $P(t)$ (P – давление в камере, t – время работы) рассматривается как стационарная составляющая решения $P(t, \tau)$, постоянно возмущаемая пульсациями давления $\Delta P(t, \tau)$ [7]

$$P(t, \tau) = P(t) + \Delta P(t, \tau). \quad (1)$$

Линеаризованная система уравнений термодинамической модели внутренней баллистики РДТТ позволяет найти решение $P(t, \tau)$ в период возмущения τ , исключая появление неустойчивости при численном решении нелинейной системы дифференциальных уравнений классической термодинамической модели.

Время запаздывания τ рассматривается как характеристика инерционности процессов горения в газовой фазе, известная из эксперимента и зависящая от давления.

Горение в к-фазе топлива происходит в соответствии со стационарным законом горения, определяемым по результатам сжигания

образцов топлива в установке постоянного давления (УПД), с учетом отклика скорости горения на пульсации давления в камере при собственных частотах горения топлива ω с максимальной амплитудой di ; горение неравновесных продуктов терморазложения топлива в к-фазе в газовой фазе волны горения является нестационарным и определяется с учетом известных из опыта параметров запаздывания.

Неравновесные продукты сгорания из к-фазы топлива в газовую фазу волны горения инжектируются в соответствии с моделью стационарного горения вследствие большей инерционности к-фазы топлива по сравнению с газовой фазой [4].

Рассматривая запаздывание превращения неравновесных продуктов сгорания из к-фазы топлива в равновесные в газовой фазе волны горения как фактор возмущения стационарного процесса и допуская скачкообразное сгорание неравновесных продуктов в газовой фазе [8], механизм инжектирования в камеру равновесных продуктов сгорания представляется в соответствии с рис.1. На рисунке схематично изображены графики изменения давления в камере РДТТ с торцевыми зарядами в функции времени работы. График $P(t)$ соответствует стационарному решению, $P(t, \tau)$ – решению с инерционной газовой фазой с учётом гармонических колебаний скорости горения к-фазы на одном из участков запаздывания. Участком запаздывания считается промежуток времени горения заряда (рис.1), равный времени запаздывания τ_i , с границами, соответствующими моменту времени $(t - \tau_i)$ слева и моменту t справа.

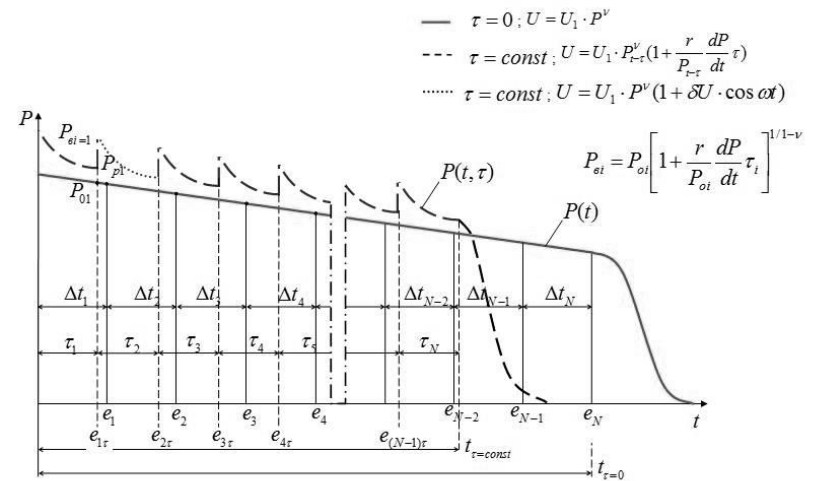


Рис. 1. Временная характеристика изменения давления в камере РДТТ с учётом инерционности процессов в газовой области волны горения ($\Delta t_i > \tau_i$): τ_i - время запаздывания; $\Delta t_i (\tau = 0)$ - интервал времени соответствующий τ_i ; $e_{1,2,\dots,N} = e_{1\tau,2\tau,\dots,N\tau}$; $e_{1,2,\dots,N}$ - выгоревшие своды заряда при $\tau = 0$; $e_{1\tau,2\tau,\dots,N\tau}$ - выгоревшие своды заряда при $\tau = const$.

Скорость нестационарного горения продуктов терморазложения топлива в к-фазе в газовой фазе волны горения

$$u_t = u_1 \cdot P_{t-\tau}^\nu \left(1 + \frac{r}{P_{t-\tau}} \frac{dP}{dt} \tau\right) \quad (2)$$

вычисляется при известном стационарном законе скорости горения топлива из выражения баланса масс в дифференциальной форме на реагирующей поверхности горения (феноменологической) в газовой фазе [9],[10],[11]

$$m_{t-\tau} \cdot d(t - \tau) = m_t \cdot dt, \quad (3)$$

где m_t – массоприход в камеру конечных (термодинамически равновесных) продуктов сгорания в момент времени t ; $m_{t-\tau}$ – массоприход в газовую область волны горения продуктов терморазложения топлива в к-фазе (массовая скорость горения топлива) в момент времени $(t-\tau)$.

При выводе формулы (3) использовалось выражение взаимосвязи между так называемым коэффициентом усиления γ , характеризующим скорость превращения неравновесных продуктов сгорания в равновесные, и временем запаздывания [9],[10],[11]

$$\tau \cdot P^r = const \quad (4)$$

Нелинейная система дифференциальных уравнений термодинамической модели в камере РДГТ линейризуется при замене уравнений сохранения массы и энергии в камере уравнением баланса массы в следующем виде:

$$\tau_{np} \frac{dP}{dt} = \frac{S \cdot \rho_m \cdot u}{A \cdot F_{кр}} - P. \quad (5)$$

Уравнение (5) записано с учетом общепринятых обозначений.

В силу малости времени запаздывания τ на каждом отдельном участке запаздывания все параметры в уравнении (5), исключая переменные P и u , принимаются постоянными на основе результатов стационарного решения $P(t)$.

При гармоническом законе горения топлива на участке запаздывания и известных начальных условиях на его левой границе решение линейризованной системы уравнений находится в виде [12]

$$P_i = P_{ei} \left[\frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} + \left(1 - \frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} \right) e^{-\frac{1-\nu}{t_{np}} t} + A \cdot \cos \omega t + B \cdot \sin \omega t - A \cdot e^{-\frac{1-\nu}{t_{np}} t} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} \quad (6)$$

где $\eta_{0i} = \frac{S_i \cdot \rho_m \cdot u_1}{A_i \cdot F_{кpi}}$ - константа, соответствующая стационарному решению на i -ом участке запаздывания;

$$A = \frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} \frac{(1-\nu)^2}{(1-\nu)^2 + \omega^2 \cdot t_{np}^2} \delta u;$$

$$B = \frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} \frac{1-\nu}{(1-\nu)^2 + \omega^2 \cdot t_{np}^2} \omega \cdot t_{np} \cdot \delta u;$$

$t=(0-\tau_i)$ – время горения заряда на участке запаздывания; P_{ei} – давление в камере в момент $t=0$, соответствующее скачкообразному сгоранию продуктов горения топлива в камере (рис.1)

Значение давления P_{ei} определяется с использованием формулы Бори при скорости горения в соответствии с формулой (2)

$$P_{ei} = P_{0i} \left[1 + \frac{r}{P_{0i}} \left(\frac{dP}{dt} \right)_{t-\tau} \cdot \tau \right]^{\frac{1}{1-\nu}} \quad (7)$$

где P_{0i} – значение давления в камере, соответствующее стационарному решению на i -ом участке запаздывания ($t=0$).

Соответствие участков запаздывания решений $P(t)$ и $P(t, \tau)$ определяется по равенству сгоревших на участках запаздывания сводов заряда (равенству интегралов давления) (рис.1).

Значение производной $(dP/dt)_{t-\tau}$ вычисляется с использованием уравнения состояния Клапейрона-Менделеева в предположении среднего значения скорости изменения давления за время запаздывания τ при предельном значении массы Δm_i скачкообразно сгорающих продуктов терморазложения топлива в к-фазе

$$\Delta m_i = S_{0i} \cdot \rho_m \cdot u_{t-\tau} \cdot \tau_i \quad (8)$$

Горение топлива на участках запаздывания происходит при пульсациях давления (рис.1). Значения давления зависимости $P(t, \tau)$ выше стационарных значений давления зависимости $P(t)$. Поэтому имеет место более быстрое выгорание заряда. Условие равенства интегралов давления

$$\int_0^{t_{N\tau}} P(t, \tau) dt = \int_0^{t_N} P(t) dt$$

позволяет определять как среднее значения коэффициентов перехода по скорости горения от УПД к двигателю, так и их текущие значения.

Разработанная физико-математическая модель идентифицирована на соответствие результатов расчетов ожидаемым при параметрическом задании исходных данных.

Заключение

Предложена и численно идентифицирована феноменологическая физико-математическая модель внутрикамерного процесса в РДТТ на квазистационарном участке работы на основе системы дифференциальных уравнений термодинамической модели внутренней баллистики с учетом возмущений инжектирования равновесных продуктов сгорания в камеру при пульсирующем горении топлива вследствие инерционности газовой фазы волны горения и нестационарности скорости горения при пульсациях давления в камере.

ЛИТЕРАТУРА

1. Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. – М.: Наука, 1983
2. Ерохин Б.Т., Липанов А.М. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ. – М.: Машиностроение, 1970
3. Ассовский И.Г. Физика горения и внутренняя баллистика. – М.: Наука, 2005
4. Новожилов Б.В. Влияние инерционности газовой фазы на устойчивость горения летучих конденсированных систем. //Химическая физика. – 1988. – т.7, №3 – с.388-396

5. Гусаченко Л.К. Зарко В.Е. Анализ нестационарных моделей горения твердых топлив (обзор).// Физика горения и взрыва. – 2008. – т.44, №1 – с.35-48.
6. Сабденев К.О. Теплофизические и гидрогазодинамические эффекты при горении газов и ракетных топлив. Автореферат д-ра физ.-мат. наук/ТПУ и ТГУ. – Томск, 2007
7. Николис Г., Пригожин И. Самоорганизация в неравновесных системах: - М.: Изд-во «Мир», 1979
8. Шелудяк Ю.Е., Кашпоров А.Я., Малинин Л.А. Цаиков В.Н. Теплофизические свойства компонентов горючих систем. Справочник под ред. док-ра техн. наук Силина Н.А. – М.:НПО «Информация и технико-экономические исследования», 1992
9. Раушенбах Б.В. Вибрационное горение. – М.:Изд-во физ.-мат. литературы, 1961
10. Артамонов К.Н. Термогидроакустическая неустойчивость. – М.: Машиностроение, 1982
11. Натанзон М.С. Неустойчивость горения. – М.: Машиностроение, 1986
12. Смирнов В.Н. Курс высшей математики. – М.: Изд. Наука – т.II, 1967

О СООТНОШЕНИИ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА И СЖАТИЯ ПРИ СГОРАНИИ ПОРОХОВЫХ ЗАРЯДОВ ПОД СЛОЕМ ВОДЫ

Г.В. МЕЛИК-ГАЙКАЗОВ

Институт химической физики им. Н.Н. Семёнова РАН

119991 г. Москва, ул. Косыгина д.4

т. 8-499-137-29-51, факс: (495) 651-21-91, E-mail: icp@chph.ras.ru

Одним из способов увеличения дебита нефти на истощённых скважинах является увеличение местной трещиноватости пласта, что достигается вследствие воздействия на него импульсом давления. В качестве источника энергии здесь используются пороховые заряды различной конструкции, [1]. Разработан приём расчёта диаграммы давления $P(t)$, где используется соотношение баланса энергии при горении, а также уравнение движения вытесняемой продуктами горения жидкости, [2]. Показано, что существенное влияние на уровень максимального давления оказывают теплотери в окружающую среду. В итоге расчёт индикаторной диаграммы оказывается весьма трудоёмким, к тому же чувствительным к параметрам теплообмена, которые для данных условий надёжно не установлены. В данной работе показано, что можно найти закон $P(t)$ у дна скважины посредством простых оценок.

Обозначим: $E_v = mQ_v$, где E_v - внутренняя энергия пороха, m - масса заряда, Q_v - теплотворная способность. Работа, затраченная на сжатие жидкости в трубе: $A = \int p dV$. Используя выражение $1/E_0 = (1/V)(dV/dP)$, а также $L \approx c_0 t$, где E_0 - модуль упругости воды, L - расстояние от торца заряда до фронта возмущения, c_0 - скорость распространения малых возмущений по жидкости, получим: $A = (S c_0 / E_0) \int_0^P P(t) dP$, где S - сечение скважины.

На рис. 1 приведены диаграммы $P(t)$ у дна скважины, (неперфорирована): заряды с постоянной поверхностью горения, массой - $m = 27,6$ кг (кр. 2), 18,4 кг (кр. 4) и 9,2 кг (кр. 6).

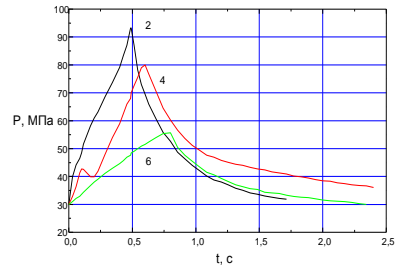


Рис.1 Диаграммы $P(t)$ у дна скважины, [2]

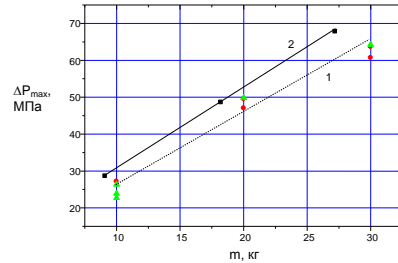


Рис. 2 Зависимость ΔP_{\max} от массы заряда

Учитывая, что на опыте $P(t) \sim t$ (см. рис.1), запишем: $A = (S c_0/2E_0)\tau (P_{\max}^2 - P_0^2)$, где S - поперечное сечение трубы, τ – время горения заряда, P_{\max} , P_0 – давления, конечное и начальное. Подставляя типичные значения: $E_0 \approx 2000$ МПа [3], $S = 0,0167\text{ м}^2$, $c_0 \approx 1500$ м/с, $P_0 = 30$ МПа, для опытов, см. рис. 1 найдём значения полной работы A , а также значения, отнесённые к единице веса заряда A/m и $A/(mQ_v)$, см. табл. 1. Здесь взято: $Q_v \approx 4 \cdot 10^6$ Дж/кг, [4].

Таблица 1

№ кр. на рис. 1	τ , с	P_{\max} , МПа	$A \cdot 10^{-7}$, Дж	$A/m \cdot 10^{-5}$, Дж/кг	$A/(mQ_v)$, %
2	0,49	93,0	2,43	9,0	28
4	0,6	78,6	2,0	10,7	33
6	0,74	55,7	1,02	11,1	35

Видно, что меньшая часть тепловой энергии E_v ($\sim 1/3$) расходуется на производство механической работы (сжатие жидкости). С ростом давления потери энергии на нагрев окружающей среды несколько возрастают.

Используя уравнение состояния идеального газа $P = (m\mu)RT/V$, где R – универсальная газовая постоянная, можно найти свободный объём к концу горения V_{\max} , а также длину полости, отнесённую к сечению трубы x_{\max} : $x_{\max} = V_{\max}/S$. В расчёте использованы типовые значения: $\mu = 0,025$ кг/моль, $R = 8,31$ Дж/моль·К, $T_{\text{ад}} \approx 2400$ К, [4]. Величина температуры к концу горения T_{\max} вычисляется с учётом теплопотерь: $T_{\max} = T_{\text{ад}} A/(mQ_v)$, (см. табл. 1); сечение трубы: $S = \pi D^2/4$, где $D = 0,146$ м; $S = 0,0167$ м². Результаты расчётов приведены в табл. 2. Величины V_{\max} и x_{\max}

с увеличением массы заряда слабо меняются, что указывает на аналогию со случаем горения в манометрической бомбе.

Таблица 2

№ кр. на рис. 5	V_{\max} , м^3	$x = V_{\max}/S$, м	$w_{0,\max}$, м/с	$w_{0,c} \approx x/\tau$, м/с	$L = c_0 \tau$, м	$\Delta P_{0,\zeta}$, МПа
2	0,08	4,7	24.....27	9,6	735	3,4.....5,2
4	0,064	3,8	18.....20	6,3	900	1,8.....2,7
6	0,06	3,6	11.....13	4,9	1100	1,3.....2,0

Как известно, в манометрической бомбе максимальное давление линейно растёт с увеличением плотности заряжения $P_{\max} \sim m/V$, причём $V = \text{const}$. На рис. 2 приведены зависимости $\Delta P_{\max}(m)$, найденные у дна скважины в [1, 2] для зарядов различных конструкций; в [1] использовались щелевые заряды, в [2] - каналные шашки (92/32). Видно, что перепад давления к концу горения также следует линейной закономерности: $\Delta P_{\max} \sim m$. (Различие в абсолютных значениях давления по данным [1] и [2], вызвано несколько разным удалением датчика от зоны горения (в случае кр. 1 на 40 – 50 м).

Значительный теплоотвод для условий горения в скважине характерно сказывается на профиле опытных диаграмм $P(t)$, (см. рис. 1). Профили имеют симметричную форму; меняется лишь крутизна профиля при увеличении массы заряда.

Коэффициент теплоотдачи от продуктов горения составит: $\alpha = \eta m Q_v / (F_{\max}^* \Delta T \tau)$, где $\eta = (1 - A/m Q_v)$, (из табл. 1), F_{\max}^* - поверхность теплообмена, ΔT - масштаб температур, τ - время горения (см. табл. 1). В случае цилиндрической симметрии, считая: $F_{\max}^* = \pi D_0 x_{\max}^*$, где D_0 - наружный диаметр пороховой шашки, x_{\max}^* - протяженность полости, отнесенная к сечению шашки: $x_{\max}^* = V_{\max}/S_d$; S_d - площадь сечения торца шашки, $S_d = \pi D_0^2/4$. Для $V_{\max} \approx 0,06 \dots 0,08 \text{ м}^3$, (см. табл. 2); при $D_0 = 0,092 \text{ м}$, $S_d \approx 6,64 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$, $x_{\max}^* \approx 9 \dots 12 \text{ м}$, $F_{\max}^* \approx 2,6 \dots 3,5 \text{ м}^2$. При $\Delta T = 2000 \text{ К}$, окончательно: $\alpha \approx 0,7 \dots 2 \cdot 10^4 \text{ Вт/м}^2\text{К}$. Значения $\alpha \sim 10^4 \text{ Вт/м}^2\text{К}$ типичны для процессов теплообмена при изменении агрегатного состояния, [3]. Здесь характерно слабое изменение коэффициента теплоотдачи при изменении скорости движения теплоносителя, что в нашем случае означает: $\alpha(t) \approx \text{const}$. В свою очередь, тепловой поток в окружающую среду должен меняться пропорционально градиенту температуры: $d(Q/F)/dt = \alpha \Delta T$. Конкуренция процессов остывания, где $T(t) \sim \exp(-at)$ и, соответственно, $P(t) \sim T(t)$, и заполнения свободного объёма, где в адиабатических условиях $P(t) \sim \exp(+bt)$, где a и b - постоянные, в итоге даёт: $P(t) \sim m(t)$, или, окончательно, $P(t) \sim t$.

Зависимость $P(t) \sim m(t)$ для момента окончания горения переходит

в: $\Delta P_{max} \sim t$.

Определим теперь кинематические параметры жидкости на участке разгона (в фазе горения заряда). В [2] было предложено уравнение следующего вида:

$$d(Mw)/dt = (P - P_c)S - Mg - F_c \quad (1)$$

Здесь M – масса жидкости, вовлечённой в движение; w – скорость жидкости на контактной границе; $(P - P_c)$ – разность давлений в сечениях на уровне заряда и на границе зоны сжатия; g – ускорение свободного падения; F_c – сила гидравлического сопротивления. После подстановки в (1) выражений: $F_c = \zeta \pi DL(\rho w^2/8)$; $P_c = (L_0 - L)\rho g$, $P_c = P_0 - \rho gL$, где ζ – коэффициент гидравлических потерь, ρ , w – плотность и скорость жидкости, D – диаметр скважины, L_0 – глубина погружения заряда, а также, $c_0 \approx dL/dt$, преобразуется к виду, [2]:

$$dw/dt + (\zeta/2D)w^2 + w/t = (P - P_0)/\rho c_0 t \quad (2)$$

Применим выражение (2) для расчёта скорости движения жидкости к концу горения $w_{max,0}$ (на пике давления). Принимая $dw/dt = 0$, получим:

$$(w_{max,0})_{1,2} = - \{2D/\zeta\tau\} \{1 \pm \sqrt{1 + 2\zeta \Delta P_{max} \tau / D \rho c_0}\} \quad (3)$$

Здесь ΔP_{max} – перепад давления к концу горения заряда: $\Delta P_{max} = P_{max} - P_0$. В табл. 2 приведены значения $w_{max,0}$, рассчитанные для условий: $D = 0,146$ м, $\zeta = 0,015 \dots 0,023$, [3], $\rho \approx 1000$ кг/м³, $c_0 \approx 1500$ м/с. С ростом максимального давления величины $w_{max,0}$, как видно, заметно возрастают.

Среднее значение скорости перемещения жидкости $w_{c,0}$ составит: $w_{c,0} = x_{max} / \tau$. Значения $w_{c,0}$ также помещены в табл. 2. Видно, что значения $w_{c,0}$ в целом следуют значениям $w_{max,0}$, естественно уступая по абсолютной величине. Таким образом, для фазы сжатия выполняется условие: $w \ll c_0$, что характерно для гидравлического приближения.

Величина гидравлических потерь, рассчитанная по формуле: $\Delta P_{0,\zeta} = \zeta(L/D)(\rho w_{c,0})^2/2$, а также протяжённость зоны сжатия к концу горения - $L = c_0 \tau$ приведены в табл. 2. Значения $\Delta P_{0,\zeta}$, и L отвечают кр. 2, 4 и 6, см. табл. 1 и рис. 1. Видно, что выполняется условие: $\Delta P_{0,\zeta} \ll \Delta P_{max}$. Таким образом, влияние гидравлических потерь для цикла подъёмного движения незначительно.

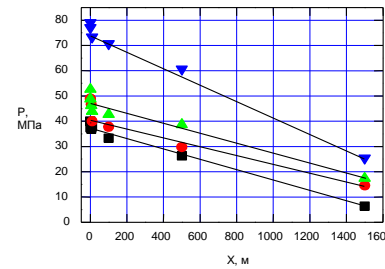


Рис. 3 Профиль $P(x)$ по длине трубы, [5]

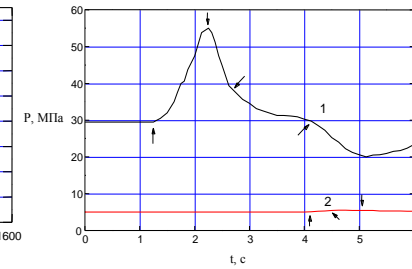


Рис. 4 Диаграммы $P(t)$ у дна (кр.1) и на устье (кр.2)

Действительные профили давления по длине колонны обнаруживают незначительную кривизну, за исключением начального участка течения, см. рис. 3, взято из [5]. (Здесь использовались более толстосводные заряды, вследствие чего время горения и, соответственно, протяжённость зоны сжатия несколько превышают значения τ и L , приведённые в табл. 1 и 2.) Малая кривизна профиля отвечает случаю незначительного сопротивления: $\Delta P = \rho w c_0$. На начальном участке $x \geq x_{\max}$ наблюдаются отклонения вверх от прямой $\Delta P(x) = \Delta P_{\max}(1 - x/L)$. Это указывает, что на начальном участке течения имеет место влияние местного сопротивления. Подобное явление может возникнуть вследствие вихреобразования в потоке жидкости вблизи границы с газовой полостью, что естественно в силу меньшего сечения заряда против сечения эксплуатационной колонны.

Величины $\Delta P_{0,\zeta}$, рассчитанные по зависимости: $\Delta P_{0,\zeta} = \zeta(H/D)(\rho w_{c,0})^2/2$, в итоге, близки к опытным значениям, (см. рис. 3), хотя не отражают действительный механизм потерь в неустановившемся потоке.

В заключение рассмотрим закономерности течения жидкости после окончания горения; определим условия выброса жидкости на поверхность.

Если сечение газовой полости в конце горения полностью перекрывает сечение трубы, тогда выброс вследствие волнового режима течения возможен при условии: $\tau > \tau_c/2$, где τ_c - время выхода волны давления на поверхность, $\tau_c \approx L_0/c_0$. При $L_0 \geq 2500 \dots 3000$ м: $\tau_c \sim 1,8 - 2$ с. Если $\tau < \tau_c/2$ разгон жидкости вверх на стадии горения должен смениться возвратным течением и, в итоге, выброса жидкости не должно наблюдаться. Возможен лишь сравнительно медленный подъём уровня на величину: $x' = x_{\max}(T_0/T_{\max}) \approx x_{\max}/4$; $x' \approx 1 \dots 1,5$ м.

Если сечение трубы в глубине перекрыто лишь частично, т.е. гидравлическая связь с дном скважины не потеряна – закономерности волнового движения должны повторять таковые, для случая трубы с глухим концом. Здесь выброс жидкости возможен в широком диапазоне глубин скважины, включая область, где $\tau < \tau_c/2$.

Диаграммы, приведённые на рис. 4, отвечают, скорее, второму случаю. Здесь имели место следующие условия: глубина скважины - $L_0 \approx 2785$ м, уровень жидкости в скважине $L_{0*} \approx 2225$ м, устье закрыто, наддуто до давления $P_0^* = 5$ МПа, $\tau \approx 0,8$ с, $\tau_c \approx 1,45$ с ($\tau \geq \tau_c/2$), [1]. Подъём давления, зарегистрированный датчиком (кр. 2), расположенным на устье скважины (устье закрыто), отвечает выходу волны сжатия из глубины. Последующее понижение давления (кр. 2) наступает через $\sim 0,75$ с, что примерно равно времени горения (см. кр. 1). В дальнейшем имеет место подъёмное движение столба жидкости (кр. 1). Давление в глубине скважины падает ниже гидростатического уровня с последующим колебательным возвращением к положению равновесия, [1]. Период последующих колебаний составляет $\sim 6...8$ с, [6], что составляет $\sim 4 \tau_c$.

В этот период наблюдается незначительное фонтанирование. Расчёты показывают, что большая часть энергии жидкости, в этом случае, расходуется на преодоление гидравлического сопротивления.

Воспользуемся данными о перепаде уровня, приведёнными в [1], для случая; устье открыто, скважина заполнена целиком. Так заряд массой $m = 10$ кг выбросил $\Delta L = 10$ м жидкости; для $m = 20$ кг, $\Delta L = 15$ м. Средняя скорость жидкости на устье составит: $w_c \sim \Delta L/\tau_*$. Согласно рис. 4 $\tau_* \sim 2$ с, отсюда: $w_c \sim 5...7,5$ м/с. Принимая закон изменения давления на устье $\Delta P_{\pm} \sim t$, (см. рис. 4), соответственно, $w(t) \sim w_* \sqrt{t}$, получим: $w_* \approx (3/2)w_c$; $\Delta P_{\zeta} \approx \zeta(L_0/D)\rho(w_c^2/2)9/4$. Подставляя, $\zeta \approx 0,015...0,023$, $L_0 \sim 3000$ м, $D \sim 0,15$ м, $\rho \approx 1000$ кг/м³, $w_c = 5$ м/с, получим: $\Delta P_{\zeta} \approx 8,4...13$ МПа. Понижение давления на участке спада против гидростатического уровня ($P_0 = 30$ МПа) достигает значения $\Delta P_{\zeta} \approx 10$ МПа (см. рис. 4). Совпадение, как видно, вполне удовлетворительное.

Выводы

1. Предложена методика расчёта импульса давления, создаваемого пороховым зарядом в нефтяной скважине, с использованием уравнения для сжимаемости жидкости. Получено, что на производство механической работы (сжатие жидкости) расходуется около 1/3 тепловой энергии пороха.

2. Показано, что закономерности изменения давления у дна

скважины $P(t)$ и $\Delta P_{\max}(t) \sim t$ и в манометрической бомбе одинаковы при одинаковом уровне тепловых потерь.

3. Рассчитаны кинематические параметры жидкости для фазы горения, а также гидравлические потери. Найдено, что гидравлическое сопротивление в целом незначительно, сосредоточено на начальном участке течения.

4. Рассчитаны гидравлические параметры на участке подъёмного движения после окончания горения. Здесь основная часть энергии движения расходуется на преодоление гидравлического сопротивления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сердюк В.И., Шаповалов М.Т., Рыбачок И.Н., Макаров А.А., Березюк Ф.А. «Параметры процесса воздействия на призабойную зону пласта порохowymi зарядами», Нефтепромысловое дело, 1983, № 4, 3 – 4.
2. Беляев Б.М., Санасарян Н.С., Улунцев Ю.Г. «Исследование процесса горения порохового заряда в скважине», Прикладная геофизика, 1986, №115, с. 103 – 108.
3. Под общей ред. В.А. Григорьева и В.М. Зорина «Тепло - и массообмен. Теплотехнический эксперимент», Москва, Энергоиздат, 1982.
4. Серебряков М.Е. «Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет». – М.: Оборонгиз, 1962.
5. Беляев Б.М., Осадчий В.М., Пономарчук Ю.А., Чемоданов В.Е., «Воздействие пороховых газов на систему скважина - пласт». – в кн. : Прострелочно-взрывные работы в глубоких скважинах. – М., изд. ВНИИГеофизики, 1981, с. 85 – 94.
6. Дуванов А.М., Гайворонский И.Н., Михайлов А.В., Чельшев В.П., Шкиткин Б.В. «Методы интенсификации притоков в нефтяных и газовых скважинах с использованием энергии взрыва и горения», обзор ВНИИ экономики минералов, сырья и геологоразведочных работ. ВИЭМС, М., 1990.

УНИВЕРСАЛЬНЫЕ ИСТОЧНИКИ ТЕПЛА ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО ТИПА

А.С. МИХАЙЛОВ, И.А. АБДУЛЛИН, О.И. БЕЛОБОРОВОДА

*Казанский национальный исследовательский технологический
университет*

420015, г.Казань, ул. К.Маркса, д. 68,

т.(факс) (843) 231-40-82, E-mail: spektr@kstu.ru

Пиротехника – это удивительная область человеческого знания. Мир пиротехники известен каждому человеку с детства. В настоящее время пиротехнические изделия широко используются в специальной технике и технологиях гражданского назначения.

Термитные системы, которые ранее рассматривались, в основном, как удобные модели твердофазного взаимодействия, превратились благодаря исследованиям сотрудников кафедры ХТГС КНИТУ в перспективные термические основы пиросоставов для изделий самого различного назначения.

Безгазовые составы на термитной основе при горении в ограниченном объеме позволяют создавать идеальный тепловой источник импульсного действия. Такой источник является автономным, малогабаритным, экологически и технически безопасным. Он обладает высокими энергетическими характеристиками на единицу объема и веса и низкой стоимостью.

Создание модели процесса генерации и переноса тепловой энергии в ходе горения состава на основе термитной смеси показал, что применение такого теплогенератора в виде термохимической ленты позволяет решать весь комплекс вопросов операции нормализации металла сварного соединения при монтаже и ремонте магистральных трубопроводов.

Достоинство разработанной термохимической ленты – это простота изготовления, низкая стоимость, безопасность в производстве и изготовлении. Аналогов данной разработки в мировой практике нет.

Были разработаны специальные пиропатроны для сваривания тоководов магистральных линий электропередачи, для фиксации резьбовых соединений, которые используют для соединений при строительстве железнодорожных мостов и др. Разработаны пироизделия для приваривания токосъемников в системе электрохимзащиты трубопроводов. Новые тепловые генераторы на термитной основе позволяют без взрыва разрушать крупногабаритные железобетонные блоки.

На базе высокоэнергетических импульсных тепловых генераторов

разработано новое пиропроизведение – пиробур, предназначенное для подготовки шурфов для ВВ в ледяных заторах у мостовых переходов и в руслах рек при опасности наводнения.

Особенно интересно применение тепловых генераторов на термитной основе в технологиях монтажа и реабилитации изолирующих покрытий на трубопроводе.

В заключение следует отметить, что области применения термитных смесей можно распространить и на создание излучающих композиций осветительного действия, цветных огней для средств сигнализации и спасения для водного транспорта (Морской регистр). Опыты показывают, что еще одной областью применения термитных составов нетривиального соотношения компонентов может стать создание тепловых генераторов для термоимпlosionного воздействия на призабойную зону скважин с повышенной эффективностью действия, обладающих неограниченной термостойкостью, безопасных в обращении и применении, так как процесс их горения не зависит от давления. Следовательно, термитные смеси и составы на их основе – это новая пиротехника.

МЕТОДИЧЕСКИЙ АППАРАТ ОЦЕНКИ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ

Г.Я. ПАВЛОВЕЦ, М.В. ЧУЧАЛИН

*Военная академия РВСН имени Петра Великого,
109074, Москва, Китайгородский поезд, д.9, тел. (495) 696-31-81,
E-mail pavlovets@yandex.ru*

Учитывая современные тенденции ракетной техники, разрабатываемые энергетические конденсированные системы (ЭКС) должны обеспечивать расширение температурного диапазона эксплуатации. Традиционно температурный коэффициент β_t экспериментально определяют для сравнительно узкого диапазона начальных температур и давлений в соответствии с назначением и условиями эксплуатации зарядов ЭКС. В зависимости от назначения ЭКС эти условия различаются диапазоном исследуемых температур и давлений.

Линеаризация зависимости скорости горения от начальной температуры при расчете коэффициента β_t в этих условиях приводит к существенным ошибкам определения скорости горения при фиксированной температуре.

Относительная величина температурного коэффициента, зависящая от уровня скорости горения топлива, не позволяет выявлять факторы, влияющие на его значение.

Зависимость скорости горения конкретного образца ЭКС от давления и начальной температуры заряда может быть представлена уравнением регрессии типа:

$$u(p, T_0) = a_1 p T_0 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4 + a_5 T_0 + a_6 T_0^2,$$

где a_1 – коэффициент зависимости величин; a_2, a_3 – коэффициенты влияния давления p , квадратичной и линейной составляющей соответственно; a_4 – коэффициент при свободном члене; a_5, a_6 – коэффициенты влияния начальной температуры T_0 , квадратичной и линейной составляющей соответственно.

Расчет коэффициентов возможен с применением множественного регрессионного анализа.

Уравнения регрессии позволят избавиться от громоздких таблиц в нормативных документах для описания зависимости скорости горения от

начальной температуры и рабочего давления в камере двигателя, дадут возможность рассчитывать значение скорости горения ЭКС для любых значений параметров (p, T_0) и позволят проводить обратные расчеты, что немаловажно на этапе проектирования как двигателя, так и заряда.

Предложенная методика с использованием разработанного алгоритма (рис.1) позволяет рассчитать значение скорости горения топлива в широком интервале давлений и начальной температуры заряда.



Рис. 1. Алгоритм оценки влияния начальной температуры на скорость горения заряда ЭКС

Анализ показывает, что предложенная методика оценки зависимости скорости горения от начальной температуры заряда в широком интервале давлений позволяет расчетным путем получать значения скоростей горения конкретного топлива с погрешностью, не превышающей 3%, в то время как погрешность расчета скорости горения ряда составов с применением температурного коэффициента скорости горения β_t достигает 30%.

Однако с ее использованием не представляется возможным провести количественную оценку температурной зависимости скорости

горения.

Оценка температурной зависимости скорости горения основана на обработке экспериментальных данных методом регрессионного анализа зависимости скорости горения от давления и температуры с получением дифференциального коэффициента температурной чувствительности скорости горения, численное значение которого не зависит от величины диапазона температур и рабочих давлений.

Дифференцируя полученную функцию $u(p, T_0)$ в точке при фиксированном давлении, получим уравнение касательной к функции вида:

$$f(T_0) = \zeta_t T_0 + c,$$

где ζ_t – дифференциальный коэффициент температурной чувствительности; c – коэффициент при свободном члене, характеризующий смещение касательной по оси абсцисс.

Значение дифференциального коэффициента температурной чувствительности может быть рассчитано по зависимости:

$$\zeta_t = \frac{u(p, T_0) - c}{T_0}.$$

Достоинством дифференциального коэффициента температурной чувствительности является отсутствие зависимости его численного значения от величины диапазона температур и рабочих давлений.

Алгоритм оценки температурной зависимости скорости горения приведен на рис. 2.

Таким образом, теоретически обоснован и разработан методический аппарат оценки температурной зависимости баллистических характеристик ЭКС. Показано, что для повышения достоверности расчета скорости горения при фиксированном значении давления в камере двигателя и начальной температуры заряда целесообразно представлять её зависимость в виде уравнения регрессии.

По результатам анализа существующих форм представления температурной зависимости скорости горения показано, что ее оценку в широком диапазоне рабочих давлений в камере сгорания следует проводить с использованием дифференциальных коэффициентов температурной и барической чувствительности, которые позволяют оценить степень влияния параметров в формировании зависимости скорости горения от начальной температуры заряда.

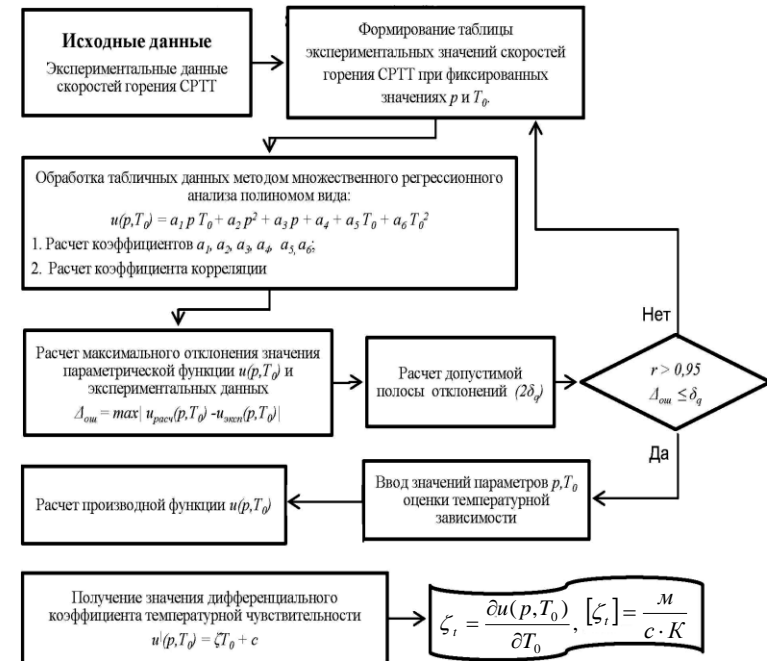


Рис. 2. Алгоритм оценки температурной зависимости скорости горения

ЛИТЕРАТУРА

1. Чучалин М.В., Павловец Г.Я., Микашкин Д.А. Возможности повышения баллистической эффективности ТРТ для ракетно-космической техники // В сб. №10 НПО им. Лавочкина, 2010. С.209-216.
2. Чучалин М.В., Павловец Г.Я. Методика оценки температурной зависимости скорости горения энергоемких композитов // Журнал «Химическая физика и мезоскопия» Т.13, №2., Ижевск, ИПМ УрО РАН, 2011. С.172-176.

О ПЕРСПЕКТИВНОЙ КОНСТРУКЦИИ ЗАРЯДА РДТТ ТОРЦЕВОГО ГОРЕНИЯ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ В СТЕКЛОПЛАСТИКОВОМ КОРПУСЕ

С.В. ПАШИН

ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов»

614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, д.16

Телефон (342) 250-11-52, Факс (342) 283-68-87, E-mail: niipm@pi.ccl.ru

Перспективным направлением увеличения технических показателей ракеты является использование поддерживающих ракетных двигателей твердого топлива большой длины с малым диаметром, обеспечивающих постоянный импульс тяги на протяжении длительного времени работы. Соотношение длины к диаметру таких двигателей достигает 15, что дает возможность их крепления к ракете, в случае необходимости, без изменения пусковой установки.

Анализ требуемых параметров, предъявляемых к зарядам для двигателей поддерживающего типа, и расчет внутриваллистических характеристик выявил необходимость конструктивного оформления в виде заряда торцевого горения.

Исследование предложений по оформлению конструкции заряда и возможности ее изготовления привело к решению поставленной задачи в следующем виде (рис. 1).

1. Заряд выполняется в виде моноблока формуемого непосредственно в бронечехол, который располагается в корпусе двигателя и скреплен с передней частью корпуса. При заполнении изделия отсутствует конструктивный зазор для застойной зоны, что обеспечивает простоту и технологичность изготовления заряда, позволяет максимизировать степень заполнения камеры двигателя топливом.

2. Заряд прочно скрепляется с передним днищем и передней частью стеклопластикового корпуса на длине 0,03L путем адгезионного соединения, что позволяет удерживать заряд внутри корпуса ракетного двигателя, не прибегая к дополнительным элементам крепления.

3. На длине 0,97L заряд располагается в бронечехле раскрепленным с корпусом, что дает возможность формировать застойную зону практически на всей длине изделия и тем самым обеспечить его работоспособность.

4. Застойная зона между бронечехлом заряда и тепло-защитным покрытием (ТЗП) корпуса образуется за счет изменения размеров заряда при охлаждении от равновесной температуры до температуры эксплуатации, а также за счет деформации стеклопластикового корпуса при выходе двигателя на режим и ступенчатого уменьшения диаметра

заряда, начиная с $0,6L$ от переднего торца на $(0,1 \div 0,2)D$.

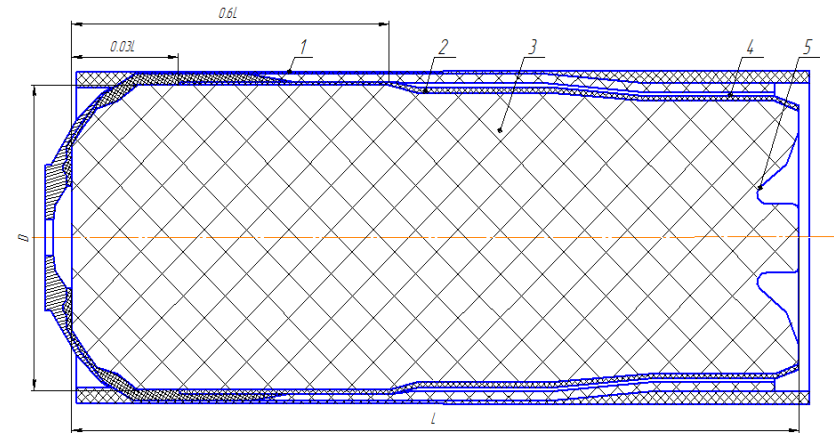


Рис. 1 – Конструкция РДТТ с зарядом торцевого горения:

- | | |
|-------------------------|-----------------------|
| 1 – корпус двигателя; | 5 – фигурная выточка; |
| 2 – бронечехол; | D – диаметр заряда; |
| 3 – топливный моноблок; | L – длина заряда. |
| 4 – застойная зона; | |

Одной из задач проектирования являлось обеспечение в начальный момент работы двигателя внутрибаллистических характеристик, близких к средним по времени работы. Это связано с тем, что в момент выхода двигателя на режим начальная поверхность горения заряда должна, с одной стороны, компенсировать возможное повышение давления при совместной работе заряда и узла воспламенителя, с другой стороны, компенсировать тепловые потери и потери на заполнение застойной зоны. В таких системах в начальный момент времени возможна реализация высокого уровня давления в камере сгорания, что обусловлено большой начальной поверхностью горения, после наблюдается резкий спад давления, который можно объяснить выгоранием развитой начальной поверхности горения. Возможен и другой вариант, когда начальная поверхность горения заряда недостаточна, следовательно, в начальный момент времени реализуется низкое давление в камере сгорания, что приводит к увеличению времени выхода двигателя на рабочий режим.

В работе показано, что надежный выход ракетного двигателя на режим достигается за счет фигурной выточки на заднем торце, размеры которой рассчитанные интерполяционным методом, дают оптимальный закон изменения начальной поверхности горения и исключают появление высоких амплитуд колебаний давления.

О ВНУТРИКАМЕРНОЙ ВЧ-НЕУСТОЙЧИВОСТИ ТЕПЛОВЫХ ЭНЕРГОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

¹ А.В. ПИНЧУК, ² А.В. СОКОЛОВ

¹ Научно-технический центр «Протей»

² Балтийский государственный технический университет
198005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул. д. 1,

В работе формулируется и обосновывается комплекс представлений о традиционно не учитываемом (ранее неизвестном) механизме энергообеспечения внутрикамерной ВЧ-неустойчивости (ВЧН).

1. В настоящее время еще не выработано единого представления о причинах возникновения ВЧН, источниках и механизмах энергообеспечения сопровождающих ее развитие ВЧ-колебаний (ВЧК) давления.

Полученные на сегодняшний день результаты исследований внутрикамерной ВЧН свидетельствуют не только в пользу исключительной сложности ее механизмов, но и указывают на принципиальную недостаточность разрешающих возможностей методов исследований ВЧН на базе общепринятых физических представлений.[3]

2. При оценке возможностей формирования отмеченного подхода обращено внимание на работы [3-6], в которых было показано, что возникновение ВЧН приводит к формированию зон с нарушенной квазинейтральностью. Одновременно показано, что в среде с нарушенной квазинейтральностью условия внутреннего энергетического равновесия (УВЭР) изменяются к форме:

$$\prod_j p_j^{c_j} = \prod_j K(T)^{c_j} \exp\left(-\frac{\varepsilon_{act} - e\psi\Omega}{kT}\right), \quad j = A, B, AB, e; \quad (1)$$

где ε_{act} - учитываемая энергия активации реакции, в пренебрежении величинами второго порядка малости определяемая общепринятым способом.

Конкретный характер зависимостей указывает, что применительно к локализованным образованиям среды с нескомпенсированным зарядом, температура Т как традиционно оцениваемый параметр непосредственно определяет равновесные заселённости лишь «механической» природы энергетических состояний (поступательных, колебательных, вращательных) и свидетельствует, таким образом, в пользу существования традиционно не учитываемого (ранее неизвестного) канала управления состояниями материальных сред, роль фактора управления в котором играет электрический заряд («зарядового»).

Согласно УВЭР, температура возбуждения T_{exc} заселённости химических связей и электронных энергетических состояний уровня ε_j среды с нескомпенсированным зарядом с температурой возбуждения «механических» энергетических состояний T соотносится

$$T_{exc} = T \frac{\varepsilon_j}{\varepsilon_j - e\psi\Omega} . \quad (2)$$

Отвечающая же УВЭР функция заселенности химических связей и электронных энергетических состояний будет соответствовать зависимости:

$$N_{\varepsilon_j} \approx \exp\left(-\frac{\varepsilon_j - e\psi\Omega}{kT}\right) \quad (3)$$

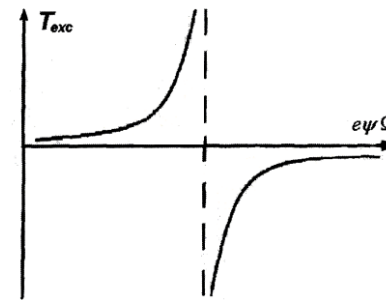


Рис.1 Зависимость $T_{exc} = f(e\psi\Omega)$ (общий характер)

Обращалось внимание, что функция температур возбуждения химических связей и электронных энергетических состояний квазинейтральной среды при релаксации к отвечающим (2) условиям может претерпевать разрыв типа $(+\infty, -\infty)$ или $(-\infty, +\infty)$ (рис.1).

Отмеченное, по меньшей мере, косвенным образом указывает на возможность развития в этих условиях неустойчивостей атомно-молекулярной структуры среды.

Неустойчивостей, как можно предположить, способных в этих условиях проявляться, в том числе, потерей устойчивости электронов на орбитах, сходами электронов с орбит и даже поглощениями электронов ядрами, то есть энергопродуцирующими реакциями внутриядерного происхождения [4]. В работе была сделана попытка оценить, возможность энергоподпитки внутрикамерной ВЧ-неустойчивости таким образом.

3. В качестве первого шага в рамках сформулированного подхода оценивалась обоснованность формирования АК-образований в условиях развитых акустических воздействий на среду с характерными для РД характеристиками.

Для описания состояния среды в камерах ТЭП в условиях ВЧН использовалась электрогазодинамическая система, сформулированная в рамках трехжидкостной плазменной модели [5]. В состав системы включались:

- уравнения движения электронного и ионного компонентов

$$m_e n_e \left(\frac{\partial}{\partial t} + U_e \nabla \right) U_e + \frac{e n_e}{\mu_e} (U_e - U_a) + \nabla p_e + e n_e E = 0 \quad (4)$$

$$m_i n_i \left(\frac{\partial}{\partial t} + U_i \nabla \right) U_i + \frac{e n_i}{\mu_i} (U_i - U_a) + \nabla p_i - e n_i E = 0 \quad (5)$$

- уравнение ионизационного равновесия в традиционном представлении¹

$$\frac{\alpha \eta}{(1-\alpha)(1+\eta)} = 6.666798 \cdot 10^{-2} \frac{T^{5/2}}{P_\Sigma} \exp\left(-\frac{eV}{kT}\right) \quad (6)$$

- зависимости для среднemasовой плотности и скорости

$$\rho_\Sigma = \frac{m_e \eta + m_i \alpha + m_a (1-\alpha)}{1+\eta} \cdot \frac{P_\Sigma}{kT} \quad (7)$$

$$U_\Sigma = \frac{U_e m_e \eta + U_i m_i \alpha + U_a m_a (1-\alpha)}{m_e \eta + m_i \alpha + m_a (1-\alpha)} \quad (8)$$

- уравнение неразрывности потока

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho_\Sigma + \nabla(\rho_\Sigma U_\Sigma) = 0 \quad (9)$$

- уравнение сохранения заряда

$$\frac{\partial}{\partial t} q + \Delta g_k = 0 \quad (10)$$

- уравнение Пуассона (электрической составляющей поля)

$$\Delta E - \frac{1}{\varepsilon_0} q = 0 \quad (11)$$

Система (4)-(11), определена, таким образом, набором восьми линейно независимых уравнений с десятью неизвестными: $U_e, U_i, U_a, \rho_\Sigma, \alpha, \eta, E, P_\Sigma, T, U_\Sigma$.

Замыкание системы обеспечивалось предположением, что – известные P_Σ, T функции и отвечают зависимостям:

$$P_\Sigma = p_0 \left(1 + c \cdot \cos\left(\frac{2\pi n_1 f_0}{a_0} x\right) \sin(2\pi n_1 f_0 t) \right) \quad (12)$$

¹ Использование уравнения в традиционной форме (а не в форме (1)) диктуется непосредственно задачей - уточнить уровни и динамику изменений характеристик формируемых в среде ПС в камерах в условиях ВЧН АК-образований, оценить прогнозируемый характер и общие особенности релаксации, возбуждаемой в их среде к отвечающей (1) форме (а не соответствующие УВЭР характеристики АК-среды).

$$T = T_0 (P_\Sigma / P_0)^{(k-1)/k} \quad (13)$$

Диапазоны варьирования базовых значений давления, температуры и потенциала ионизации среды варьировались: $p_0 \in (5.0; 30.0) \text{ МПа}$, $T_0 \in (1000; 3500) \text{ К}$, $V \in (6; 16) \text{ В}$. Коэффициенты c и n_1 задавались значениями $0.005 \dots 0.25$ и $1 \dots 16$ соответственно.

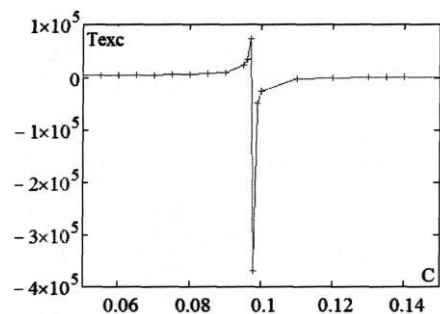
Наряду с сеточными функциями оценивались и дополнительные параметры. Зависимостями: $\psi = (n_e - n_i) / n_i$, $\eta = \alpha(1 + \psi)$

4. Результатами численных исследований было подтверждено, что внутрикамерная ВЧ-неустойчивость (ВЧ-колебания) действительно обуславливает формирование в объеме продуктов сгорания в камерах ТЭП макроскопических образований с избыточным (нескомпенсированным) зарядом - аквазинейтральных.

5. Оценивалась значимость необходимо возбуждаемой релаксации АК- образований к изменившимся в связи с введением избыточного заряда в их состав УВЭР как фактора усиления первичного, приводящего к развитию зарядовой неустойчивости, колебательного процесса.

Обнаружено, что при малых относительных уровнях амплитуды характер ожидаемых воздействий на ВЧН носит, по существу, кинетический характер. Выявляется, однако, что при повышенных амплитудах характер воздействия изменяется, и процесс релаксации может сопровождаться разрывом типа $(-\infty, +\infty)$. Таким образом обосновывается и наличие положительной обратной связи в комплексе динамических проявлений ВЧН, усиливающей её первичные характеристики.

На рис.2 представлена зависимость $T_{exc} = f(c)$, отвечающая оцениваемой характеристике АК-образований, формируемых воздействиями ВЧК давления согласно (2) в узле $x = 0.125 \text{ м}, t = 0.11 \cdot 10^{-3} \text{ с}$. Учитываемые давление, температура и потенциал ионизации среды 20 МПа, 2900 К и 14 В соответственно.

Рис.2 Зависимость $T_{exc} = f(c)$

На рис.3 представлена общая схема проявления «зарядового» механизма энергообеспечения внутрикамерной ВЧН, на ней показаны условно выделенные стадии внутрикамерной ВЧ-неустойчивости.



Рис.3 Стадии энергоподпитки внутрикамерной ВЧ-неустойчивости

В работе сформирована и обоснована концепция о ранее неизвестном механизме энергообеспечения неустойчивости ВЧК давления в камере. Обосновано существование положительной обратной связи (рис. 3), указывающей на очевидную значимость механизма в совокупности факторов подпитки ВЧН.

Заключение

В рамках концептуального подхода обосновано существование ранее не учитываемого механизма энергообеспечения внутрикамерных неустойчивостей ТЭП. Рассматриваемый в работе подход является общим и может быть использован для решения и иных, представляющих научный интерес задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. Натанзон М.С. Неустойчивость горения // М: Машиностроение, 1986. 248с.
2. Кудрявцев В.М. Основы теории и расчета РД // М: Высшая школа, 1993. 368с.
3. Пинчук В.А. Низкотемпературная плазма в условиях развитых акустических воздействий// ИФЖ. 1994. Т.67. №1-2. С.112-118
4. Пинчук А.В., Пинчук В.А. Концепция: мутация составов материальных

сред как процесс, возбуждаемый зарядовыми воздействиями // РАН. Труды Академэнерго. 2008. № 2. С. 101-113.

5. Пинчук А.В. Условия внутреннего энергетического равновесия как объект экспериментальных исследований // Мат. Межд. научн.-техн. конф. «Четвёртые Уткинские чтения». СПб., БГТУ. 2009. Т.2. С.6-9.

6. Пинчук А.В., Пинчук В.А. Эксплуатационные характеристики тепловых энергопреобразователей: ресурсы обеспечения // Мат. пленарного заседания V Всерос. научн.-техн. конференции «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики». Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2009. С.65-85.

УВЕЛИЧЕНИЕ ДУЛЬНОЙ СКОРОСТИ СУББОЕПРИПАСА ПРИ СОХРАНЕНИИ ПРОЧНОСТИ КОРПУСНОЙ ДЕТАЛИ

В.А. ПОПОВ, Е.А. КАЗАРИНОВ

*ОАО «Научно-исследовательский инженерный институт»
143912, г Балашиха, Московская обл., Западная промзона,
шоссе Энтузиастов д.6*

Т. (495) 524-91-50, факс (495) 524-91-26, E-mail: oaoniii@pochta.ru

В настоящий момент для дистанционной установки инженерных минно-взрывных заграждений используются разовые боеприпасы - унифицированные разовые кассеты. В конструкции данных боеприпасов реализована схема активного метания пороховым зарядом, вариант конструктивного исполнения представлен в [1]. Одной из актуальных задач является увеличение дальности метания суббоеприпасов при использовании унифицированных деталей типа «стакан», при этом прочность такой детали определяется максимальным давлением пороховых газов, образующихся при выстреле. Максимально возможным импульс (дальность метания), придаваемый суббоеприпасу, а следовательно и дульная скорость пропорциональны значению площади под кривой диаграммы $p-t$, где p – давление в запоршневом пространстве, t – время действия давления на поршень. Для повышения дульной скорости суббоеприпаса и сохранения прочности «стакана» предлагается использовать «мягкое» метание, которое заключается в использовании нескольких пороховых зарядов, воспламеняемых с некоторой задержкой друг относительно друга. Для определения возможности реализации данной схемы создана математическая модель и программа расчета внутрибаллистических параметров процесса активного метания. На рисунке 1 приведены результаты расчета для метания одним пороховым зарядом (диаграмма а) и схемы «мягкого» метания (диаграмма б), реализованного с использованием двух зарядов одинаковой массы. Для

получения диаграмм использованы одни и те же исходные данные. Моделирование воспламенения второго заряда проводилось спустя время $t=0.002$ с. В результате расчета получены значения дульных скоростей суббоеприпаса: $V = 30$ м/с для метания одним зарядом ДРП-2 и $V = 46$ м/с при «мягком» метании.

На основании проведенных работ можно сделать следующие выводы:

— созданная математическая модель и программа расчета позволяют проводить расчеты внутрибаллистических параметров процесса метания инженерных боеприпасов с использованием унифицированной детали типа «стакан», в том числе для схемы реализующей "мягкое" метание;

— проведены теоретические исследования с использованием разработанной программы, показавшие для схемы "мягкого" метания возможность увеличения дульной скорости в 1,5 раза при сохранении величины максимального давления в запоршневом пространстве.

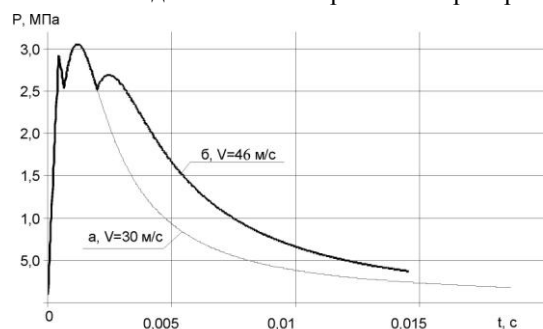


Рис.1 Сравнительная диаграмма метания суббоеприпаса

а – расчетные значения для метания одним зарядом дымного ружейного пороха (ДРП-2) массой 0,010кг, метаемая масса 5,930кг, диаметр поршня 0,136м;

б – расчетные значения для схемы «мягкого» метания (2 заряда ДРП-2 по 0,010 кг)

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. 2429445 Российская Федерация, МПК F42В 12/58 Разовая кассета для дистанционного минирования с авиационных и наземных заградителей/ Жуков М. Б. Шведченко Н. Н., и др., заявитель и патентообладатель РФ (Министерство обороны) и ФГУП «НИИИ» - №2010101364/11, заявл. 18.01.2010, опубл. 20.09.2011 Бюл. №26 – 11 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕКОТОРЫХ ЗАДАЧ ВНУТРЕННЕЙ И ПРОМЕЖУТОЧНОЙ БАЛЛИСТИКИ

**И.В. СЕМЕНОВ¹, П.А. ПАСЫНКОВ^{1,2}, А.А. ПОПОВ²,
П.С. УТКИН^{1,2}, И.Ф. АХМЕДЬЯНОВ¹**

¹Институт автоматизации проектирования РАН
123056, Москва, 2-ая Брестская ул. д. 19/18,
т. (499) 250-82-86, факс (499) 250-82-86, E-mail: semenov@icad.org.ru,
²Московский физико-технический институт
141700, Московская область, г. Долгопрудный, Институтский переулок, 9

Работа посвящена проблеме моделирования внутрибаллистического процесса в крупнокалиберной ствольной установке с использованием модульных метательных зарядов, а также проблеме совместного решения задач внутренней и промежуточной баллистики в осесимметричной постановке на примере ствольной установки, снабженной дульным газодинамическим устройством – дульным тормозом (ДТ). В первой задаче основное внимание уделено корректности описания процесса воспламенения основного заряда за счет моделирования воспламенения и горения дымного ружейного пороха (ДРП) в осевых воспламенительных устройствах модулей, во второй – моделированию волновых процессов в дульном тормозе, а также определению энергетической эффективности ДТ.

Численное исследование проводится в квазиодномерном и двумерном осесимметричном подходах. Для квазиодномерных расчетов используется программный комплекс БАРС-1МП [1], в котором внутрибаллистический процесс описывается в рамках идеологии взаимопроникающих континуумов газовой и дисперсной фаз с учетом процессов межфазного взаимодействия, а также прогрева и воспламенения пороховых элементов [2]. Особенностью осесимметричных расчетов является использование оригинального метода внутренней границы для описания динамики движения метаемого тела, которое может иметь сложную форму, на неподвижной декартовой сетке [3].

На Рис. 1 приведена двумерная постановка задачи исследования внутрибаллистического процесса для заряда, состоящего из пяти модулей. Процесс инициируется за счет мгновенного воспламенения ДРП в модуле, находящемся у затвора. Рис. 2 иллюстрирует рассчитанную динамику изменения давления в точке на стенке камеры на расстоянии 16 мм от затвора в сравнении с экспериментальными данными, предоставленными ОАО «ЦНИИ «Буревестник». Видно, что как в

одномерном (1D), так и в двумерном (2D) подходах на расчетной кривой наблюдается локальный максимум давления в окрестности 5 мс. Возможной причиной данного эффекта является наличие погрешности в определении закона горения, тк для используемого в заряде пороха он имеет сильно нелинейный характер. Как показали расчеты, параметры волнового процесса в камере имеют сильную зависимость от того, как проходит воспламенение заряда. Как известно, именно недостаточно точное воспроизведение воспламенительного периода за счет того, что весь порох одновременно воспламеняется по всему сечению камеры, является одним из основных недостатков квазиодномерных внутрибаллистических расчетов. Вместе с тем, фазы и амплитуды волн давления в камере в обоих расчетах воспроизводятся удовлетворительно.

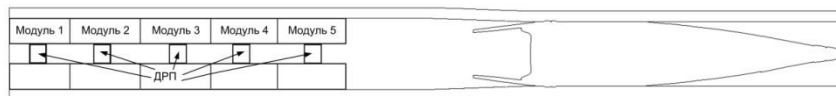


Рис. 1. Постановка задачи для модульного заряда.

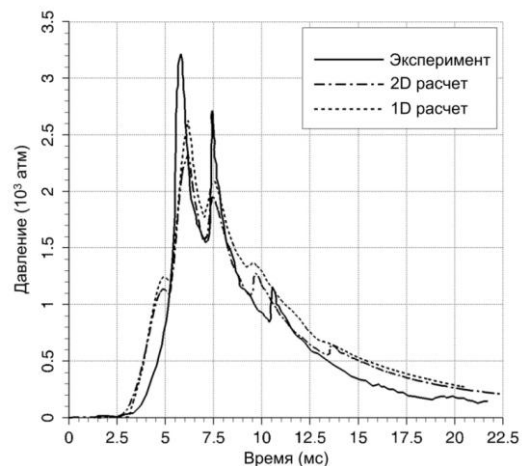


Рис. 2. Сравнение кривых давления на стенке камеры на расстоянии 16 мм от затвора в эксперименте, одно- и двумерном расчетах.

В настоящее время решение задач промежуточной баллистики проводится отдельно с моделированием внутрибаллистического процесса, что приводит к необходимости согласовывать граничные условия. В работе проведены осесимметричные расчеты внутрибаллистического процесса в ствольной установке с установленным модельным дульным тормозом в рамках единого подхода. В качестве ствольной установки использовалась пушка НР-23. Получены картины течения пороховых газов в дульном тормозе, а также изменение во

времени давления у затвора, скорости метаемого тела и уровня избыточного давления на некотором расстоянии от дульного среза. Распределения газодинамических параметров иллюстрируют сложную нестационарную волновую картину, формирующуюся в дульном тормозе еще до вхождения в него метаемого тела и характеризующуюся системой косых скачков, связанных с сверхзвуковым истечением воздуха из канала ствола и наличием отверстий в ДТ. Обращает на себя внимание взаимодействие между собой сверхзвуковых струй, истекающих из различных отверстий дульного тормоза в процессе прохождения через него метаемого тела и образование дульной ударной волны (см. Рис. 3). Все расчеты проведены на многопроцессорных ЭВМ МСЦ РАН и МГУ им. М.В. Ломоносова.

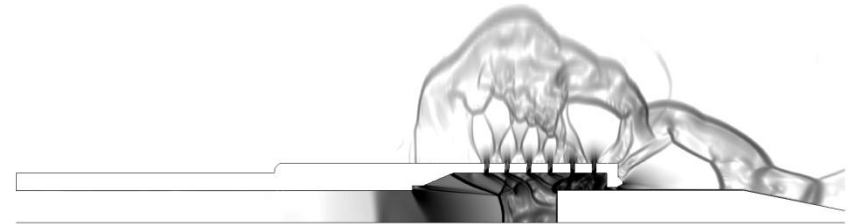


Рис. 3. Распределение модуля градиента давления порохового газа при вылете метаемого тела из ствола с дульным тормозом.

Авторы выражают признательность В.В. Чернову (ОАО «ЦНИИ «Буревестник») за помощь в работе.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 11-01-12120-офи-м-2011).

ЛИТЕРАТУРА

1. Семенов И.В., Меньшов И.С., Ахмедьянов И.Ф., Уткин П.С., Марков В.В. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011610905 «Программный комплекс БАРС-1МП».
2. Семенов И.В., Уткин П.С., Ахмедьянов И.Ф., Меньшов И.С. Применение многопроцессорной вычислительной техники для решения задач внутренней баллистики // Вычислительные методы и программирование. – 2011. – Т. 12. – С. 183 – 193.
3. Семенов И.В., Меньшов И.С., Ахмедьянов И.Ф., Уткин П.С. Применение многопроцессорной вычислительной техники для решения многомерных задач внутренней баллистики // Суперкомпьютерные технологии в науке, образовании и промышленности / Под ред. В.А. Садовниченко, Г.И. Савина, Вл.В. Воеводина. – М.: Изд-во МГУ, 2010. – С.104 – 108.

ПЛАЗМОЗАМЕЩАЮЩАЯ ЭЛЕКТРОИМПУЛЬСНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ЗАЖИГАНИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ МЕТАТЕЛЬНЫХ ЗАРЯДОВ

С.В. СИНЯЕВ¹, В.А. КОЖИН²

¹НИИ прикладной математики и механики Национального
исследовательского Томского государственного университета
634050, г.Томск, пр. Ленина, 36

т. (3822) 529-538, факс(3822) 529-547, E-mail ssv@niipmm.tsu.ru

²ОАО «ВНИИТРАНСМАШ»

198323, С.-Петербург, ул. Заречная 2

т.(812) 746-15-26, E-mail: ykoji@yandex.ru

Увеличение скоростей метания с возможностью регулирования ее величиной в значительной степени связаны с разработкой эффективных способов зажигания комбинированных энергоемких зарядов с высокой плотностью заряжения. В широко применяемой электроплазменной технологии зажигания пороховых зарядов используются высоковольтные источники электрической энергии, что при решении ряда прикладных задач не отвечает условиям техники безопасности и некоторым другим требованиям [1]. Электроплазменное зажигание высокоэнергетических гетерогенных пастообразных топлив (slurry, slurry/liquid) требует неоправданно больших затрат электрической энергии и не обеспечивает необходимой воспроизводимости результатов [2].

В ускорителях с плазмозамещающими схемами зажигания [3] пороховой заряд зажигается двухфазными высокотемпературными продуктами сгорания высокоэнергетического гетерогенного пастообразного топлива (ГПТ). Для зарядов с высокой плотностью заряжения $\Delta \geq 1$ кг/дм³ возможности диспергирования топлива предельно ограничены из-за отсутствия свободных поверхностей и объемов в камере ускорителя. В этом случае необходимая иницирующая поверхность должна формироваться в топливе «изнутри». В рассматриваемой схеме зажигания навески ГПТ осуществляется потоками мелкодисперсных расплавленных металлических частиц (металлическим спреем), генерируемых путем электроимпульсной капельной деструкции фольговых проводников с помощью разряда компактных источников электрической энергии с начальным напряжением $90 \leq U_0 \leq 400$ В [4]. Продукты сгорания существующих ГПТ по своим теплофизическим параметрам приближаются к параметрам плазменных потоков. При этом вводимая в пороховой заряд тепловая энергия может значительно превышать энергию электроплазменного зажигания за счет увеличения массы плазмозамещающего топлива,

продукты сгорания которого увеличивают общее количество нагретого рабочего газа с относительно низким молекулярным весом, увеличивая тем самым скорость метаемого тела. Регулирование процесса зажигания метательного заряда в такой схеме зажигания может осуществляться с помощью оперативного прерывания низковольтного разряда в требуемый момент времени.

Устройство многоочагового зажигания топлив и порохов металлическим спреем [5] функционально представляет собой коаксиальную гильзу-ускоритель, состоящую из внешнего электрода (корпус гильзы) и центрального электрода, разделенных изолятором в ее донной части. Электроды гальванически соединены несколькими фольговыми проводниками-«снежинками», расположенными в объеме ГПТ. Электрический разряд конденсаторной батареи нагревает «снежинки» до расплавленного состояния и одновременно ускоряет их в собственном магнитном поле вдоль центрального электрода. В результате капельной деструкции «снежинок» в объеме топлива формируется поверхность горения в виде микротрещин глубиной в единицы и десятки радиусов капель металлического спрея [6]. После многоочагового зажигания медленно горящего топлива сформированная таким образом развитая многосвязная поверхность горения обеспечивает практически полное его сжигание за время ускорения метаемого тела в канале ускорителя, включая процесс зажигания порохового заряда высокотемпературными двухфазными продуктами горения ГПТ.

В настоящей работе приводятся результаты экспериментально-теоретических исследований электроимпульсного устройства зажигания комбинированного метательного заряда с помощью модифицированной плазмозамещающей технологии. Дополнительной плазмозамещающей субстанцией является металлический спрей, генерируемый на границах порохового заряда и в его объеме с помощью капельной деструкции фольговых проводников, например, «снежинок». Исследования проведены в условиях высокоскоростного выстрела ускорителя с внутренним диаметром канала – 35 мм и длиной разгонной части – 2200 мм (63 калибра). Метательный заряд состоял из двух полузарядов – нижнего порохового и верхнего – из ГПТ. Металлический спрей генерировался при электроимпульсном диспергировании трех параллельно включенных «снежинок» из титановой фольги толщиной 50 мкм. Нижняя «снежинка» располагалась на границе полузарядов, а две другие находились в топливе на расстоянии 5 и 10 мм от границы с пороховым зарядом. Суммарная масса «снежинок» составляла менее 0.5 % от массы заряда. Момент начала капельной деструкции сборки «снежинок» определялся по началу расхождения рассчитанного и полученного из эксперимента сопротивлений устройства зажигания.

Резкое повышение сопротивления в процессе капельной деструкции «снежинок» (стремящееся к бесконечности в момент разрыва цепи) формирует униполярный импульс тока с характерной длительностью $0.6 \div 1$ мс. Выделяемая на «снежинках» тепловая энергия составляет ≈ 25 % от энергии конденсаторной батареи и 0.2 % от энергии заряда. Результаты обработки опытных данных и модельные расчеты показали, что к моменту начала капельной деструкции «снежинок» их средняя температура на $300 \div 340$ градусов превышала температуру плавления титана, т.е. «снежинки» находились преимущественно в жидком агрегатном состоянии. В ряде опытов устанавливалась дополнительная четвертая «снежинка» в нижней части порохового заряда у дна камеры. Это позволяло дополнительно инициировать пороховой заряд в окрестности его нижнего торцевого сечения. В этих опытах запасаемую на конденсаторе энергию увеличивали на 30 %, что на треть сокращало время зажигания метательного заряда, которое определялось по моменту появления сигнала заданного уровня на датчике давления в камере. При этом скорость метаемого тела увеличивалась на $0.6 \div 0.8$ % при росте максимального давления в камере на $5.5 \div 5.9$ %. Во всех опытах осциллограммы давления в камере имели вид гладких «наполненных» кривых. Вид кривых давления подтверждает практическое отсутствие ударно-волновых процессов в камере в течение всего процесса разгона, включая стадию электроимпульсного зажигания комбинированного метательного заряда. Максимальное давление в камере не превышало 600 МПа, что позволяло разгонять тела с приведенной массой 4.2 кг/дм³ до скоростей $2050 \div 2100$ м/с.

Таким образом, плазмозамещающая спрей-технология зажигания комбинированных метательных зарядов требует минимальных затрат электрической энергии, реализуется с помощью низковольтных источников, осуществляет быстрое инициирование различных частей заряда, обеспечивая его устойчивое горение при практическом отсутствии ударно-волновых процессов в камере. При этом скорости метаемых тел значительно превосходят традиционный «артиллерийский» уровень.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 10-08-00453а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Pokryvailo A., Kanter M., Melnik D.A Pulsed power system for an ETC tank. // Proc. 2nd Int. Conf. All Combat Vehicle (AECV). Jun. 8-12. 1997. p.p.297-306.
2. Chaboki A., Zelenac S., Isle B. Recent Advances in Electrothermal – Chemical Gun Propulsion at United Defense, L.P.// IEEE Transactions on Magnetics, Vol. 33, №1, 1977, h.h. 284 – 288.
3. Sinyaev S.V., Kramar M.A., Kulpin V.I., Surkov V.G. Plasma-Replacement Technology of ETS-Ignition of Powder Charges in High-Velocity Launchers // IEEE Transactions on Magnetics. 2007. Vol. 43, №1, p.p.318-321.

4. Кульпин В.И., Синяев С.В., Сушко В.П., Суханов Д.Я. Специализированный низковольтный источник энергии (СНИЭ) для электротермохимических ускорителей // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. Томск: Изд-во Том. ун-та, 2004. С.113-114.

5. Буркин В.В., Синяев С.В., Христенко Ю.Ф. Устройство для зажигания топлив. Патент РФ № 2166181.

6. Синяев С.В., Остапенко С.А., Фоменко В.В. Электроимпульсное диспергирование металлических элементов в гелеобразных и суспензионных жидкостях // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. Томск: Изд-во Том. ун-та, 2000. С. 167 -168.

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ СВЧ-МЕТОДОМ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ ЭКС

А.В. СУХОВ, А.В. СЕРГЕЕВ, И.В. ГАВРИЛЕНКО, В.В. КОЗИЧЕВ

Московский Государственный Технический Университет

им Н.Э. Баумана

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д.5,

т (499)263-62-43, e-mail gavrilenkoiv@bmstu.ru

При разработке современных ракетных двигательных установок на основе энергетических конденсированных систем (ЭКС) актуальной задачей является создание диагностических комплексов для исследования процессов горения ЭКС на стационарных и не стационарных режимах в широком диапазоне параметров. Например, при разработке систем управления вектором тяги или многорежимных двигательных установок актуальной является задача исследования горения ЭКС в условиях колебаний внутрикамерного давления, а при разработке импульсных ДУ – в условиях высоких и сверхвысоких давлениях вплоть до 100 МПа и выше.

Из всего разнообразия методов исследования процессов горения ЭКС наиболее перспективными являются микроволновые позволяющие производить измерения с высокой разрешающей геометрической и временной способностью, с потенциально высокой точностью (~ 2%) и, позволяющие изучать и измерять характеристики нестационарного горения ТРТ[**Ошибка! Источник ссылки не найден.**].

Однако наряду с достоинствами данный метод имеет ряд недостатков. Одним из основных недостатков СВЧ метода измерения в настоящее время является не достаточно высокая реализованная точность метода (~5...6%).

При анализе процесса измерения помимо факторов снижающих точность измерения обусловленных свойствами топлива и экспериментальной установки[2], необходимо учитывать факторы, связанные с взаимодействием СВЧ излучения с образцом ТРТ и конструкцией экспериментальной установки.

1. Влияние краевых эффектов.
2. Рассогласование СВЧ-тракта.
3. Возникновение резонанса при незапделности волновода.
4. Изменение эффективного диаметра волновода вследствие осаждения продуктов сгорания и неполного разложения бронирующего состава.
5. Отражение СВЧ волны от конструктивных элементов воспламенителя.
6. Влияние шероховатости образца ЭКС.

Для оценки влияния соотношения длины волновода и исследуемого образца, резонанса при незапделности волновода, изменения эффективного диаметра волновода вследствие осаждения продуктов сгорания и неполного разложения бронирующего состава и влияния воспламенительного устройства на точность измерения в программном комплексе Ansoft HFSS 10 разработана модель горения заряда в волноводе.

По результатам моделирования определены граничные параметры, при которых краевые эффекты в волноводе, толщина бронирующего покрытия образца ЭКС не оказывает влияния на результаты измерения. Так же спроектировано воспламенительное устройство которое вносит меньшие помехи в экспериментальные данные меньшие, чем традиционные методы воспламенения[3].

Для оценки влияния шероховатости образца проведены модельные испытания с помощью новой модельной установки, имитирующей изменение длины образца ЭКС изменением высоты столба масла. Ориентация границы раздела фаз (масло-воздух) осуществляется контролируемым наклоном экспериментальной установки на заданный угол относительно вертикали.

При проведении анализа структуры погрешности единичного эксперимента проведен комплекс экспериментально-теоретических работ, по результатам которых выявлено наличие как случайной, так и систематической составляющей погрешности определяемой величины положения поверхности горения.

В результате анализа экспериментальных данных установлено, что систематическая погрешность связана с физической длиной исследуемого образца и имеет характер гармонической функции, параметры которой зависят от физических свойств исследуемого материала.

Для устранения систематической составляющей погрешности разработан численный метод, использующий для определения корректирующей функции данные калибровочных экспериментов.

Таким образом, в результате работы определены факторы, влияющие на точность измерения СВЧ-методом, и предложены методы их устранения.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 11-08-01186.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лавров Б. П., Шарай Ю. М., Сергеев А. В. Применение метода измерения S -параметров для исследования процесса горения твердых ракетных топлив // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2007. – Т. 12, №3. – С. 46–51.
2. Зарко В.Е., Вдовин Д.В., Перов В.В. Методические проблемы измерения скорости горения твердых топлив с использованием СВЧ-излучения// Физика горения и взрыва. - 2000. - Т. 36, №1. - С. 68-78.
3. Устройство воспламенения образца твердого ракетного топлива и способ воспламенения с его использованием: патент RU 2415290 С1/ А.В. Сухов, Б.П. Лавров, И.В. Гавриленко, А.В. Сергеев, заявл. 27.08.2009; опубл. 27.03.2011.Бюлл. №9.

СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭКС

**Л.Л. ХИМЕНКО, М.Л. ПИНАЕВА, В.А. ПИЧКАЛЕВ,
А.И. ПЛОТНИКОВА**

ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов»
614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, 16
Факс (342) 283-68-87, 250-11-41 Телефон (342) 282-77-83, 250-12-02
E-mail: niipm@pi.ccl.ru

Оптимизация баллистических характеристик энергетических конденсированных систем (ЭКС) приводит к достижению необходимых баллистических параметров изделий, где подобные ЭКС находят свое применение.

В значительной степени на баллистические характеристики композитных ЭКС оказывают влияние свойства их компонентного состава, как внутренних управляющих факторов горения таких ЭКС.

Экспериментальными исследованиями подтверждаются теоретические предположения о том, что преимущественно регулирование скорости горения осуществляется за счет изменения дисперсности наполнителей ЭКС, а также путем введения добавок, оказывающих каталитический эффект.

Рассмотрено влияние на скорость горения изучаемых ЭКС некоторых железосодержащих катализаторов горения, поскольку наличие в молекулах таких соединений каталитически активных группировок позволяет достигать значительных скоростей горения.

А также исследованы зависимости скорости горения от содержания в ЭКС высокодисперсного наполнителя с различной удельной поверхностью.

Ведение быстрогорящих высокоэффективных соединений в исследуемые быстрогорящие ЭКС, как показывают исследования, не приводит к дальнейшему существенному повышению их скорости горения.

В связи с чем, на сегодняшний день, лучшим способом повышения скорости горения ЭКС является применение порошкообразных наполнителей с наибольшей удельной поверхностью и каталитически активных соединений с высоким содержанием железа.

Исследования в данном направлении позволяют приблизиться к построению наиболее оптимальной композиции ЭКС, характеризующейся относительно высокими энергобаллистическими и технологическими параметрами.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО АЛЮМИНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭКС

**Л.Л. ХИМЕНКО, М.Л. ПИНАЕВА, А.И. ПЛОТНИКОВА,
В.А. ПИЧКАЛЕВ**

ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов»
614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, 16
Факс (342) 283-68-87, 250-11-41 Телефон (342) 282-77-83, 250-12-02
E-mail: niipm@pi.ccl.ru

Известны следующие направления модификации металлического горючего на основе алюминия:

- легирование, т.е. сплавление алюминия с более активными металлами;
- покрытие алюминиевых частиц тугоплавкими металлами и другими соединениями, в частности стеариновой кислотой.

Легирование является наиболее перспективным способом управления процессом протекания реакции окисления. Это связано с тем, что добавка в металлическую матрицу (Al) второго (или большего числа) компонентов приводит не только к воздействию на объемные, но и на поверхностные свойства частицы. Эффективность и характер влияния зависят от поверхностной активности легирующей добавки. Чем она выше, тем выше концентрация элемента в поверхностном слое частицы. Таким путем удастся изменить защитные свойства слоя продуктов взаимодействия, образующихся при сгорании (разложении) основных компонентов ЭКС.

Наибольший интерес в качестве легирующей добавки представляют редкоземельные металлы (РЗМ), т.к. РЗМ обладают большой химической активностью и при их взаимодействии со многими элементами Периодической системы выделяется большое количество тепла. Токсичность РЗМ невелика и находится на уровне Al, также у РЗМ малая стоимость.

В данной работе для повышения скорости горения высокоэффективных ЭКС исследовался в качестве металлического горючего алюминий, легированный La, Sm, Ca, Ba.

Данный метод регулирования баллистических характеристик является перспективным в связи с тем, что легирование металлического горючего позволяет повысить скорость горения без увеличения дисперсности или применения окислителей, чувствительных к механическим воздействиям, а также не оказывает существенного влияния на основные характеристики ЭКС.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ НАЗНАЧЕНИЯ К СИСТЕМАМ ИНИЦИИРОВАНИЯ МЕТАТЕЛЬНЫХ ЗАРЯДОВ

В.В. ЧЕРНОВ

ОАО «ЦНИИ «Буревестник»

603950, Нижний Новгород, Сормовское шоссе, 1А

т. (831) 242-16-05, факс (831) 241-55-50, E-mail: burevestnik@atmn.ru

В качестве средств воспламенения (СВ) метательных зарядов (МЗ) в современной артиллерии используются пиротехнические устройства (капсюли-воспламенители, капсюльные втулки и воспламенительные трубки). В целом они отвечают требованиям, предъявляемым к СВ традиционных артиллерийских выстрелов. Однако с началом разработки в нашей стране модульных метательных зарядов (ММЗ) в жестких сгорающих картузах (ЖСК) для автоматизированных артиллерийских орудий безгильзового заряжания к пиротехническим СВ появились новые требования. Наиболее важными из них являются:

- обеспечение надежного и эффективного воспламенения переменного метательного заряда, включающего от одного до шести модулей, представляющих собой конструктивно обособленные изделия в жестких оболочках;

- повышенная досягаемость форса пламени (более 900 мм) для гарантированного воспламенения одиночного модуля при размещении его в камере у дна снаряда (с учетом прохождения продуктов сгорания по огнепроводному каналу затвора) во всём диапазоне эксплуатационных температур;

- сочетание надежной obtюрации и прочности корпуса СВ в широком диапазоне рабочих давлений (от 60 до 450 МПа);

- компактность конструкции и её приспособленность к работе в автоматах заряжания.

Проблематичность создания эффективного пиротехнического СВ для перспективного артиллерийского орудия привела к поиску нетрадиционных способов инициирования ММЗ. Работы в этой области проводятся в ОАО «ЦНИИ «Буревестник» с 2004 года. В результате выполненных исследований было определено, что функции инициирования МЗ могут быть перенесены с выстрела на орудие. При этом в качестве устройства для воспламенения МЗ, может использоваться некоторая система инициирования (СИ), которая обеспечивает необходимое для воспламенения воздействие на заряд посредством физических полей или контактным способом (поток газа или плазмы).

Одной из важнейших задач при создании нетрадиционных СИ явилась разработка требований к ним. При этом наиболее сложным оказалось формирование требований назначения, достаточно обобщённых и единых для СИ, построенных на различных физических принципах. Это потребовало проведения дополнительных исследований процессов функционирования традиционных СВ. Фактически представление о системе требований к СИ формировалось параллельно с их разработкой.

В качестве одного из ключевых требований к СИ обычно рассматривается ограничение на время задержки воспламенения. Анализ требований к зарубежным системам показал, что единое представление о времени задержки и корректное определение этого понятия отсутствуют. Требования к величине задержки варьируются в диапазоне от 100 до 300 мс, что значительно больше характерного времени выстрела.

При проведении экспериментальных исследований за время задержки принималось время от момента включения СИ (или подачи напряжения на электроударную трубку) до момента начала роста давления, фиксируемого датчиком, расположенным вблизи от зеркала затвора. Начало нарастания давления определялось субъективно. Формализация этого процесса на основе некоторого порогового значения давления не привели к заметному изменению результатов.

В области умеренных давлений были предприняты попытки определения момента воспламенения по оптическому сигналу, передаваемому через световод, установленный вместо датчика давления. Предполагалось, что оптический канал обеспечит уменьшение ошибки за счет снижения инерционности системы измерения. Однако эксперименты показали, что это время, определённое таким образом, может быть как меньше, так и больше времени, определённого по началу подъёма давления. Очевидно, это зависит от возможного экранирования вспышки пороха элементами конструкции ММЗ. Кроме того, фиксация оптического сигнала при больших давлениях требует разработки специальных устройств.

Экспериментальные исследования в условиях полномасштабной 152-мм баллистической установки показали, что при использовании воспламенительной трубки время задержки воспламенения ММЗ может изменяться в пределах от 10 до 70 мс. Оно зависит от конструкции модуля (в частности, конструкции и расположения в нём воспламенителя), количества модулей в составе заряда, используемого пороха, температуры заряда. Таким образом, задержка воспламенения в большей степени характеризует собственно метательный заряд, его способность начать функционирование после получения первичного внешнего импульса.

Разброс времени задержки (СКО) может достигать до 40%. По-видимому, существует некоторая тенденция увеличения разброса с увеличением абсолютной величины задержки (см. рисунок 1). Эти результаты сопоставимы с результатами отечественных и зарубежных исследований в области электротермохимических пушек, где одновременно с уменьшением времени задержки воспламенения заряда повышается его стабильность.

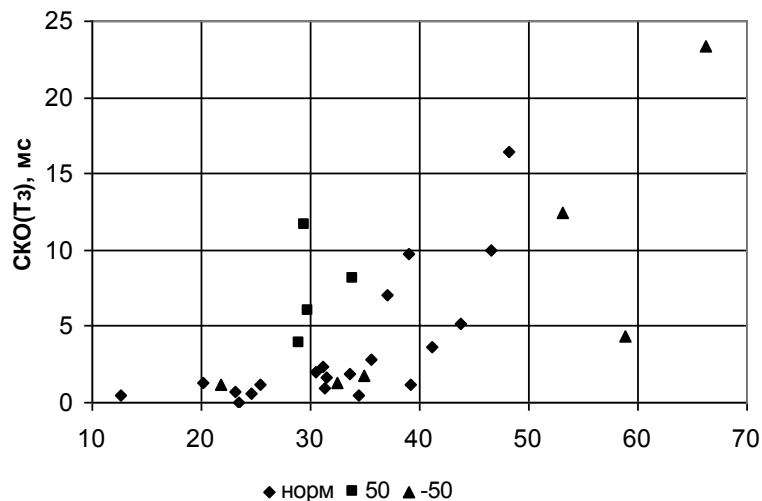


Рис. 1. Зависимость СКО времени задержки воспламенения от его абсолютной величины

Исходя из предназначения СИ, практическую ценность имеет не собственно величина задержки, а её влияние на баллистические характеристики выстрела. Анализ величин начальной скорости и максимального давления показал, что их зависимость от времени задержки воспламенения на имеющемся экспериментальном материале не просматривается. Рассеивание начальной скорости и максимального давления не коррелируют с рассеиванием времен задержки. Однако дальнейшее накопление статистики нельзя не признать целесообразным.

Таким образом, собственно время задержки воспламенения для штатных СВ не влияет на внутрикаморный процесс и не может рассматриваться как требование к СИ, обусловленное необходимостью получения заданных баллистических характеристик.

Ограничение на время задержки воспламенения может накладываться для высокопроизводительных артиллерийских систем в случае, если её влияние на циклограмму становится значимым. Исходя из

предположения, что нетрадиционные СИ должны обеспечивать быстроедействие не хуже штатных пиротехнических СВ, требование к задержке воспламенения может быть принято на уровне не более 100 мс.

Более критичной величиной по отношению к получаемым баллистическим характеристикам является время воспламенения заряда (от момента начала воспламенения до воспламенения всего ММЗ). Это подтверждают внутрибаллистические расчеты с использованием газодинамических моделей выстрела. Однако экспериментальное определение и задание требований на нее проблематично. Кроме того, эта величина далеко не всегда зависит от СИ.

В качестве наиболее общего может выдвигаться требование стабильности баллистических характеристик, получаемых при использовании СИ. Традиционно оно оценивается по величинам рассеивания начальной скорости и максимального давления. По-видимому, для перспективных СИ эти требования должны быть основными.

В ряде зарубежных аналогов (например, в конструкции ММЗ М231, М232, разработанных в США) предусматривается возможность воспламенения от штатного СВ (воспламенительной трубки ударного действия) и лазерной СИ. Очевидно, что в подобных случаях уместным является сохранение идентичности баллистических характеристик или стабильность поправок на их изменение, позволяющая учитывать их при подготовке установок для стрельбы. Последнее обстоятельство можно считать допустимым, поскольку одновременно на одном оружии, как правило, может быть реализована только одна схема воспламенения.

Отдельные требования к СИ могут предъявляться в случае, если она обеспечивает возможность управления внутрибаллистическим процессом. Однако эти требования должны рассматриваться как специализированные, поскольку зависят от физических принципов, заложенных в СИ.

ПРИМЕНЕНИЕ ХРОМОВОГО ПОКРЫТИЯ В АРТИЛЛЕРИИ, КАК МЕРОПРИЯТИЯ ПО СНИЖЕНИЮ РАЗГАРНО-ЭРОЗИОННОГО И МЕХАНИЧЕСКОГО ИЗНОСА КАНАЛА ТРУБ

А.Г. ШИПИЦЫН

*Открытое акционерное общество «Завод № 9»
620012, Екатеринбург, пл. Первой пятилетки
т./ф. (343) 327-59-02, E-mail Zavod9@r66.ru*

Под живучестью ствола артиллерийского орудия (АО) понимается количество выстрелов, в течение которых, ствол в составе АО, удовлетворяет заданным конструктивным и тактико-техническим требованиям (ТТТ).

Износ канала ствола танковых пушек определяется как энергетическими характеристиками выстрела (температурой горения метательного заряда, уровнем давления пороховых газов, а также составом метательного заряда и применяемым способом снижения разгарно-эрозионного действия) так и механическим воздействием ведущих устройств БПС и стабилизирующих устройств ОФС.

Воздействие продуктов горения заряда и механическое воздействие ведущих устройств снаряда при стрельбе приводят к износу поверхности канала ствола, в результате чего происходит снижение начальной скорости снаряда и ухудшение кучности боя. Инструкцией по категорированию РАВ (МО, 1986г.) допускается для танковых пушек снижение начальной скорости снаряда до 3%, ухудшение кучности – до 30%. При достижении одного из указанных факторов предельно допустимого значения труба подлежит выбраковке.

Для нарезных орудий основным механизмом износа является механическая эрозия, что и определяет их высокую живучесть. При испытаниях опытного 152-мм АО выстрелами с модульным зарядом из высокоэнергетических порохов был отмечен повышенный эрозионный износ направляющей части. Прогнозируемый уровень живучести этой трубы без применения защитного покрытия КС составляет 260-280 выстрелов на полном заряде.

Так как уровень живучести трубы определяется совокупностью факторов, задача его повышения может быть решена только за счет комплексного подхода, включающего мероприятия по снижению разгарно-эрозионного и механического действия выстрела, а также по применению защитного покрытия канала.

Наиболее доступным в экономическом и технологическом смысле в настоящее время является покрытие из гальванического хрома.

Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012

Секция 4

Динамика и прочность газо-жидкостных
тепломеханических систем



МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДУЛЬНЫХ ТОРМОЗОВ ПО КРИТЕРИЮ МАКСИМУМА ТЯНУЩЕГО УСИЛИЯ С УЧЕТОМ ПРОЧНОСТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА СУПЕРЭВМ

**В.В. САДОВСКИЙ¹, М.В. ЖАРКОВ¹, В.И. РУДЫЙ¹, Е.С.ЗИМИНА¹,
П.И. КАРАСЕВ², А.В. АКСЕНОВ²**

¹ ОАО «ЦНИИ «Буревестник»

603950, г. Нижний Новгород, Сормовское шоссе, 1а, т. (831) 242-16-08,
факс (831)241-55-50,
burevestnik@atnn.ru

² ООО «ТЕСИС», г. Москва Юннатов 18, оф.706, info@tesis.com.ru

Важной задачей, возникающей при проектировании и модернизации дульных тормозов (ДТ), является выбор таких конструктивных параметров, которые обеспечивают максимум тянущего усилия, создаваемого тормозом, и повышают энергетическую эффективность ДТ. Экспериментальное определение характеристик эффективности ДТ проводится на стенде свободного отката и требует высоких финансовых затрат, а часто и вовсе не может быть реализовано. Поэтому актуальной задачей является обоснованное определение конструктивных параметров ДТ расчетным путем.

Расчетное определение эффективности ДТ основано на определении тянущего усилия, создаваемого тормозом в различные моменты времени при истечении из его отверстий пороховых газов. По величине тянущего усилия можно определить изменение импульса, действующего на откатные части орудия при использовании ДТ.

При оптимизации ДТ по критерию максимума тянущего усилия с учетом прочностных ограничений необходимо решить ряд задач:

- Определения перечня конструктивных характеристик и ограничения на них, влияющие на эффективность ДТ;
- Создания и исследования численной модели процесса истечения пороховых газов, учитывающей условия функционирования ДТ;
- Оптимизация расчетной сетки по критерию минимальных размеров и необходимой точности решения;
- Определения технологии оптимизации, учитывающей как большое количество критериев оптимизации, их противоречивость, так и особенности протекания газодинамических процессов в ДТ;
- Многовариантного динамического расчета напряженно-

деформированного состояния ДТ в нелинейной постановке с возможностью выбора таких параметров ДТ, которые обеспечивают прочность по критерию отсутствия остаточных деформаций;

- Определения прикладного программного обеспечения, позволяющего оптимизировать конструкцию ДТ по максимуму тянущего усилия с учетом прочностных ограничений.

Рассмотрены решения поставленной задачи оптимизации на примерах многокамерного дульного тормоза и калиберного ДТ сотового типа.

Принимая во внимание то, что прямой расчет процесса истечения пороховых газов на персональных компьютерах занимает от 20 часов и более, решение задачи оптимизации, которая требует сотни прямых расчетов, необходимо проводить на СуперЭВМ, например, СуперЭВМ отраслевого центра высокопроизводительных вычислений.

НАНОКОМПОЗИТНЫЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ ПОКРЫТИЯ КАК АЛЬТЕРНАТИВА В ПОВЫШЕНИИ ЖИВУЧЕСТИ СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

Е.Ф. СТОЛБОВ, Н.А. ЮРЧЕНКО, В.А. ДЕВЯТКИН

ЗАО «Специальное конструкторское бюро»

614014, г. Пермь, ул. 1905 года, д. 35

т. (342)260-57-91, факс (432) 260-73-60, e-mail: yurchenko_na@mz.perm.ru

Опыт боевого применения артиллерии в локальных войнах современности обуславливает повышенные требования по боевой мощи, огневой производительности, дальности и точности стрельбы артиллерийских орудий. Учитывая новые концепции современного боя и основные тенденции развития артиллерии как основной ударной силы сухопутных войск, можно утверждать, что повышение дальности стрельбы полевых орудий и бронепробиваемости танковых и противотанковых пушек достигается увеличением начальной скорости снарядов за счёт:

- удлинения ствола;
- увеличения массы метательного заряда;
- увеличение максимального давления пороховых газов;
- повышением температуры горения пороха.

Решение этой задачи, направленной на повышение эффективности огня и завоевание огневого превосходства над артиллерией противника, неизбежно связано с возрастанием эрозионного износа стволов орудий. Живучесть ствола, характеризующаяся числом выстрелов, при котором артиллерийское орудие ещё способно решать свойственные ему боевые задачи, снижается по мере реализации этих направлений развития артиллерии [1]. Поэтому применение защиты от эрозионного износа стволов является одним из главных способов обеспечения их живучести.

Возможным путём уменьшения эрозионного износа стального ствола является покрытие внутренней поверхности слоем более тугоплавкого металла, достаточно прочно скрепляющегося с основным металлом ствола.

К числу таких металлов относится, например, хром, имеющий температуру плавления более высокую, чем сталь, и относительно хорошо образующий слой на стальной поверхности канала ствола путём электролитического осаждения. У хромированных стволов эрозионный износ практически отсутствует до тех пор, пока не разрушится слой хрома. Но на практике электролитический хром невозможно осадить на

сталь без пор. При осаждении хрома отдельные слои покрываются мелкими трещинами. С настрелом ствола, вследствие механического воздействия снаряда, растяжения ствола при выстреле и его вибрации, в слое хрома образуются сквозные трещины до основного металла (поверхности стали), тем самым создаются «слабые места», где пороховые газы с высокой температурой и под высоким давлением проникают к стали и отрывают участки хрома от основного металла ствола.

Кроме того, ужесточение экологических норм заставляет отказываться от гальванического хромирования и переходить на альтернативные способы защиты поверхности канала ствола от износа и коррозии. С 1998 года введены в действие стандарты серии ISO 14000 (Система управления окружающей средой), обязывающие предприятия производить экологическую политику для предотвращения загрязнения окружающей среды.

Эффективной альтернативой гальванике являются металлические нанокompозитные PDV-покрытия (Physical Vapour Deposition – физическое осаждение из паровой фазы). Данные покрытия представляют собой двух- или трёхфазные металлические системы, имеющие 3D или 2D нанокompозитную структуру с характерным размером зерна 1-5 нм.

В качестве компонентов нанокompозитных покрытий возможно использование таких металлов как ниобий или тантал, так же их комбинация, в том числе и с хромом [2].

Особая беспористая структура нанокompозитных металлических покрытий в сочетании с высокой химической устойчивостью делает их высокоэффективным барьером от действия агрессивной среды пороховых газов. Металлические нанокompозитные структуры имеют механические свойства, превосходящие соответствующие свойствам твёрдого гальванического хрома.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Маликов В.Г.* Проблемы и тенденции в развитии самоходной артиллерии // Вооружение. Политика. Конверсия. – 2001. - №5. С. 19 – 22.
2. <http://www.dtic.mil/dticasd/sbir/sbir032/sbir13.html> «A03-013. Medium Caliber Gun Barrel Bore Coatings», 2009 г.

**ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ
ОЖИЖЕНИЯ ДВУОКСИ УГЛЕРОДА ИЗ ПРОДУКТОВ
КОНВЕРСИИ ДИЗЕЛЬНОГО ТОПЛИВА
ВОЗДУХОНЕЗАВИСИМОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ
УСТАНОВКИ С ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИМ
ГЕНЕРАТОРОМ**

Е.Ю. ТУРЧИН, Р.И. ГАТИН

*«Центральный научно-исследовательский институт имени академика
А.Н. Крылова» 196158, Санкт-Петербург, Московское шоссе, 44
т. (812)415-46-07, факс (812)727-96-32, E-mail krylov@Krylov.spb.ru*

Закономерностью современного развития транспортной, а особенно энергетики подводных транспортных средств является совершенствование электроэнергетики и, особенно, ускоренное развитие автономной энергетики.

Расширение круга задач, возлагаемых на специальную морскую подводную технику, позволяет рассматривать в качестве перспективных источников энергии воздухонезависимые энергетические установки (ВНЭУ) на основе химических источников тока (ХИТ), электрохимических генераторов (топливных элементов) (ЭХГ).

Основной целью применения ВНЭУ является максимально возможное увеличение незаметности использования подводного технического средства.

Электрохимические генераторы (ЭХГ) превосходят иные типы воздухонезависимых энергетических установок. Продолжительность работы электрохимического генератора определяется запасами топлива и окислителя. Одним из актуальных направлений совершенствования воздухонезависимых энергоустановок является усовершенствование технологий утилизации продуктов конверсии дизельного топлива, т. е. образующегося синтез-газа - газовой смеси, полученной в результате конверсии и содержащей как водород, используемый в качестве топлива в топливных элементах ЭХГ, так и примеси других газов.

Усовершенствование технологий отвода продуктов конверсии дизельного топлива позволит уменьшить энергетические затраты процесса, а так же улучшить массогабаритные характеристики установки. Это, в свою очередь, даст возможность увеличить автономность и скрытность подводного аппарата.

Принципиальная теплогидравлическая схема стендовой экспериментальной установки ожижения двуокси углерода из продуктов конверсии дизельного топлива представлена на рисунке 1.

Установка состоит из газовых баллонов, газового смесителя, адсорбционного осушителя, компрессора, охладителя смеси газов, конденсатора двуокиси углерода, испарителя азота, криогенной цистерны, сепаратора неожиженных газов, теплоизолированной цистерны и испарителя двуокиси углерода.

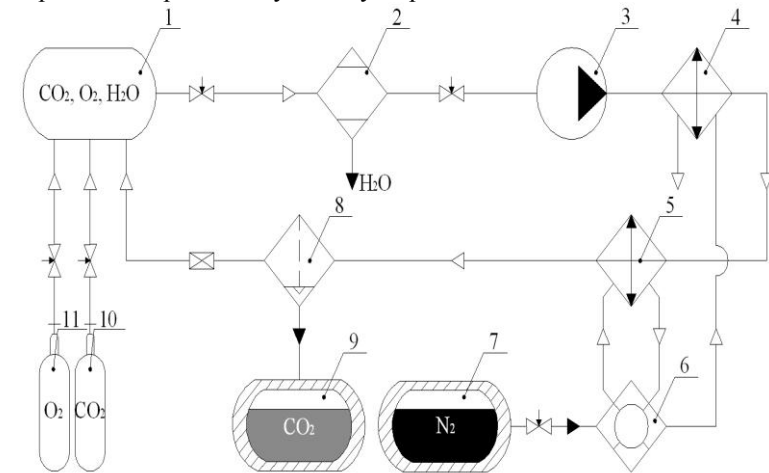


Рис. 1. Теплогидравлическая схема экспериментальной системы ожижения двуокиси углерода

- 1 - смеситель газов, 2 - адсорбционный осушитель, 3 - компрессор,
- 4 - охладитель смеси газов, 5 - конденсатор двуокиси углерода,
- 6 - испаритель азота, 7 - криогенная цистерна,
- 8 - сепаратор неожиженных газов, 9 - теплоизолированная цистерна,
- 10 – баллоны с двуокисью углерода, 11 – баллоны с кислородом.

Применённый в установке газовый смеситель позволяет моделировать различные режимы работы конвертора дизельного топлива путем изменения расхода охлаждаемой смеси газов и содержания в ней двуокиси углерода и кислорода. Таким образом, появляется возможность наиболее полно исследовать процессы ожижения двуокиси углерода применительно к ВНЭУ.

К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ, ПОСТРОЕННЫХ ПО БИКАЛИБЕРНОЙ СХЕМЕ

А.Г. ШИПУНОВ, Ю.С. ШВЫКИН,

А.С. САВИЛОВ, Л.А. ШЕСТАКОВА, В.С. КАБАЕВ

ОАО «Конструкторское бюро приборостроения» (ОАО «КБП»)

300001, г.Тула, Щегловская засека, д.59,

тел. (4872) 41-0068, факс (4872) 42-6139 E-mail:kbkedr@tula.net

В настоящее время для большинства зенитных управляемых ракет используется энергетически оптимальная бикалиберная схема. Схема обеспечивает достижение больших дальностей управляемого полета полезной нагрузки за счет рационального выбора калибров маршевой ступени и стартового двигателя, отделяющегося после окончания работы. Система разделения полезной нагрузки и стартового двигателя является одним из важных блоков ракеты, так как от надежного разделения зависит дальнейшее нормальное функционирование маршевой ступени.

Системы разделения, применяемые в зенитных управляемых ракетах (ЗУР), можно разделить на две основные группы:

- к первой группе следует отнести системы **«пассивного»** разделения, где расстыковка полезной нагрузки и двигателя (маршевой и стартовой ступени) осуществляется за счет разности аэродинамических сил сопротивления, воздействующих на каждую из них.

- ко второй группе относятся системы разделения **«активного»** типа, где для расстыковки используется дополнительная энергия заряда порохового аккумулятора давления (ПАДа).

В статье показано, что применение систем разделения «пассивного» типа в ЗУР не всегда оправдано, а зачастую и невозможно. Так, при небольших перепадах калибров маршевой и стартовой ступеней изделия ($d_{mc}/d_{cd} \leq 0,4$), разница аэродинамических сил, действующая на ступени ракеты, незначительна, что обуславливает наличие малых относительных скоростей разделения.

Малые скорости разделения при высоких скоростях полета и при наличии поперечных сил приводят к значительным начальным возмущениям, что недопустимо. В связи с этим наиболее широкое распространение в ЗУР получили системы активного типа, которые за счет дополнительного источника энергии (ПАДа) могут обеспечивать требуемые скорости разделения ступеней, что позволяет признать их более универсальными в использовании.

Одним из главных элементов системы разделения активного типа является механизм инициирования, который определяет момент начала

расстыковки ступеней ракеты.

Раннее отделение, когда двигатель имеет высокий уровень тяги, ведет к «догону» двигателем ракеты, и, как следствие, к непрогнозируемым динамическим воздействиям на последнюю, что недопустимо, так как может привести к потере управления и падению ракеты на траектории, а в ряде случаев и разрушению изделия. Позднее отделение приведет к потере скорости ракетой, вследствие воздействия аэродинамических сил сопротивления на двигатель с большой площадью мицеля.

Ясно, что от правильной работы механизма инициирования будет зависеть дальнейший полет управляемой ракеты.

Таким образом, при проектировании систем разделения наибольшее внимание следует уделить функционированию механизма инициирования.

Механизмы инициирования, используемые в системах разделения можно разделить на два типа:

- газодинамические, где параметром, по которому определяется момент срабатывания системы разделения, служит уровень давления в двигателе.

- инерционные, где параметром включения является уровень перегрузки ракеты.

В статье освещаются проблемы, возникающие при проектировании и расчете систем отделения «активного» типа.

В работе рассматривается ряд важных вопросов проектирования механизмов инициирования, как наиболее важного элемента системы разделения:

1. Выработка требований к механизму инициирования.
2. Определение положительных и отрицательных сторон применения газодинамического и инерционного механизмов инициирования.
3. Определение рационального диапазона включения системы разделения по перегрузке (либо давлению).
4. Определение параметров взведения инерционного механизма инициирования.
5. Определение рекомендаций по выбору оптимального унифицированного механизма инициирования системы разделения для ряда изделий со сходными характеристиками.

**ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА
РАБОТОСПОСОБНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ
УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА В РАЗОГРЕТЫХ
ПРЕДЕЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ СТРЕЛЬБЫ СТВОЛАХ
КАЛИБРА 120 ММ**

**А.Г. ШИПУНОВ, Ю.С. ШВЫКИН, А.Ю. ШИШКОВ, О.А. КОРНЕВ,
М.В. НАГОРНЫЙ**

*ОАО «Конструкторское бюро приборостроения» (ОАО «КБП»)
300001, г. Тула, Щегловская засека, д. 59
тел. (4872) 41-0068, факс (4872) 42-6139 E-mail: kbkedr@tula.net*

В работе проведен анализ функционирования управляемого снаряда, заряжаемого после отстрела штатного боекомплекта. Целью исследования является оценка работоспособности и безопасности составных узлов выстрела при длительном нахождении в разогретых стволах различных орудий.

В работе дана оценка безопасности нахождения изделия в разогретых предельными темпами стрельбы нарезных и гладкоствольных системах. Показано, что в нарезных системах за счет больших площадей утечек и турбулизации потока прорывающегося газа резко интенсифицируется теплоотдача в ствол по сравнению с гладкоствольными системами. По результатам расчета параметров порохового газа в различных областях при выстреле дано обоснование неравномерности поля температур по длине орудия. Получено удовлетворительное соответствие результатов расчета и экспериментальных данных. На основе результатов моделирования процессов теплопереноса в системе «ствол-снаряд» проведен анализ работоспособности различных узлов изделия по критерию сравнения максимальных (среднеобъемных) достигаемых и допустимых температур.

В результате решения поставленной задачи определены наиболее критичные по нагреву узлы выстрела, а также допустимые по работоспособности и безопасности времена пребывания управляемого снаряда в разогретых стволах нарезных и гладкоствольных орудий калибра 120 мм.

Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012

Секция 5

Взрыв, удар, защита



ПРОНИКАНИЕ УДАРНИКОВ ИЗ ВЫСОКОПОРИСТЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ СИСТЕМЫ «ВОЛЬФРАМ – 3d МЕТАЛЛ» В СТАЛЬНЫЕ ПРЕГРАДЫ

**С.А. АФАНАСЬЕВА, Ю.А. БИРЮКОВ, Н.Н. БЕЛОВ,
В.В. БУРКИН, А.Н. ИЩЕНКО, А.Н. ТАБАЧЕНКО, Н.Т. ЮГОВ**

*Национальный исследовательский Томский государственный университет
634063, Томск, пр. Ленина, 36,
т., факс (3822) 529 684, E-mail ichan@niipmm.tsu.ru*

Высокопрочные и высокоплотные сплавы на основе вольфрама с 3d-переходными металлами активно используются в области высокоскоростного взаимодействия твердых тел. Ударники из них по своим физико-механическим характеристикам выгодно отличаются от остальных: они имеют большую плотность, высокую твердость, более высокий модуль упругости и т.д.. Считается, что материал с такими характеристиками должен обладать и повышенной проникающей способностью при ударном взаимодействии.

На основании экспериментально-теоретических исследований было установлено, что высокопористые сердечники на основе стали и вольфрама показали аномально глубокое проникание в монолитную броню при скоростях 2...6 км/с [1,2]. В данной работе рассмотрены некоторые особенности получения пористых сплавов системы вольфрам – 3d металл. А именно вольфрам-никель-железо-кобальт (ВНЖК), полученных методом жидкофазного спекания порошкообразных заготовок, в том числе содержащих наноразмерные вольфрамовые порошки, полученные пневмациркуляционным методом [3], и проведен анализ проникающей способности цилиндрических стержней из них в стальные бронеплиты при высокоскоростном соударении. Для экспериментальных исследований были использованы лабораторные баллистические установки, реализующие диапазон скоростей метания 2...3 км/с для масс метаемых тел до 200 г.

Высокопористые материалы получены путем введения в порошковую заготовку, кроме компонент матрицы, хорошо возгоняемых веществ, которые в сплаве оставляют после себя пустоты. Эта технология сопровождается длительным процессом удаления возгоняемых веществ из печного пространства при спекания образца. Другой путь – это введение в порошковую заготовку, наряду с компонентами матрицы, стабильных, легких и тугоплавких наполнителей, которые после спекания равномерно распределены в матрице и имитируют поры. Композиты,

полученные по такой технологии, назовем псевдопористыми. Для получения пористых материалов были выбраны сплавы вольфрам – никель – железо ВНЖ-90 с 90 % содержания вольфрама. Данные композиты были получены по той же технологии, что и сплав ВН-91 [4] дополнительным введением порошковых компонент: химически чистого карбонильного железа и кобальта марки К-1 с применением наноразмерных порошков вольфрама (рис. 1). Из разработанных композитов (W+Ni+Fe+Co) были изготовлены образцы сердечников для динамических испытаний. Увеличение пористости сплава (в частности, до 53%) привело к разрушению ударника в канале ствола при выстреле. Для улучшения прочности был изготовлен псевдопористый сердечник № 109*, поры которого заполнены окисью магния (W+Ni+Fe+Co+MgO). Масса сердечников 30 г, диаметр 13 мм, высота изменяется в зависимости от пористости образца.

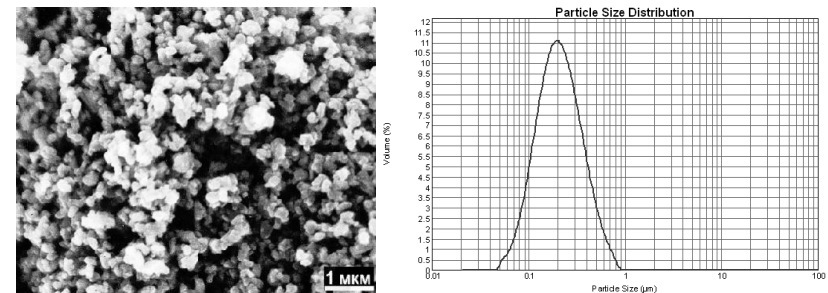


Рис. 1. Микрофотография и гистограмма гранулометрического состава порошка вольфрама W-0.8 после измельчения в пневмоциркуляционном аппарате

Проведены баллистические испытания составных ударников с сердечниками из разработанных композиционных материалов (№№ 101, 122, 109*) и расчет их взаимодействия с бронепреградой по программе [3].

На рис. 2 и табл. 1 представлены характеристики сердечников и результаты соударения с бронепреградой толщиной 90 мм при скорости удара 2817 м/с в сравнении с сердечником из монолитного сплава ВНЖ-95. В скобках приведено превышение глубины кратера от высокопористого сердечника по сравнению с сердечником из ВНЖ-95.

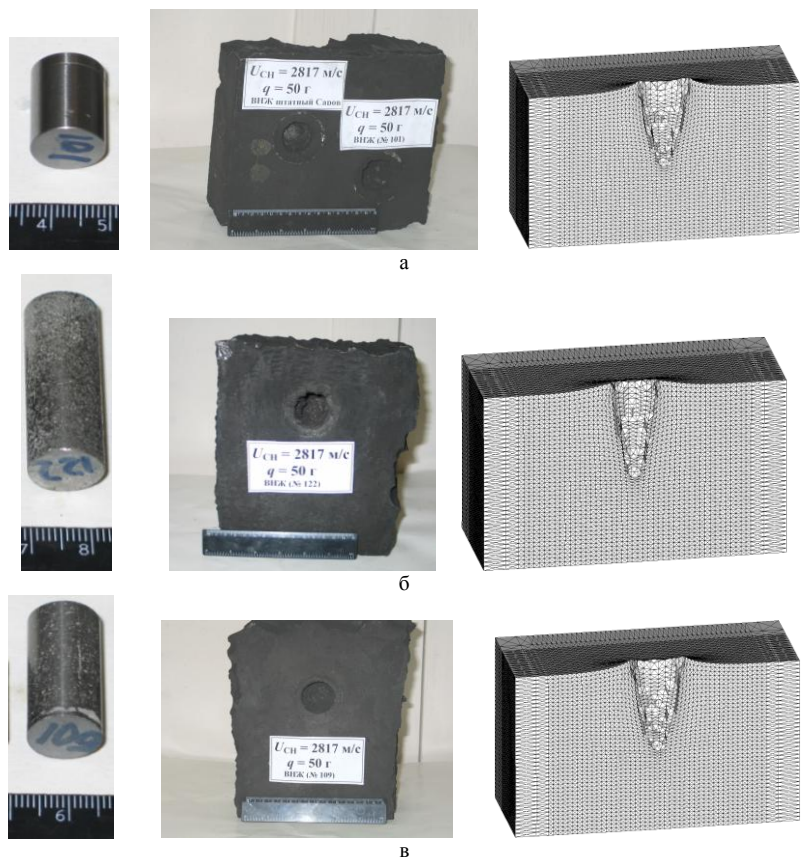


Рис. 2. Вид сердечников (а - № 101, б - № 122, в – № 109), лицевой стороны бронепреграды и расчетный кратер после соударения со скоростью 2817 м/с

Расчет показал физическую картину взаимодействия высокопористого ударника и преграды. В процессе проникания пористого цилиндра можно выделить три характерные стадии. Начальная стадия имеет ярко выраженный волновой характер и сопровождается полным плавлением головной части стержня, где плотность материала вследствие значительного адиабатического разогрева оказывается меньше нормальной. Затем наступает фаза установившегося проникания, когда в стержне образуется неподвижная относительно дна кратера ударная волна, отделяющая область плавления от остальной части стержня, находящейся в невозмущенном состоянии. Когда тыльное сечение цилиндра проходит через стоячую ударную волну, наступает заключительная стадия проникания, определяющая окончательную

глубину кратера. Давление в материале мишени вблизи контактной границы остается высоким на протяжении всей стадии проникания.

Таблица 1

№ образца, состав	Плотность, г/см ³	Пористость, %	Диаметр кратера, мм	Глубина кратера, мм
101 W+Ni+Fe+Co	15.8	7,6	33	37 (+4 %)
122 W+Ni+Fe+Co	10.097	41	31	41,5 (+17 %)
109* W+Ni+Fe+Co+MgO	10.96	36	36	42,5 (+20%)
ВНЖ-95	17,8	0	30,5	35,5

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 12-01-00227.

ЛИТЕРАТУРА

1. Афанасьева С.А., Белов Н.Н., Козорезов К.И. и др. // ДАН РФ. – 1997. – Т. 355, № 2. – С. 192-195.
2. Афанасьева С.А., Белов Н.Н., Крамионков Е.Н., Хабибуллин М.В. // Исследования по баллистике и смежным вопросам механики: Сборник статей. Вып.2. Томск: Изд-во Том. ун-та, – 1998. – С. 99-102.
3. Бирюков Ю.А. Способ пневматической классификации порошкообразных материалов и устройство его реализации. Пат. РФ. № 127 – 3199 / Бирюков Ю.А., Росляк А.Т., Зятиков П.Н. и др. // Бюл. Изобр. – 1997. – №18.
4. Табаченко А.Н., Бирюков Ю.А., Белов Н.Н. и др. // Известия высших учебных заведений. Физика. – 2011. – Т. 54. – № 10. – С. 60-66.
5. Югов Н.Т., Белов Н.Н., Югов А.А. Расчет адиабатических нестандартных течений в трехмерной постановке (РАНЕТ-3) / Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2010611042. Москва. – 2010.

ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ТОНКОГО МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ТЕЛА С ВОДОЙ И МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ПРЕГРАДОЙ

С.А. АФАНАСЬЕВА, В.А. БУРАКОВ, В.В. БУРКИН,

Е.Н. ЗЫКОВ, А.Н. ИЩЕНКО,

*** А.А. РОДИОНОВ, М.В. ХАБИБУЛЛИН**

*Национальный исследовательский Томский государственный университет
634063, Томск, пр. Ленина, 36,*

т., факс (3822) 529 684, (812)316-24-09, E-mail ichan@niipmm.tsu.ru

**Санкт-Петербургский филиал Института океанологии
им. П.П. Шишова РАН*

Рассматривается начальная стадия высокоскоростного проникания иглообразного металлического тела в воду и взаимодействие его с металлической преградой. Представлена упругопластическая модель механики сплошной среды с учетом разрушения (вода описывается уравнениями гидродинамики).

Высокоскоростному прониканию твердого тела в жидкость сопутствует широкая область высокого давления, которая перемещается вместе с телом. Оценки, сделанные с помощью графоаналитического анализа распада разрыва «металл – вода», показывают, что при входе в воду тел со скоростью порядка скорости звука в воде, на границе контакта реализуется давление, которое может превышать предел текучести металла, что приводит к пластической деформации тел и изменению их формы [1, 2]. Рис. 1 демонстрирует деформацию и разрушение головной части тонкого стального ударника при входе в воду со скоростью 2,2 км/с. Эксперименты проведены на баллистической установке.

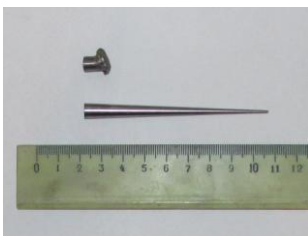


Рис. 1

При входе в воду со скоростью $u_0 = 1.0$ км/с (рис. 2, а) на контактной границе реализуется давление 2.8 ГПа, которое более чем в 4 раза превышает предел текучести стали (0.64 ГПа), что приводит к пластической деформации модели и изменению ее формы. При $u_0 = 1.5$

км/с (рис. 2, б) диаметр головной части тонкого стального ударника увеличивается почти в 4 раза, что приводит к увеличению силы сопротивления. Удар со скоростью 2.5 км/с (рис. 2, в) сопровождается разрушением головной части движущегося тела (черная область).

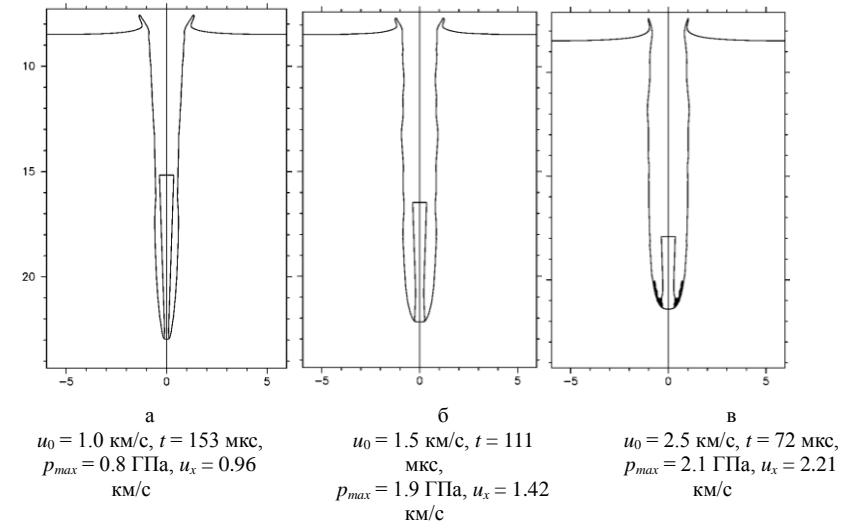


Рис. 2. Проникание стального ударника в воду

В воде формируется ударная волна, распространяющаяся вместе с ударником. При этом за головной частью тонкого стального ударника в воде образуется развитая каверна, вследствие чего отсутствует сопротивление трения. Падение скорости стального ударника при проникании составляет 1%, 5%, 9% при скоростях удара 1.0, 1.5, 2.5 км/с соответственно. Эти значения на 3%...5% больше, чем при инженерных расчетах с постоянным коэффициентом кавитационного сопротивления ($C_x = C_{x0} = 0.82$, [3]).

Аналогичные исследования проводились при ударе стального ударника (рис. 1) по стальной бронеплите толщиной $h = 45$ мм со скоростью 2.5 км/с (рис. 3) в сравнении с экспериментом. В результате удара в бронеплите образовалось сквозное отверстие с диаметром на лицевой поверхности – 9 мм, на тыльной – 11 мм. Пробоитие преграды происходит при 54 мкс. Остаточная расчетная скорость фрагмента ударника составила 2.11 км/с.

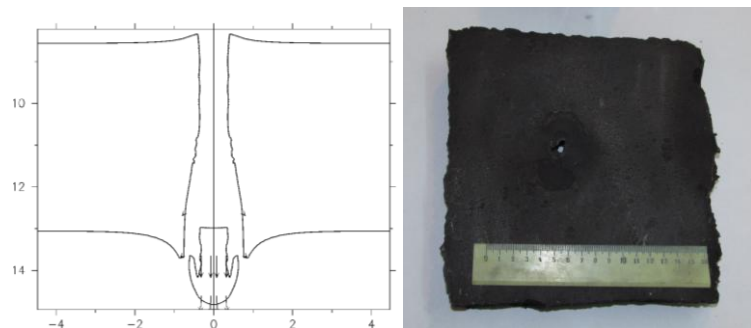


Рис. 3. Пробитие стальной плиты со скоростью 2.5 км/с

Таким образом, в рассматриваемом диапазоне скоростей 1.0...2.5 км/с при входе тела в воду реализуется режим развитой кавитации. Наблюдается пластическая деформация головной части стального ударника, что приводит к повышению сопротивления прониканию, а в отдельных случаях к его разрушению. Разработанная экспериментальная методика исследования высокоскоростного движения тел в воде и программа расчета (вычислительный эксперимент) позволяют анализировать результаты и прогнозировать последствия взаимодействия ударников с целями, защищенными слоем воды.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 12-01-00227.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Афанасьева С.А., Чернышев С.А., Югов Н.Т.* Численный анализ наклонного проникания упругопластического тела со звездообразным поперечным сечением // ДАН СССР. 1991. Т. 316. № 3. С. 534 - 538.
2. *Афанасьева С.А., Трушков В.Г.* Численное моделирование метеоритного удара по горной породе и воде // Изв. РАН. МТТ. 1997. № 4. С. 77 - 85.
3. *Савченко Ю.Н., Зверховский А.Н.* Методика проведения экспериментов по высокоскоростному движению инерционных моделей в воде в режиме суперкавитации // Прикладная гидромеханика. 2009. Т. 11. №4. С. 69-75.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ВЫСОКОПОРИСТОГО АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ ТЕСТА ТЕЙЛОРА

**Г.В. БЕЛОВ, А.П. ГУСАРОВ, В.А. МАРКОВ, А.Ф. ОВЧИННИКОВ,
В.И. ПУСЕВ, В.В. СЕЛИВАНОВ, М.Ю. СОТСКИЙ**

*Московский государственный технический университет
имени Н.Э.Баумана*

*105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5,
т. (499) 263-68-69, факс (499) 261-89-70, E-mail: mva_2805@mail.ru*

Удар цилиндрического образца о жесткую стенку, применяемый в тесте Тейлора [1, 2], занимает важное место в исследовании высокоскоростного деформирования материалов [3-8], а также используется для тестирования новых численных методов, разрабатываемых для решения соответствующих задач. В настоящее время тест Тейлора применяется для исследования динамических свойств пористых материалов применительно к пористой бронзе, содержащей 10 % титана, пористому железу, полученному методами порошковой металлургии, и высокопористым алюминиевым сплавам [9, 10].

В данной работе используется объемно-перфорированный алюминиевый сплав на основе алюминиевого сплава Д16Т, полученный сверлением заготовок в форме параллелепипеда - ортогонально-перфорированные образцы [11]. Испытания высокопористых объемно-перфорированных образцов из Д16Т по удару о жесткую стенку проводились при скоростях удара до 150 м/с, а использование высокоскоростной оптической съемки позволило получить кинограммы замедления и деформирования ортогонально-перфорированных образцов.

Путем численного моделирования с применением пакетов прикладных программ LS-DYNA и ANSYS AUTODYN решались следующие задачи:

- определение квазистатических и динамических характеристик деформирования объемно-перфорированных образцов в условиях одноосного напряженного состояния;
- моделирование теста Тейлора для объемно-перфорированных образцов при прямом, геометрическом способе задания пористости;
- моделирование теста Тейлора для образцов с гомогенной моделью физико-механического поведения, построенной по данным одноосного сжатия.

Пористость для моделей образцов рассчитывалась на основании

геометрии одной элементарной ячейки. При вырезании цилиндрического образца из ортогонально-перфорированного массива результирующая пористость может несколько отличаться от пористости, рассчитанной по одной ячейке, а также варьироваться в зависимости от расположения отверстий в цилиндре. Максимальная погрешность в определении пористости могла достигать 5 %. В экспериментальных исследованиях пористость образцов определялась путем взвешивания. В расчетах, в соответствии с [12] плотность матричного алюминиевого сплава Д16Т задавалась равной 2780 кг/м^3 .

Определение расчетных диаграмм деформирования в условиях одноосного напряженного состояния осуществлялось при сжатии образцов, опирающихся на жесткую поверхность, жестким штампом, движущимся с постоянной скоростью. В процессе деформирования вычислялась контактная сила между штампом и образцом - F , а также радиальное расширение образцов в зависимости от перемещения штампа. Линейная деформация при этом вычислялась через изменение

длины $e_x = \frac{l - l_0}{l_0}$, где l и l_0 – текущая и начальная длина образца.

Объемная деформация $e_v = e_x \frac{S - S_0}{S_0}$ определяется с учетом изменения площади поперечного сечения S .

Влияние динамических эффектов может быть оценено по усредненной скорости деформации $\dot{\epsilon}_0 = \frac{v_x}{l_0}$, где v_x – скорость движения

штампа. В расчетных моделях для ускорения счета при явной схеме интегрирования, квазистатическое деформирование рассчитывалось при $\dot{\epsilon}_0 \approx 50 \text{ с}^{-1}$ и исключении эффектов скорости деформации в модели пластичности Джонсона-Кука, которая использовалась для матричного алюминиевого сплава Д16Т. Динамическое деформирование рассчитывалось при условиях усредненной скорости деформации $\sim 2000 \text{ с}^{-1}$. Предлагаемая модель физических соотношения для пористого материала для условий динамического деформирования, являясь достаточно простой, строилась как модель упругопластической среды с пределом текучести, зависящим от объемной деформации $\sigma_y = \sigma_y(e_v)$ и баротропной зависимостью давления от объемной деформации $p = p(e_v)$ с эффектами необратимого уплотнения на участке компактирования [13].

Опорные зависимости вычислялись непосредственно из идеализированных диаграмм сжатия образцов – осевое напряжение $\sigma_x = \frac{F}{S}$; объемная деформация e_v , полученных для определенного диапазона скоростей деформаций. В предположении, что в процессе деформирования НДС остается одноосным, осевое напряжение будет являться пределом текучести: $\sigma_y = \sigma_x(e_v)$, а гидростатическое давление будет вычисляться как $p = \frac{1}{3}\sigma_x(e_v)$. В зоне, близкой к состоянию полностью уплотненного материала, предел текучести ограничивался достигнутой величиной, а гидростатическое давление рассчитывалось по характеристикам сжимаемости матричного материала. В модели возможно введение ограничения отрицательных напряжений, однако его определение требует дополнительных исследований.

Сравнительный анализ результатов теста Тейлора для моделей с прямым введением пористости на уровне геометрии и эквивалентной гомогенной модели, построенной по диаграммам динамического сжатия, показали достаточно хорошее совпадение по критерию остаточной длины стержней, при скоростях соударения до 250 м/с. Для гомогенной модели отмечается чрезмерное увеличение диаметра стержня с зоне контакта со стенкой, что свидетельствует о том, что в областях, близких к образующей цилиндра, деформирование материала происходит преимущественно по сдвиговому механизму, тогда как в моделях с прямым моделированием пористости преобладают объемные деформации. Этот эффект можно объяснить несовершенством принятой модели пластичности и связанными с этим погрешностями в вычислении дилатансии.

Сравнение расчетов с экспериментальными данными по относительной остаточной длине стержня в целом показывает достаточно хорошее качественное соответствие во всем диапазоне пористости. Для пористости, близкой к 3,8 и 4,9, наблюдается удовлетворительное количественное соответствие. Большие количественные различия для меньших значений пористости в расчетах и экспериментах можно объяснить неточностями в принятой расчетной диаграмме деформационного упрочнения материала, а также возможным проявлением масштабного эффекта, связанного с тем, что в расчетах и экспериментах модели с одинаковой пористостью могли иметь разные конструктивные исполнения по диаметру и шагу перфорации.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 11-08-01222а).

ЛИТЕРАТУРА

1. *Taylor G.I.* The use of flat-ended projectiles for determining dynamic yield stress. I. Theoretical considerations // Proc. R. Soc. Lond. 1948. Vol. A194. N1038. P. 289-299.
2. *Whiffin A.C.* The use of flat-ended projectiles for determining dynamic yield stress. II. Tests on various metallic materials // Proc. R. Soc. Lond. 1948. Vol. A194. N1038. P. 300-322.
3. *Уилкинс М.Л., Гуинан М.У.* Удар цилиндра по жесткой стенке // Механика (сб. перев.) 1973. №3. С. 112-128.
4. *Богомолов А.Н., Горельский В.А., Зелезугин С.А., Хореев И.Е.* Поведение тел вращения при динамическом контакте с жесткой стенкой // ПМТФ. 1986. №1. С.161-163.
5. *Баландин В.В., Брагов А.М., Подгорнова Т.Д., Садырин А.И.* Анализ процесса деформирования стержня при соударении его с жесткой преградой // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Всесоюз. межвуз. сб. Горький: ГГУ. 1987. Вып.36. С. 100-109.
6. *Woodward R.L., Burman N.M., Bexter B.J.* An experimental and analytical study of the Taylor impact test // Int. J. Imp. Engng. 1994. Vol.15. N 4. P. 407-416.
7. *Grantham S.G., Braithwaite C.H., Proud W.G., Williamson D.M.* Displacement maps in Taylor impact using speckle radiography // In.: Shoc Compressive of Condensed Matter. Ed. By M.D. Furrish et al. American Inst. of Phys.. 2006. P. 1333-1336.
8. *Xiao X., Zhang W., Wei G., Mu Z.* Effect of projectile hardness on deformation and fracture behavior in the Taylor impact test // Mat. And. Des. 2010. Vol.31. N 10. P. 4913-4920.
9. *Lu G., Wang B., Zhang T.* Taylor Impact test for ductile porous materials – Part 1: theory // Int. J. Imp. Engng. 2001. Vol. 25. N. 10. P. 981-991.
10. *Wang B., Zhang T., Lu G.* Taylor Impact test for ductile porous materials – Part 2: experiments // Int. J. Imp. Engng. 2003. Vol. 28. N. 5. P. 499-511.
11. Об исследовании динамических механических свойств высокопористого алюминиевого сплава / *Г.В. Белов, А.П. Гусаров, В.А. Марков, А.Ф. Овчинников, В.И. Пусев, В.В. Селиванов* // Материалы XVII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им.А.Г.Горшкова (Ярополец, 14-18 февраля 2011 г.). Т.2. М.: ООО «ТР-принт». 2011. С.82-87.
12. Промышленные алюминиевые сплавы / Под ред. Ф.И. Квасова, И.Н. Фридляндера. М.: Металлургия. 1984. 528 с.
13. Исследование пластического деформирования и уплотнения пористого алюминиевого сплава / *Г.В. Белов, В.А. Марков, Л.П. Орленко, В.И. Пусев, В.В. Селиванов* // Материалы XVII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г.Горшкова (Ярополец, 14-18 февраля 2011 г.). Т. 2. М.: ООО «ТР-принт». 2011. С. 87-93.

ВОЗМОЖНЫЕ МЕХАНИЧЕСКИЕ ЭКВИВАЛЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ ВНУТРЕННЕГО ОБОРУДОВАНИЯ НОСОВЫХ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Г.В. БЕЛОВ, В.А. МАРКОВ, В.И. ПУСЕВ, В.В. СЕЛИВАНОВ

*Московский государственный технический университет
имени Н.Э.Баумана*

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5,

т. (499) 263-68-69, факс (499) 261-89-70, E-mail: mva_2805@mail.ru

Решение задач о высокоскоростном взаимодействии летательных аппаратов (ЛА) типа реактивных истребителей (РИ) и управляемых ракет (УР) с различными средами и преградами осложняется отсутствием или недостаточностью данных о механических свойствах конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА. Кроме того, проведение экспериментальных исследований на конструкциях внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА ограничено их высокой стоимостью, поэтому целесообразна разработка механических эквивалентов (МЭ) бортовой аппаратуры (БА) ЛА не только для натуральных конструкций, но и для уменьшенных моделей ЛА (полунатурных с коэффициентом уменьшения до 10 и упрощенных с коэффициентом уменьшения от 10 до 50 [1, 2]).

Одним из сдерживающих факторов по изучению механических свойств конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА или БА являются ожидания быстрой и даже очень быстрой миниатюризации БА. Однако, эти ожидания не подтверждаются результатами анализа развития БА РИ и УР. Исследования Центрального аэрогидродинамического института имени Н.Е.Жуковского, Летно-испытательного института и Научно-исследовательского института автоматических систем, проведенные в начале 1970-х годов применительно к РИ, показали, что относительная масса БА находится в пределах от 14 до 17 % от взлетной массы РИ несмотря на смену к тому времени 3-х поколений первичных элементов БА (пальчиковые лампы, лампы "дробь" и полупроводники с печатными платами). Это объяснялось тем, что наряду с микроминиатюризацией радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) увеличилось число и качество выполняемых функций: возросли дальность и точность работы БА, навигации, связи, что привело к увеличению числа первичных элементов БА.

Масса приборного отсека у баллистических ракет (БР) США по мере их развития возрастала: у БР "Минитмен-3" по отношению к БР "Минитмен-2" в 1,3...1,55 раза, а у БР МХ по отношению к БР "Минитмен-2" в 1,73...2,08 раза или по отношению к БР "Минитмен-3" в

1,33 раза [3]. Аналогичное возрастание массы БА наблюдается и по мере совершенствования наиболее распространенных за рубежом противокорабельных ракет семейства "Гарпун" (США), где модификации С (предпоследняя) и Е (последняя) имеют массу БА соответственно в 1,31 и в 2,67 раза больше по сравнению с первой модификацией А [3]. В целом темпы развития ЛА различных типов превосходят или не уступают темпам микроминиатюризации элементной базы РЭА, что может приводить к росту или стабилизации доли БА в конструкции ЛА при их развитии.

Из анализа конструктивно-компоновочных схем ЛА типа РИ следует, что носовой отсек содержит бортовую радиолокационную станцию (БРЛС) и другую РЭА, как в РИ зарубежной, так и отечественной разработки [4]. БА, составляющая внутреннее оборудование носовых отсеков отечественных РИ, состоит из блоков РЭА, которые собраны в компактные конструкции, закрываемые снаружи фюзеляжем (корпусом) ЛА. Аналогичная блочная компоновка реализуется и в зарубежной авиационной технике.

Можно отметить, что УР с диаметром миделевого сечения более 0,5 м имеют компоновку конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков, которая аналогично компоновке носовых отсеков РИ [5], а при диаметре миделевого сечения от 0,5 до 0,2 м имеют более компактную компоновку [6] и при диаметре менее 0,2 м носовой отсек УР по существу представляет собой блок БА [7].

Блоки БА составляют примерно 70...80 % массы внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА и заполняют 90...95 % площади поперечного сечения отсека. Остальная часть массы носового отсека приходится на рамы, узлы крепления, межблочные жгуты и кабели, системы наддува, охлаждения и т.д. Из этого следует, что механические свойства внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА будут определяться, в основном, механическими свойствами блоков БА. В литературе [8-10] отмечается широкое применение в БА в качестве конструкционных материалов алюминиевых сплавов (корпуса, шасси, радиаторы, экраны и т.д.).

Результаты приближенного анализа конструкционных материалов блоков БА [3] показывают, что основную долю массы и объема твердой фазы или матрицы блоков БА составляют металлические сплавы: алюминий-магниево-железные и медные. Их доля достигает до 95,4 % массы и 92,1 % объема матрицы. Основные конструктивные и силовые элементы блоков (корпуса, экраны, перегородки, радиаторы, узлы крепления и т.д.) выполнены из алюминий-магниево-железных сплавов (как литейных, так и деформируемых), доля которых достигает до 66,8 % массы и до 78,5 % объема матрицы. Блоки БА являются композиционной

высокопористой средой, которая по своим компоновочным характеристикам, составу материалов и механическим свойствам весьма близка к высокопористым алюминиевым сплавам и сотовым конструкциям из алюминиевых сплавов [3].

В связи с этим в качестве МЭ конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков уменьшенных моделей ЛА могут быть использованы высокопористые алюминиевые сплавы (перфорированные, ячеистые) или сотовые конструкции из алюминиевых сплавов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Жариков А.В., Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И. Вопросы физического моделирования высокоскоростного взаимодействия летательного аппарата с тонким металлическим экраном // Материалы XVII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г.Горшкова. Ярополец, 14-18 февраля 2011 г. Т.2. М.: ООО «ТР-принт», 2011. С. 110-118.
2. Пусев В.И. О физическом моделировании деформирования и разрушения конструкций при действии ударных и взрывных нагрузок // Вестник Нижегородского университета им. Н.Н.Лобачевского. 2011. № 4. Ч. 4. С. 1722-1724.
3. Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И. Модельная среда для внутреннего оборудования носовых отсеков летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. Специальный выпуск. С. 196-206.
4. Фомин А. МИГ-35. Будущее семейства легких фронтовых «Мигов»//Взлет. 2007. № 3. URL. <http://lib.rus.ec/b/315531/read> (дата обращения 08.02.2012).
5. Комплекс БраМос. URL: <http://military.tomsk.ru/blog/index-11.html> (дата обращения 16.01.2012).
6. Корп С. Самоходный зенитный ракетный комплекс 2К12 Куб/Квадрат//Techn. Rep. APA-TR-2009-0701. URL. <http://ausairpower.net/APA-2K12-Kvadrat.html> (дата обращения 08.02.2012).
7. Корп С. The Sidewinder story//Australian Aviation. 1994. № 4. URL. <http://www.ausairpower.net/TE-Sidewinder-94.html> (дата обращения 08.02.2012).
8. Варламов Р.Г. Компоновка радиоэлектронной аппаратуры. Изд. 2-е, доп. и перераб. М.: Сов. Радио, 1975. 351 с.
9. Конструирование микроэлектронной аппаратуры / Под ред. Б.Ф. Высоцкого. М.: Сов.Радио, 1977. 128 с.
10. Компоновка и конструирование микроэлектронной аппаратуры / Под ред. Б.Ф. Высоцкого, В.Б. Петрякова. М.: Радио и связь, 1982. 208 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТЕРЖНЕЙ С РЕБРИСТЫМИ ПЛАСТИНАМИ

А.В. ГЕРАСИМОВ, С.В. ПАШКОВ

*НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета
634050, Томск, пр. Ленина д. 36,
т. (3822) 529-569, факс (3822) 529-547, E-mail ger@mail.tomsknet.ru*

Для создания надежных способов защиты конструкций от поражения высокоскоростными удлиненными ударниками необходимо рассмотреть различные способы противодействия пробитию преград стержнями. В работе исследуется взаимодействие высокоскоростных стержней с метаемыми им навстречу гладкими и ребристыми пластинами. Деформация и разрушение стержней при интенсивном динамическом взаимодействии с пластинами снижает их проникающую способность и уменьшает возможность пробития корпуса защищаемого объекта.

Задача решается в трехмерной лагранжевой постановке с учетом естественной гетерогенности структуры реальных материалов, влияющей на распределение физико-механических характеристик по объему элементов конструкций и являющейся одним из факторов, определяющих характер разрушения последних. Необходимость учета данного фактора в уравнениях механики деформируемого твердого тела требует применения вероятностных законов распределения физико-механических характеристик по объему рассматриваемой конструкции.

В ходе решения задачи исследуется ударное взаимодействие удлиненных стержней с метаемыми им навстречу гладкими и ребристыми пластинами. На втором этапе решения задачи рассматривается столкновение образовавшихся остатков стержней с защищаемыми преградами.

Для описания процессов деформирования и разрушения твердых тел используется модель сжимаемого идеально упругопластического тела [1,2]. В качестве критерия разрушения - достижение эквивалентной пластической деформацией своего предельного значения [1]. Влияние начальных неоднородностей структуры материала учитывается вероятностным распределением критерия разрушения по ячейкам расчетной области с помощью модифицированного генератора случайных чисел, выдающего случайную величину, подчиняющуюся выбранному закону распределения [4].

Для численных расчетов предлагается методика, базирующаяся на совместном использовании метода Уилкинса [2] для расчета внутренних

точек тела и метода Джонсона [3] для расчета контактных взаимодействий.

Были проведены расчеты двух возможных способов воздействия на подлетающий к преграде со скоростью 1500 м/с высокоскоростной стержень из вольфрамового сплава. Длина ударника 0,654 м, радиус 0,012 м. В первом случае навстречу ударнику металась гладкая стальная пластина, во втором случае - ребристая пластина из вольфрамового сплава. В обоих вариантах скорость метаемых элементов равнялась 1000 м/с и была направлена по нормали к преграде. Толщина преграды 5 см, угол отклонения преграды от вертикали составлял 60°.

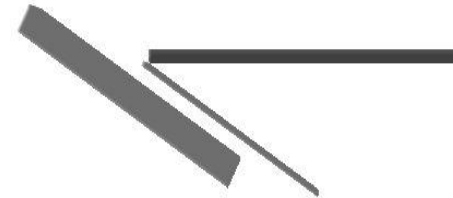


Рис. 1. Начальная конфигурация системы
”преграда – метаемая гладкая пластина - стержень“

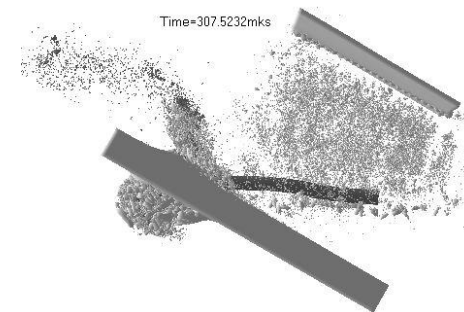


Рис. 2. Трехмерная картина взаимодействия стержня с
метаемой гладкой пластиной и преградой

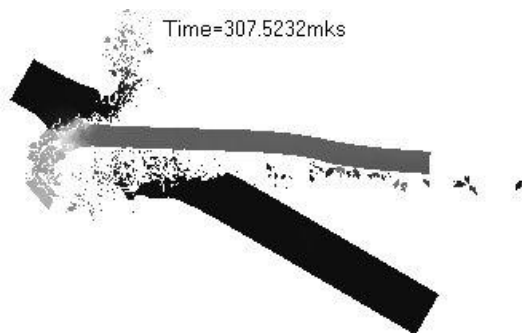


Рис. 3. 2D сечение трехмерной расчетной области взаимодействия стержня с метаемой гладкой пластиной и преградой

Как видно из рис.1-3 воздействие гладкой пластины приводит к незначительному искривлению ударника и не отражается на пробитии преграды. К моменту времени равного 307 мкс (рис. 3) стержень пробивает преграду и за ее тыльной поверхностью формируется мощный осколочный поток.

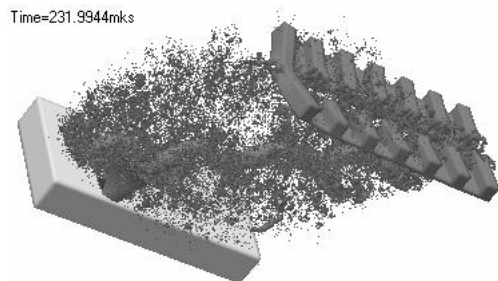


Рис. 4. Трехмерная картина взаимодействия стержня с метаемой ребристой пластиной и преградой

Использование в защите ребристой пластины меняет картину взаимодействия ее со стержнем (рис.5). Ребра деформируют стержень с образованием системы волн и с дальнейшим его разрушением и рикошетированием полученных фрагментов от поверхности преграды. Наблюдаемые в расчетах повреждения преграды незначительны и захватывают только поверхностный слой материала.

Time=231.9944mks



Рис. 5. 2D сечение трехмерной расчетной области взаимодействия стержня с метаемой ребристой пластиной и преградой

Результаты расчетов, приведенные на рис. 4-5, показали несомненное преимущество использования ребристой пластины для снижения проникающей способности стержня и подтвердили, что разработанная численная методика позволяет моделировать процессы защиты преград от пробития высокоскоростными длинными стержнями в широком диапазоне скоростей и углов соударения, а также исследовать процессы фрагментации стержней и преград и характер формирующихся осколочных полей

Работа выполнена при частичной поддержке грантов РФФИ №09-08-00662-а и №10-08-00633-а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баум Ф.А. Физика взрыва / Ф.А. Баум, Л.П. Орленко, К.П. Станюкович, В.П. Чельшев, Б.И. Шехтер. М.: Наука, 1975.
2. Wilkins M.L. Computer simulation of dynamic phenomena/ Berlin-Heidelberg-N.Y.: Springer, 1999.
3. Johnson G.R., Colby D.D., Vavrick D.J. Tree-dimensional computer code for dynamic response of solids to intense impulsive loads // Int. J. Numer. Methods Engng. 1979. V. 14, № 12. P. 1865-1871.
4. Теоретические и экспериментальные исследования высокоскоростного взаимодействия тел. / Под ред. А.В. Герасимова. Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007, 572 с.

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ УДАРНИКОВ С ПРЕГРАДАМИ

В.П. ГЛАЗЫРИН, Ю.Н. ОРЛОВ

*Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики
Томского государственного университета, 634050, Томск, пр. Ленина, 36,
т. (382) 252-95-69, факс (382) 252-95-47, E-mail glvp@list.ru*

В работе с использованием средств математического моделирования в двумерной постановке для осевой симметрии исследован процесс взаимодействия комбинированных ударников с алюминиевыми и стальными преградами. Физическая постановка задачи формулируется как ударное взаимодействие комбинированных ударников одинаковой массы с преградами. Начальная скорость ударника направлена по оси симметрии, нормально к плоскости преграды и задавалась равной 290 м/с. Для численного моделирования процесса соударения тел использована методика компьютерного моделирования, учитывающая в явном виде фрагментацию материала при отрывном и сдвиговом разрушении с соответствующими критериями разрушения. Это обстоятельство позволяет избежать нефизических деформаций и адекватно описать, таким образом, изучаемые процессы и явления. Система уравнений, описывающая нестационарное движение сжимаемой упругопластической, пористой среды, решается при помощи модифицированного метода Джонсона. Материал считается изотропным, упругопластическим, сжимаемым, пористым. Учитываются ударно-волновые явления.

Рассмотрены удлиненные оболочечные ударники оживальной и затупленной формы с сердечниками из различных материалов. Внешний диаметр оболочки равен 9,25 мм, толщина – 0,5 мм, масса – 3,5 г, материал – мягкая сталь. Материал преград: сплав Д16, сталь 3. Толщина преград варьировалась от 4 мм до 16 мм. В качестве материала сердечников рассматривались сталь, свинец, уран, ВНЖ и высокопрочный сплав ВК-8. Кроме повышенной износостойкости, сплав ВК-8, состоящий из карбида вольфрама и 8% кобальта, обладает высокой стойкостью к ударным нагрузкам, и поэтому представляется перспективным его применение в качестве сердечников для ударников с высоким пробивным действием. Плотность сплава ВК-8 равна 14,55 г/см³, модуль сдвига – 258 ГПа, предел текучести – 4 ГПа, адиабатическая объемная скорость звука – 4874 м/с.

Результаты вычислений, полученные в виде текущих конфигураций «ударник–мишень», позволили оценить эффективность пробивного действия различных ударников. Для 4-х миллиметровых стальных преград самым эффективным оказался ударник с сердечником из сплава ВК-8.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗВИТИЯ ТЕПЛООВОГО ВЗРЫВА В БОЕПРИПАСАХ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ХРАНЕНИИ ПРИ НАЛИЧИИ СЕЗОННЫХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ КОЛЕБАНИЙ

В.А. ГОРЕЛЬСКИЙ, К.Н. ЖИЛЬЦОВ

*Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики
Томского Государственного университета
634050, Томская обл., г. Томск, пр-кт Ленина 36, стр. 27,
тел.: 8 (3822) 529-512, E-mail: konstantin@niipmm.tsu.ru*

Боеприпасы после их изготовления на предприятиях промышленности и проведения различных испытаний закладываются на хранение на складах. При этом назначается гарантийный срок хранения (ГСХ), в течение которого обеспечивается сохранность их технических характеристик и боевых свойств [1].

Опыт хранения боеприпасов показывает, что их чувствительность к внешним воздействиям со временем повышается, что связано с изменением свойств взрывчатых веществ (ВВ), которыми снаряжены боеприпасы. Несмотря на лакокрасочные покрытия поверхностей корпусов, соприкасающихся с зарядом ВВ, с течением времени могут происходить взаимодействие ВВ с материалом корпуса боеприпасов и образование более чувствительных по сравнению с исходным ВВ соединений. Изменение физико-химических свойств ВВ в процессе хранения может существенно повлиять не только на сроки хранения боеприпасов, но также повышает риск возникновения чрезвычайной ситуации – детонации боеприпасов.

Теория длительного хранения боеприпасов до сих пор в достаточной степени не разработана. В процессе старения изделий происходит накопление продуктов распада, их взаимодействие с лакокрасочным покрытием и конструкционным материалом. Глубина превращения зависит как от условий и времени хранения, так и от конструктивных особенностей изделий. Нарушение технологии производства ВВ, повышение в основном продукте примесей кислот и щелочей даже на доли процента, могут существенно изменять характеристики снаряжения боеприпасов, повышать взрыво-пожароопасность при их длительном хранении.

Различные химические и физические свойства ВВ и их чувствительность к тепловым воздействиям, а так же серьезные последствия как для экологии, так и для человека, от взрывов хранящихся на складах ВВ, делают актуальным вопрос об их

сохранности в условиях внешних тепловых воздействий, таких как температура окружающей среды.

На основе теории теплового взрыва (ТВ), было проведено множество экспериментальных исследований по определению кинетических констант термического разложения и горения ВВ [2]. Для термостойких взрывчатых веществ, таких как гексоген и октоген так же были получены данные о периодах индукции самовоспламенения [3]. Но большинство работ основано на случаях линейно растущей температуры окружающей среды. В работах [4] были проведены расчеты, характеризующие качественные особенности процесса возникновения теплового взрыва в условиях колебаний температуры окружающей среды, и установлено, что они могут существенно влиять на условия возникновения ТВ.

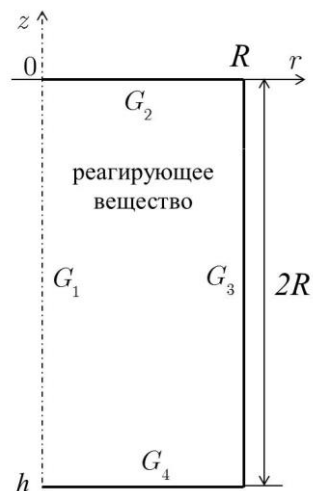


Рис. 1. Область расчета

В работе анализируются особенности нестационарного развития саморазогрева вещества, обусловленные наличием колебаний внешней температуры.

Область расчета представлена на рисунке 1. Задача решалась в осесимметричной, двумерной, нестационарной постановке, при протекании реакции первого порядка в среде, заполняющей область вещества высотой h , и толщиной R .

Граница раздела взрывчатое вещество-окружающая среда, считается границей, на которую воздействуют тепловые колебания окружающей температуры, меняющиеся по синусоиде.

Уравнение, описывающее изменение во времени температуры T имеет вид:

$$C_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \rho Q k_0 \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) + \lambda_r \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} + \lambda_r \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \quad (1)$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} = -\alpha k_0 \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \quad (2)$$

Здесь: C – теплоемкость, α – концентрация реагирующего вещества, ρ – плотность, λ – коэффициент теплопроводности, E – энергия активации, Q – тепловой эффект реакции, k_0 – предэкспонент, R – универсальная газовая постоянная.

Граничные условия для температуры на границах G_2, G_3, G_4 :

$$T = T_0 + T_A \sin(\omega t)$$

где T_0 – начальная температура торфа и грунта, T_A – амплитуда колебаний, ω – частота колебаний (одно в год), t – время колебаний. Граница G_1 – ось симметрии.

При рассмотрении начальных условий предполагалось, что температура во всей области постоянна и равна $T|_{t=0} = T_0 = 273$ К.

Высота $h = \text{const} = 1$ м., толщина $R = 0,5$ м. Теплофизические и кинетические константы октогена и гексогена, полученные экспериментальным путем, указаны в [5].

Уравнения решались численным методом конечных элементов с разбивкой рассматриваемой области на равные элементы длиной 0.05 метра.

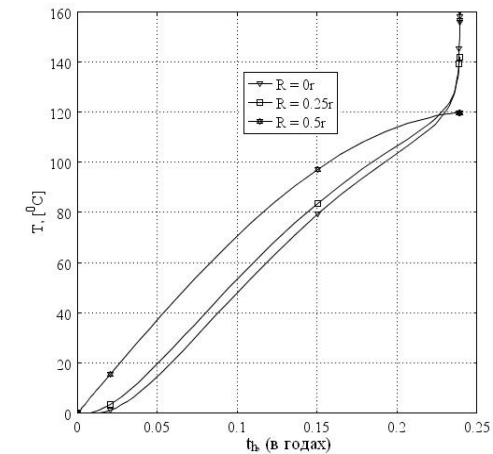


Рис. 2. Прогрев гексогена до момента самовоспламенения при $T_A = 120^{\circ}\text{C}$.

Рассмотрим основные результаты расчетов. На рис. 2 представлен график развития теплового нагрева с воспламенением для гексогена при $T_A = 120^{\circ}\text{C}$. Как видно из графика температура среды успевает подняться до 112°C , после чего система уходит на взрыв. Значения температуры берутся при $z = 1R$ и $R = 0, 25, 50$ см. Продолжительность задержки воспламенения составляет 0.24 года. Данный график показывает качественный процесс развития предвзрывного разогрева, характерный для обоих исследуемых ВВ.

Результаты исследования развития самовоспламенения в условиях сезонных колебаний температуры среды для гексогена и октогена представлены в таблице 1. Как видно из таблицы увеличение амплитуды

колебаний вызывает сокращение периода индукции. С другой стороны критические значения температуры для обоих образцов, после которых реакция становится необратимой, остаются неизменной (указана в таблице в скобках, рядом со значениями периода индукции). В данном случае можно говорить о том, что изменение периода индукции связано исключительно со скоростью нагрева образца до определенной критической температуры.

Результаты расчетов, позволяют сделать вывод о том, что термостойкие ВВ (октоген и гексоген) так же могут самовоспламеняться под действием внешних температурных колебаний. Однако период индукции может быть очень коротким, и не достигать фазы охлаждения. Учитывая, что склады с боеприпасами находятся в местах, где возможно возникновение пожаров, то окружающая температура может достигать высоких значений, что, в свою очередь, может привести к нагреву и самовоспламенению ВВ.

Таблица 1

Зависимость периода индукции самовоспламенения от амплитуды колебаний внешней температуры.

T_A, K	t_{in} в годах	T_A, K	t_{in} в годах
	гексоген		октоген
120	0,24 (112 ⁰ С)	150	0,22 (141 ⁰ С)
130	0,21 (112 ⁰ С)	160	0,19 (141 ⁰ С)
140	0,19 (112 ⁰ С)	170	0,18 (141 ⁰ С)
150	0,17 (112 ⁰ С)	180	0,16 (141 ⁰ С)

ЛИТЕРАТУРА

1. Ассонов В.А. и др, Устройство складов и хранение взрывчатых материалов // М.,: Углетехиздат, 1949, 246с,
2. Андреев К.К, Термическое разложение и горение взрывчатых веществ // М.,: Наука, 1966, 347с,
3. Орлова Е.Ю, и др, Октоген – термостойкое взрывчатое вещество // М.,: Недра, 1975, 128с,
4. Горельский В.А., Штейнберг А.С., Яцук А.А. // Хим,физика, 2010, Т,29, №9, С,37-41,
5. Андреев С.Г, и др, Физика взрыва, // Под ред, Л,П, Орленко, – Т,1, М.,: Физматлит, 2004, 832с,

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ И СТРУКТУРА КУМУЛЯТИВНОЙ СТРУИ ИЗ ПОРОШКОВОЙ ОБЛИЦОВКИ

Н.А. МАКАРОВЕЦ, В.В. ГАЕВСКИЙ, И.А. СЕВОСТЬЯНОВ

*Федеральное государственное унитарное предприятие
«Государственное научно-производственное предприятие «Сплав»
300004, г. Тула, Щегловская засека ул., д. 4
т. (4872)-46-45-97, факс (4872)-46-45-00, E-mail: mail@splav.org*

Кумулятивная облицовка (КО) из порошковой композиции для кумулятивного заряда (КЗ) с заданными параметрами пробития стальной преграды и запреградного действия разработана и внедрена в серийное производство на базе ФГУП «ГНПП «Сплав». Кумулятивная облицовка прессуется из порошковой композиции на основе меди. Несмотря на отрицательные прогнозы, удалось, благодаря феноменологическим исследованиям и испытаниям, установить химический и гранулометрический состав порошковой композиции, а также технологические параметры изготовления КО и КЗ, обеспечивающие выполнение требований по гарантийным срокам хранения КЗ и пробитию стальной преграды до 5 калибров. Определено, что необходимая энергетика взрывчатого вещества для порошковой КО ниже, чем для монолитной медной КО. Причём при одинаковых фокусных расстояниях и пробитии 70 мм стальной преграды, только кумулятивная струя (КС) из порошковой облицовки через 450 мм обладает способностью пробить ещё до 50 мм стальной преграды. Установлено, что объём каверны, полученной в стальной преграде, в 5-7 раз превышает объём массы КС. Анализ каверн в стальной преграде вдоль зоны контакта с КС показал, что микроструктура представляет собой сильнодеформированный слой (11 балл) шириной до 2 мм и ширина по высоте каверны практически не меняется. Некоторые блоки зёрен надорваны от поверхности каверны и подмяты в направлении движения КС, что свидетельствует об отсутствии уноса материала стальной преграды. Изучение весовых и геометрических характеристик стальной преграды до и после воздействия КС подтвердило неизменность веса преграды, а также показало направленность деформации преграды преимущественно перпендикулярно оси КС. Анализ проведённых феноменологических исследований и испытаний позволяет предположить следующий механизм образования КС: в процессе прохождения ударной волны в теле порошковой КО происходит откол порошинок во внутреннюю полость КО с образованием

ансамбля частиц. Далее этот ансамбль частиц в процессе схлопывания КО формирует КС с концентрацией значительной энергии. При этом происходит изменение электронной конфигурации атомов основных материалов и возникновение мезокристаллических структур со значительно меньшей плотностью, но с жёстко-пластическими характеристиками, т.е. в виде стержня КС, вокруг которого сохраняются частицы основного материала не получившие достаточно энергии для создания мезокристаллической структуры. Анализ пробития разнесённой преграды показал, что наряду с основным пробитым отверстием на стальной преграде толщиной 1,5 мм наблюдается оторочка, напоминающая эффект дробеструйной обработки, что позволяет предположить структуру КС в виде жёстко-пластического стержня, окруженного потоком мелких частиц. Таким образом действие КС из порошковой КО по стальной преграде показало, что КС представляет собой разноплотный материал по сечению с острораспределенной скоростью, т.е., большая скорость материала по центр центру КС и сопровождается низкоскоростными частицами материала по периферии КС. Вышеприведённые результаты исследований и испытаний позволяют уточнить модель кумулятивного эффекта и в дальнейшем создать новые подходы к моделированию КЭ.

К ВОПРОСУ О ДЕМПФИРУЮЩИХ И АМОРТИЗИРУЮЩИХ СВОЙСТВАХ МАТЕРИАЛОВ И КОНСТРУКЦИЙ

В.А. МАРКОВ, В.И. ПУСЕВ, В.В. СЕЛИВАНОВ

Московский государственный технический университет

имени Н.Э.Баумана

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5,

т. (499) 263-68-69, факс (499) 261-89-70, E-mail: mva_2805@mail.ru

При рассмотрении демпфирующих и амортизирующих свойств материалов и конструкций учитывалось, что демпфер (от немецкого *dampfer* – глушитель) – устройство для уменьшения (демпфирования) или предотвращения вредных механических колебаний звеньев машин и механизмов, поглощающее энергию механических колебаний; а амортизатор (от французского *amortir* – ослаблять, смягчать) – устройство для смягчения ударов в конструкциях машин и сооружений в целях их защиты от сотрясений и больших нагрузок [1].

Демпфирующие свойства конструкционных металлических материалов обычно связывают с гистерезисными процессами и если у симметричной петли гистерезиса срединная линия прямая, то дефект модуля упругости у такого материала равен нулю. Если срединная линия петли гистерезиса имеет изгиб, то дефект модуля будет отличен от нуля. Демпфирующая способность может определяться соотношением, включающим площадь петли гистерезиса, а демпфирующие свойства конструкционных металлических материалов определяются упругими постоянными и могут проявляться при напряжениях, которые намного меньше предела текучести металла [2].

Амортизирующие свойства пористых металлов и сотовых конструкций проявляются при больших пластических деформациях и уплотнении, а напряжение при этом меньше предела текучести сплошного (компактного) металла [3-6]. Идеализированная диаграмма деформирования высокопористых металлов содержит три основные области: упругую; уплотнительно-пластическую и пластическую. Площадь под диаграммой деформирования определяет удельную энергию поглощения удара [4, 5]:

$$A = \int_0^{\epsilon_{\max}} \sigma d\epsilon, \quad (1)$$

Эффективная энергия поглощения удара определяется как отношение удельной энергии поглощения удара реального амортизатора к удельной энергии поглощения удара идеального амортизатора и всегда

меньше 1 [3-5]:

$$E_H = \left(\int_0^{\varepsilon_{\max}} \sigma d\varepsilon \right) / (\sigma_{\max} \varepsilon_{\max}) \quad (2)$$

Следует отметить, что особенности диаграммы деформирования высокопористых металлов объясняют широкое применение таких материалов в качестве амортизаторов однократного (одноразового) действия в различных транспортных средствах, в том числе в космических аппаратах [6, 7]. Теория многократных (многоразовых) амортизаторов удара наиболее детально разработана для подвижного состава железнодорожного транспорта [8].

Силовой характеристикой амортизатора удара обычно называют зависимость $F(x)$ между силой сжатия амортизатора и его ходом x . Площадь, ограниченная кривой $F_H(x)$, определяет энергию удара, воспринятую амортизатором [8]:

$$\mathcal{E} = \int_0^{x_{\max}} F_H(x) dx, \quad (3)$$

Энергоемкость амортизатора и максимальная сила удара определяются зависимостью $F_H(x)$, поэтому при оптимальном проектировании амортизаторов основное внимание уделяют рассмотрению именно этой зависимости (3) [8]. Следует отметить, что структура зависимости (3) для определения энергии удара, воспринятой амортизатором удара, аналогична структуре уравнения (1) для определения удельной энергии поглощения удара.

Тогда при рассмотрении упрощенной задачи наилучшим считается такой амортизатор, который воспринимает наибольшую энергию удара при минимальном значении силы. В этом случае оптимальной силовой характеристикой является такая, при которой для любого удара (при различных начальных скоростях V_0) сжатие амортизатора равно его полному ходу, а сила сжатия $F = const$. Такой амортизатор как бы приспособливается к условиям удара, а максимальная сила удара меньше, чем при любой другой форме кривой силовой характеристики. Такую силовую характеристику называют идеальной [8]. Сопоставляя реальную силовую характеристику амортизатора с идеальной, можно судить о его преимуществах, которые в [8] оцениваются коэффициентом полноты силовой характеристики Π , который подобно эффективной энергии поглощения удара (2) всегда меньше 1:

$$\Pi = \left(\int_0^{x_{\max}} F_H dx \right) / (F_{\max} x_{\max}) \quad (4)$$

Можно отметить, что структура выражения для коэффициента полноты силовой характеристики (4) аналогична структуре выражения

для эффективной энергии поглощения удара (2).

Линейную характеристику имеет амортизатор с постоянной жесткостью без начальной затяжки; очевидно, что в этом случае $\Pi = 0,5$. Из сравнения типичных силовых характеристик амортизаторов и идеализированной диаграммы деформирования высокопористых металлов очевидно, что упругая область диаграммы соответствует амортизатору с линейной силовой характеристикой, уплотнительно-пластическая область соответствует идеальному амортизатору, а пластическая область – амортизатору с «жесткой» силовой характеристикой [9, 10].

Следует отметить, что аналогичные подходы к рассмотрению и расчету амортизаторов применяются в авиаракетной технике [11-13], кораблестроении [14], приборостроении [15] и в области автоматического оружия [16].

Однако, приведенный выше немецко-французский вариант демпфера и амортизатора входит в противоречие с классификацией амортизаторов, принятой в автомобилестроении [17]. Это противоречие в работе [17] объясняется тем, что «амортизация» в переводе с латинского означает «погашение» и применяется в автомобилестроении в значении «гашение колебаний», т.е. уменьшение размахов колебаний. Тогда автомобильный амортизатор по сути соответствует немецкому демпферу [1, 18], что может приводить к недоразумениям. Кроме того, аналогичная [17] терминология используется во многих публикациях, связанных со взрывным и ударным нагружением [19-23]. Следует отметить, что учет приведенных особенностей, связанных с применением иностранных слов в отечественной научно-технической литературе, позволит избежать недоразумений.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 11-08-01222а).

ЛИТЕРАТУРА

1. Машиностроение: терминологический словарь/Под общ. ред. М.К. Ускова, Э.Ф. Богданова. М.: Машиностроение, 1996. 592 с.
2. Головин С.А., Пушкар А., Левин Д.М. Упругие и демпфирующие свойства конструкционных металлических материалов. М.: Металлургия, 1987. 190 с.
3. Thornton P.H., Magee C.L. The deformation of aluminium foams//Met. Trans. A. 1975. Vol.6A. N 6. P.1253-1263.
4. Wei P., Liu L. Influence of density on compressive properties and energy absorption of foamed aluminium alloy//J. of Wuhan Univ. of Techn. Mater. Sci. 2007. Vol. 22. N 2. P. 225-228.
5. Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И., Селиванов В.В. Об основных особенностях механических и амортизирующих свойств высокопористых алюминиевых сплавов// Материалы XVI Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций

и сплошных сред» имени А.Г.Горшкова. Ярополец, 15-19 февраля 2010 г. Т.2. Чебоксары: ГУП "ИПК "Чувашия". 2010. С. 218-225.

6. Космонавтика: энциклопедия / Гл. редактор В.П. Глушко. М.: Сов. Энциклопедия. 1985. 528 с.

7. *Петров Ю.А., Макаров В.П., Колобов А.Ю., Аleshин В.Ф.* Посадочные устройства космических аппаратов (КА) на основе пенопластов и сотоблоков // Наука и образование (электронное научно-техническое издание). 2010. №4. URL. technomag.ru (дата обращения 08.02.2012).

8. *Никольский Л.Н., Келлин Б.Г.* Амортизаторы удара подвижного состава. М.: Машиностроение, 1986. 144 с.

9. Механические и амортизирующие свойства высокопористого ячеистого алюминия / Гусаров А.П., Жариков А.В., Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И., Селиванов В.В., Сообщилов А.Н. // Вестник МГТУ им.Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. 2009. №1 (74). С.58-66.

10. *Селиванов В.В.* О механических свойствах высокопористых алюминиевых сплавов // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4. Ч. 4. С. 1760-1762.

11. *Кан С.Н., Свердлов И.А.* Расчет самолета на прочность. Изд. 5-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение. 1966. 519 с.

12. *Колесников К.С.* Динамика ракет. М.: Машиностроение. 1980. 376с.

13. *Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Г., Шклярчук Ф.Н.* Аэрогидроупругость конструкций. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2000. 592 с.

14. Амортизаторы корабельные АКСС-М. Технические условия. ГОСТ 17053.1-80. URL. <http://vsegost.com/Catalog/30/30694.shtml> (дата обращения 08.02.2012).

15. *Суровцев Ю.А.* Амортизация радиоэлектронной аппаратуры. М.: Сов. Радио. 1974. 176 с.

16. *Алферов В.В.* Конструкция и расчет автоматического оружия. М.: Машиностроение. 1977. 248 с.

17. *Дербаремдикер А.Д.* Гидравлические амортизаторы автомобилей. М.: Машиностроение. 1969. 236 с.

18. *Сергеев С.И.* Демпфирование механических колебаний. М.: Госфизматлит. 1959. 408 с.

19. *Гельфанд Б.Е., Губанов А.Б., Тимофеев В.И.* Взаимодействие воздушных ударных волн с пористым экраном // Изв. АН СССР. МЖГ. 1983. №4. С. 54-59.

20. *Гельфанд Б.Е., Сильников М.В.* Барометрическое действие взрывов. СПб.: Астерион. 2006. 658 с.

21. Компьютерное моделирование поведения системы демпфирования защитного контейнера при его падениях / А.Л. Рябов, В.И. Романов, Г.И. Сотсков, С.Г. Скурихин, А.И. Барченков, А.И. Моренко // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2000. № 2. С. 98-102.

22. *Могилев В.А., Новиков С.А., Файков Ю.И.* Техника взрывного эксперимента для исследований механической стойкости конструкций. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». 2007. 215 с.

23. *Даниленко В.В.* Взрыв: физика, техника, технология. М.: Энергоатомиздат. 2010. 784 с.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ
МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СРЕДЫ С
ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ АКСЕЛЕРОМЕТРИИ
В УСЛОЖНЕННЫХ УСЛОВИЯХ ЕЕ РЕАЛИЗАЦИИ**

**М.Ю. СОТСКИЙ, В.А. ВЕЛДАНОВ, В.И. ПУСЕВ,
А.М. РУЧКО, В.А. МАРКОВ, С.В. ФЕДОРОВ, Ю.М. СОТСКИЙ**

*Московский государственный технический университет
имени Н.Э.Баумана*

*105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5,
т. (499) 263-68-69, факс (499) 261-89-70, E-mail: mva_2805@mail.ru*

Разработан и представлен [1] частный вариант ТБА – технологии (технологии акселерометрии терминальной баллистики), используемой в опытах для определения коэффициентов в законе сопротивления материала среды прониканию. Вариант основан на организации непрерывной проводной электрической связи при использовании направляющего узла устройства, скрепленного с измерительным ударником. Определены новые направления использования технологии [2] и отражены особенности ее реализации при усложненных условиях проведения измерений. Технология позволяет при наличии экранирующих среду элементов и при наклонном соударении со средой определить для нее значения коэффициентов в выражении, связывающем скорость проникания ударника в исследуемую среду с величиной удельного сопротивления среды прониканию. Представленный ранее [1] способ тестирования решений задач осесимметричного удара может быть применен и для тестирования решений задач наклонного проникания ударников в среду. Отработан в стендовых условиях модернизированный частный вариант ТБА – технологии [3], обеспечивающий повышение достоверности результатов измерений при проведении опытов с получением данных о сопротивлении среды при наклонном проникании ударника в исследуемую среду. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 11-08-01038-а).

ЛИТЕРАТУРА

1. Расчет проникания недеформируемых ударников в малопрочные преграды с использованием данных пьезоакселерометрии / В.А. Велданов, В.А. Марков, В.И. Пусев, А.М. Ручко, М.Ю. Сотский, С.В. Федоров // Журнал технической физики. 2011. Том 81. Вып.7. С.94-104.
2. Geological and geochemical complex Moon investigation / V.A. Veldanov, A.Yu. Dauriskikh, O.B. Khavroshkin, V.V. Tsyplakov // Abstracts European Planetary Science Congress. Vol. 5. Rome (Italy), 2010. // meetings.copernicus.org: European

Planetary Science Congress.URL.
<http://meetingorganizer.copernicus.org/EPSC2010/EPSC2010-795.pdf> (дата обращения: 15.06.2010).

3. Устройство и способ проводной электрической связи для регистрации параметров функционирования метаемого тела в полном баллистическом цикле: Патент 2413917 РФ / В.А.Велданов, А.В. Жариков, А.Ф. Овчинников, В.И. Пусев, А.М. Ручко, М.Ю. Сотский, Ю.М. Сотский, В.В. Ткачев. Заявл. 28.12.09; опубл. 10.03.11. Бюлл.№7.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ПРЕДЛОЖЕНИЕ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ АКСЕЛЕРОМЕТРИИ В УСЛОВИЯХ СТЕНДОВЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

***М.Ю. СОТСКИЙ, В.А. ВЕЛДАНОВ, В.И. ПУСЕВ,
А.М. РУЧКО, В.А. МАРКОВ, С.В. ФЕДОРОВ, Ю.М. СОТСКИЙ***

*Московский государственный технический университет
имени Н.Э.Баумана*

*105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5,
т. (499) 263-68-69, факс (499) 261-89-70, E-mail: mva_2805@mail.ru*

Известные решения не обеспечивают проведение стендовых испытаний ударников, выстреливаемых их гладкоствольных систем, без использования устройств механического разделения и дробления ведущего поддона на траектории перемещения метаемого ударника вне метательного устройства. Предложены и отработаны в стендовых условиях технические решения [1], направленные на обеспечение отделения метаемого ударника от поддона без применения дополнительных устройств механического разделения и дробления. Технической задачей разработанного поддона является увеличение возможностей испытаний и увеличения производительности отработки и проведения опытов в испытаниях за счет исключения необходимости использования дополнительных устройств на траектории перемещения метаемого ударника вне метательного устройства. Технической задачей разработанного способа испытаний является расширение функциональных возможностей проведения испытаний за счет исключения операции воздействия на поддон с использованием заранее устанавливаемых устройств, а также за счет освобождения пространства на пути перемещения ударника для организации систем передачи данных баллистических измерений от ударника к регистратору. За счет обеспечения отделения метаемого ударника от поддона без применения

дополнительных устройств механического разделения и дробления повышается эффективность проведения испытаний метаемоых ударников с измерением баллистических характеристик и параметров функционирования метаемого ударника на пути перемещения ударника к мишени и при действии по мишени. Например, при стендовых испытаниях с контролем баллистических характеристик ударника на полете, а затем и баллистических параметров процесса соударения ударника с мишенью. Обеспечивается также надежность получения результата при необходимости организации систем передачи данных баллистических измерений от ударника к регистратору. Техническим результатом при решении данной задачи является также увеличение производительности отработки и проведения опытов в испытаниях.

Достигаются указанные результаты тем, что поддон для метаемого ударника выполнен в виде сборки из толкающей и скрепленной с ней центрирующей частей, не разрушающихся в процессе сборки в метательном устройстве. В центрирующей части выполнена полость для размещения в ней метаемого ударника, при этом центрирующая часть выполнена из материала со значением предела прочности (предельной величины усилия разрушения на разрыв) меньшим, чем усилия разрушения, возникающие в центрирующей части после вылета ее из метательного устройства. Центрирующая часть может быть выполнена разрезной, с плоскостями разреза, ортогональными оси поддона, при этом составные элементы центрирующей части скреплены между собой с возможностью разъединения. На внешней или внутренней поверхностях центрирующей части могут быть выполнены пазы, а количество и размеры пазов подбираются при экспериментальной отработке или предварительными расчетами из условия обеспечения разрушения центрирующей части после вылета из метательного устройства. В центрирующей части также может быть выполнен один паз в форме сквозной прорези. Указанные результаты достигаются также способом, в котором сообщение скорости метаемому ударнику в метательном устройстве осуществляют с помощью предлагаемого поддона и разделяют поддон на составные части после вылета его из метательного устройства за счет отделения толкающей части и дробления центрирующей части механическим путем, при этом дробление центрирующей части производится за счет создания в материале центрирующей части растягивающих усилий, превышающих значение предела прочности материала на разрыв. Дробление центрирующей части может производиться за счет конструктивного уменьшения механического сопротивления материала поддона усилиям разрушения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 11-08-01038-а).

ЛИТЕРАТУРА

1. Поддон для метаемого элемента и способ отделения поддона от метаемого элемента: Положительное решение от 25.01.2012 г. о выдаче патента РФ по заявке № 2010137830 / В.А.Велданов, В.И. Пусев, А.М. Ручко, М.Ю. Сотский, Ю.М. Сотский. Заявл. 13.09.010; опубл. 20.03.12. Бюлл.№8.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 6

Эффективность действия



ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТАЛЛ-ФТОРОПЛАСТОВЫХ КОМПОЗИТОВ В МАЛОКАЛИБЕРНЫХ БОЕПРИПАСАХ УДАРНО-ПРОНИКАЮЩЕГО ДЕЙСТВИЯ

В.В. АЛЕКСЕЕВ,¹ Р.У. ЕСИЕВ,² А.И. МАЛКИН, В.Б. ЯШИН

ОАО «ГосНИИМаш им. В.В.Бахирева»,

*606002, г. Дзержинск, Нижегородская обл., пр-т Свердлова, 11а
т. (8313) 367-000, факс (8313) 367-100, E-mail: niimash@mts-nn.ru*

¹*ФГУП «ФНПЦ «Прибор», г. Москва, Россия*

²*ИФХЭ РАН им. А.Н. Фрумкина, г. Москва, Россия*

Непрерывное развитие бронированной техники ставит задачи поиска новых способов повышения эффективности действия боеприпасов (БП). Одним из направлений является активное снаряжение (АС) боеприпаса. В этом случае цели поражаются за счет кинетической энергии БП, а также за счет дополнительной энергии при реагировании АС, которые несут в себе оба компонента реакции (горючее + окислитель). Одним из вариантов АС такого типа являются смеси металл-политетрафторэтилен, так называемые металл-фторопластовые композиты (МФК). МФК - это составы с фторопластовой матрицей (ПТФЭ) и механоактивированными или механохимически модифицированными металлическими наполнителями. При этом отсутствие склонности к детонации, горению у плотных МФК дает возможность управлять скоростью превращения в широком диапазоне [1,2]. Именно этим обстоятельством обусловлены перспективы применения МФК в средствах поражения.

Бронебойное действие снарядов, снаряженных МФК

Особый интерес представляет возможность применения МФК в бронебойных элементах. В реальности такие материалы могут вести себя как инертное твердое тело, а при характерных временах проникания в преграду испытывать достаточно быстрое превращение с большим выходом газофазных и пирофорных конденсированных продуктов. Это обеспечивает как повышенный уровень бронепробития, так и высокое осколочное, фугасное и зажигательное запреградное действие.

При использовании в качестве окислителя фтора, образующегося при разложении ПТФЭ, теплоты реакции металл-фторопластовых смесей (МФС) будут весьма велики (от 2000 до 10 000 кДж/кг) и сравнимы с теплотой взрывчатого превращения тротила (которая составляет 4000 кДж/кг). Теплота реакции металлов с ПТФЭ в расчете на единицу массы убывает в ряду Be, Mg, Al, B, Si, Ti, Zr, W, Fe. В расчете же на единицу

объема энергоемкость композитов «металл-ПТФЭ» убывает в ряду Be, Al, Mg, Zr, B, Ti, W, Si, Fe.

С энергетической точки зрения применение активных композиционных материалов в составе БП является очень привлекательным. В представляющем основной интерес диапазоне скоростей химическая энергия значительно превосходит механическую. При этом необходимо учитывать, что в боеприпасах проникающего типа габариты проникающего элемента, как правило, ограничены калибром, и плотность наполнителя играет решающую роль. Это означает, что для бронебойных средств поражения должны использоваться МАК на основе вольфрама. Высокие энергетические характеристики и плотность МФКсами по себе не являются достаточными для их эффективного использования в средствах поражения. Необходимым условием является надежное инициирование механохимического превращения при соударении и выбор рационального диапазона скоростей превращения, обеспечивающего высокий уровень полноты реакции за время проникания в преграду. При этом слишком большая и слишком малая скорость превращения приводят к снижению бронепробития.

Правильный выбор состава и учет условий реагирования активных композитов позволил повысить параметры бронепробития снарядов, снаряженных МФК [3]. Экспериментальные снаряды (клуб 30мм), начиненные МФК, полностью повторяли габаритно-массовые характеристики штатного бронебойно-трассирующего снаряда (БТ).

При пробитии бронепреград снарядами (клуб 30мм) с МФК зафиксировано инициирование активного снаряжения, образование высокоскоростного осколочного потока и высокотемпературных продуктов реакции, проникающих за преграду. Впервые зафиксировано снижение предельной скорости пробития по всем типам бронепреград толщиной 20 – 56мм за счет действия активного снаряжения. Например, предельная скорость пробития брони Ст21 толщиной 35 мм для БТ составила 815 м/с, а для снаряда, начиненного МФК – 722 м/с. При этом произошло увеличение площади пробоины в 1,6–2,0 раза. Скорости и кинетическая энергия осколков за преградой превышают соответствующие параметры стандартного снаряда в 1,8 и 4,5 раза. Показано наличие зажигательного действия снарядов с МФК.



Рис. 1. Кинограмма процесса пробития брони средней твердости АК-25 толщиной 40мм снарядом калибра 30 мм, снаряженного МФК.

Выводы

1. Зарегистрировано увеличение бронепробивающего и запреградного действия снарядов, снаряженных МФК.

2. Показана перспективность использования МФК в малоуязвимых БП и БЧ («БП пониженного риска»), а также в качестве снаряжения высокоточных БП, обладающих «сниженным побочным ущербом», или т.н. «фокусированным летальным действием».

3. Компактные элементы, снаряженные МФК, обладают зажигательным действием.

Проведенные экспериментальные работы показали, что применение МФК позволит расширить функциональные возможности ряда боеприпасов без ухудшения их основных характеристик.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исследование процесса физико-химической деструкции ПТФЭ и композиций ПТФЭ-металл при термических и ударно-волновых воздействиях / В.В. Селиванов, Н.А. Имховик, В.Н. Лашков, А.А. Селезнев. // Химическая физика.- 2001.- Т.20. № 8.- С.80-85.

2. О возможности детонации в механоактивированном композите алюминий – фторопласт / А.Ю. Долгобородов, М.Н. Махов, А.Н. Стрелецкий, И.В. Колбанев, М.Ф. Гоголя, В.Е. Фортов. // Химическая физика.- 2004.- Т.23 №9.- С.85–88.

3. Яшин В.Б. Могущество действия малокалиберных боеприпасов с механохимически-активным снаряжением // Проектирование боеприпасов: Материалы XXXIX Всерос. научно-технич. конф. М., 2012. С. 218 – 222.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВТО В БЛИЖНЕЙ ТАКТИЧЕСКОЙ ЗОНЕ

И.О. АРТАМОНОВ, Р.А. РЯБЦЕВ

*Российская академия ракетных и артиллерийских наук
107564, Москва, 1-я Мясниковская ул. Д.3, стр.3,
т.(495) 963-38-63, факс (495) 734-59-07, E-mail raaran@bk.ru*

В докладе дан общий анализ направлений развития ВТО в ведущих зарубежных государствах, современного состояния высокоточного оружия Сухопутных войск и методического аппарата оценки его эффективности, сформулированы основные проблемы создания ВТО и обоснованы направления создания перспективной системы высокоточного оружия.

Авторами предложен новый подход к оценке эффективности совместного применения высокоточных и обычных боеприпасов по типовым целям и выдвинуты новые требования к уровням поражения целей, в зависимости от их расположения.

Особо отмечена важность совершенствования разведывательного и информационного обеспечения применения ВТО, перехода к «сетцентрическому» принципу ведения боевых действий и необходимость гибкого применения средств ракетных войск и артиллерии СВ в рамках временных огневых (ударных) контуров.

Приведено описание четырехуровневой системы математических моделей функционирования образцов ВТО СВ и их формирований в рамках нового облика ВС РФ. Предложена систематизация и формализация условий применения ВТО с различными типами систем наведения, выделены типовые ситуации естественных внешних условий применения и типовые ситуации помеховой обстановки, в зависимости от региона применения ВТО.

Кратко описаны принципы оптимизации системы ВТО на основе многоуровневой оценки эффективности применения комплексов ВТО и оценки комплектов вооружения формирований СВ нового облика, включающих те или иные образцы ВТО, полученной с использованием сертифицированного моделирующего комплекса Сухопутных войск.

Предварительный анализ эффективности образцов высокоточного оружия ближней тактической зоны показал целесообразность разработки ряда новых образцов ВТО, необходимость уточнения некоторых требований к системам наведения ВТО и боевому оснащению средств поражения, а также позволил выявить «узкие» места в разведывательно – информационном обеспечении применения ВТО.

Определены направления дальнейшего развития предложенного методического аппарата оценки эффективности и оптимизации системы ВТО, в том числе ВТО ближней тактической зоны.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ В ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛЬБЫ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ПОДГОТОВКИ И ВЕДЕНИЯ ОГНЯ

Д.А. БОРМОТКИНА, А.К. АБДУЛЛИН, М.В. ЖАРКОВ

ОАО «ЦНИИ «Буревестник»

603950, Нижний Новгород, Сормовское шоссе, 1А

т. (831) 242-16-05, факс (831) 241-55-50, E-mail: lab_0444@mail.ru

В настоящее время большое внимание уделяется повышению точности и эффективности стрельбы. С этой целью разрабатываются новые способы ведения огня на поражение (такие как одновременный огневой налет и равномерно-оптимальная стратегия), а также средства корректировки стрельбы (например, комплекс корректировки стрельбы на базе радиолокационной баллистической станции ККС) и снаряды с устройствами коррекции траектории.

Для оценки эффективности стрельбы в подобных случаях в ОАО «ЦНИИ «Буревестник» был разработан специализированный программный комплекс. Программный продукт реализует методику оценки эффективности стрельбы подразделением ствольной артиллерии по поражению наземных ненаблюдаемых отдельных и групповых объектов при применении боеприпасов различных видов (ОФС, КАС). В основу методики положен метод статистического (имитационного) моделирования стрельбы. Задача сводится к многократному моделированию случайных условий стрельбы и подсчету количества поражаемых целей в каждой реализации и их статистической обработке для определения показателей эффективности выполнения задач стрельбы. Разработанный программный комплекс позволяет проводить оценку эффективности стрельбы как при классическом способе обстрела цели (в соответствии с действующими Правилами стрельбы и управления огнем артиллерии), так и при реализации режима одновременного огневого налета и применении равномерно-оптимальной стратегии поражения, что не может быть определено аналитическим методом.

По данному программному комплексу была проведена оценка эффективности стрельбы на поражение артиллерийским дивизионом, оснащенным ККС, который обеспечивает возможность коррекции установки стрельбы по дальности и по направлению при стрельбе по одиночным и групповым целям. В качестве показателя эффективности стрельбы на поражение принят расход снарядов, требуемый для поражения цели с заданной вероятностью.

Показатели эффективности стрельбы с применением ККС, рассчитанные в специализированном ПО, сравнивались с аналогичными параметрами при условии определения установок для стрельбы на поражение способом полной подготовки.

Сравнительная оценка характеристик эффективности стрельбы на поражение выполнялась для 5 вариантов подготовки и ведения стрельбы:

- вариант 1 соответствует условиям определения установок для стрельбы способом полной подготовки (ПП);

- вариант 2 реализуется применением ККС с прогнозированием точки падения снаряда по дальности при выполнении полной подготовки (ККС-Д-ПП);

- вариант 3 реализуется применением ККС с прогнозированием точки падения снаряда по дальности и направлению (ККС-Д-Н);

- вариант 4 реализуется применением ККС с устройством коррекции траектории с прогнозированием точки падения снаряда по дальности (ККС-1D);

- вариант 5 реализуется применением ККС с устройством коррекции траектории с прогнозированием точки падения снаряда по дальности и направлению (ККС-2D).

На основе информации об объекте поражения, элементарных целях, уязвимости объекта поражения и элементарной цели, средствах поражения и их характеристиках, модели обстрела объекта поражения и т.д. определяется средний расход снарядов для выполнения заданной задачи стрельбы, рассчитанный по результатам всех статистических итераций.

Как показали расчеты, использование ККС позволяет снизить расход снарядов для поражения типовых целей с заданной вероятностью по сравнению со способом полной подготовки:

- на 8÷21% при стрельбе по групповым целям;

- на 30÷52% при стрельбе по одиночным целям.

Применение ККС с устройством корректировки траектории позволяет снизить расход снарядов для поражения типовых целей с заданной вероятностью по сравнению со способом полной подготовки:

- на 23÷36% при стрельбе по групповым целям;

- на 68÷70% при стрельбе по одиночным целям.

Проведенные расчеты показали, что использование ККС наиболее эффективно при стрельбе по одиночным целям.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ ПО ГРУППОВЫМ МОРСКИМ ЦЕЛЯМ В УСЛОВИЯХ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ.

А.А. ЗАЙЦЕВ, Ю.А. МАЛОВ

ФГУП «ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова»

196158, Санкт-Петербург, Московское ш., д. 44,

т. (812) 415-46-07, факс (812) 727-96-32, E-mail krylov@krylov.spb.ru

При обосновании требований к ТТХ крылатых ракет (КР), используемых для поражения морских целей (например, ордера НК, отдельных НК в его составе и др.) важнейшей и безусловно актуальной задачей является оценка эффективности их применения в условиях противодействия со стороны противника. Необходимость качественного учета возможностей сил обороны при отражении ракетного удара обусловлена интенсивным развитием сил ПРО-ПВО США, и в частности их морского эшелона – системы «Aegis» («Иджис»).

Для решения задачи определения эффективности создается сложная модель, описывающая взаимодействие средств нападения (группировки КР) и групповой цели (ордера НК), осуществляющей оборону (силами ПРО-ПВО). В этой модели выделяются иерархические уровни, на каждом из которых решаются определенные задачи. На «низшем» уровне рассматриваются отдельные подсистемы («блоки»), представляющие собой частные задачи (например, моделирование траектории полета отдельной ЗУР, оценка вероятности поражения одной КР боевой частью отдельной ЗУР, моделирование различных вариантов групповой цели, оценка эффективности ведения противником радиоэлектронной борьбы и т.д.), результаты решения которых позволяют перейти к задачам более высокого уровня. На «высшем» уровне определяется искомый показатель эффективности, характеризующий величину ущерба, нанесенного противнику.

Многие события, рассматриваемые в рамках решения поставленных задач, носят случайный характер (например, ошибки наведения ЗУР на цель и др.), поэтому в качестве основы был выбран метод статистического моделирования с применением ЭВМ.

Итогом данной работы является создание методического аппарата, позволяющего производить оперативную оценку эффективности применения перспективных КР по групповым морским целям противника.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПРОНИКАНИЯ СТЕРЖНЕЙ ИЗ ВНЖ В АЛЮМИНИЕВЫЕ МИШЕНИ

*А.Г. ИОИЛЕВ, А.А. КРАЮХИН, Г.Ф. КОПЫТОВ, В.Н. ЛАПТЕНКОВ,
А.П. СНОПКОВ, А.Л. СТАДНИК*

*РФЯЦ-ВНИИЭФ, 607190, Нижегородская обл., г.Саров, пр-т Мира, д.37,
тел. (83130) 2-88-22, E-mail ioilev@vniief.ru*

Доклад посвящен валидации комплекса программ ЭГАК [1] на задаче о высокоскоростном нормальном и наклонном проникании стержневых ударников. Приведены результаты экспериментов по нормальному (скорость удара $V_0 \approx 3.5$ км/с) и наклонному (под углом $\theta = 30^\circ$ к лицевой поверхности преграды, скорость удара $V_0 \approx 2.7$ км/с) удару стержневых проникающих из сплава ВНЖ-7-3 длиной $L = 3$ см и диаметром $D = 0.7$ см в мишени из алюминиевых сплавов АЛ9 и АД1. Результаты расчётов хорошо согласуются с экспериментальными данными по текущей форме каверны на момент времени рентгенографирования в экспериментах, конечной форме каверны и динамике срабатывания ударника. Дополнительно численно исследовался процесс образования «гребня» из материала преграды в зависимости от угла удара проникающего ($\theta = 30, 45$ и 60°) при его наклонном внедрении. Показано, что образование «гребня» не связано с асимметрией срабатывания ударника на начальном этапе внедрения: основная причина его образования – отражение волн сжатия в преграде от лицевой поверхности, которое приводит к возникновению компоненты массовой скорости материала преграды, направленной к стержню.

ЛИТЕРАТУРА

1. Янилкин Ю.В. и др. Комплекс программ ЭГАК++ для моделирования на адаптивно-встраиваемой дробной счетной сетке // ВАНТ. Сер. Математическое моделирование физических процессов. 2003. Вып.1. С.20-28.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СТРЕЛЬБЫ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ

Н.А. МАКАРОВЕЦ, А.И. УСТИНКИН, О.Л. ЗАХАРОВ, И.В. КНЯЗЕВА

Федеральное государственное унитарное предприятие

«Государственное научно-производственное предприятие «Сплав»

300004, г. Тула, Щегловская засека ул., д. 4

т. (4872)-46-45-97, факс (4872)-46-45-00, E-mail: mail@splav.org

Повышение точности стрельбы, в соответствии с требованиями Министерства обороны РФ, является одной из основных задач, стоящих перед реактивной артиллерией.

В соответствии с «Концепцией развития артиллерийского вооружения Сухопутных войск, Воздушно-десантных войск и Военно-Морского Флота на период до 2025 года» к перспективному реактивному артиллерийскому вооружению Сухопутных войск предъявляются следующие требования по дальности и точности стрельбы:

- для 122-мм РСЗО увеличение дальности стрельбы в 3-3,5 раза, точности стрельбы в 3 раза для НУРС, в 60-70 раз для УРС;
- для 300-мм РСЗО увеличение дальности стрельбы в 2,5-3 раза, точности стрельбы в 70-80 раз.

Обеспечить указанные уровни точности стрельбы реактивных систем залпового огня возможно за счёт следующих основных направлений:

- совершенствования средств топогеодезического и навигационного, метеорологического и баллистического обеспечения;
- совершенствования средств разведывательно-информационного обеспечения, позволяющих доводить необходимые данные до боевой машины в режиме, близком к реальному времени, в том числе применения разведывательных снарядов для сбора и передачи информации о цели;
- внедрения способов радиопристрелки;
- создания высокоточных управляемых боеприпасов РСЗО.

Кардинальным средством выхода на принципиально новый уровень точности стрельбы является оснащение снарядов РСЗО высокоточными системами управления. Данные работы относятся к числу приоритетных направлений деятельности ФГУП «ГНПП «Сплав» в настоящее время. Работы в этом направлении становятся наиболее актуальными на фоне стремления к повышению дальности действия боеприпасов РСЗО.

Высокоточные боеприпасы РСЗО по срокам разработки,

сложности технических проблем по средствам наведения, перечню поражаемых целей можно разделить на три поколения.

К первому поколению относятся боеприпасы с упрощёнными системами управления (коррекции). Примером такого боеприпаса являются находящиеся на вооружении Сухопутных войск МО РФ 300-мм РС с системами угловой стабилизации и коррекции дальности к РСЗО «Смерч». Их целесообразно применять для поражения типовых групповых целей.

Поражение малоразмерных целей возможно осуществить высокоточными боеприпасами второго поколения. К ним относятся управляемые реактивные снаряды с бесплатформенной инерциальной системой управления.

К третьему поколению относятся высокоточные боеприпасы, которые кроме бесплатформенной инерциальной системы управления имеют систему наведения на конечном участке траектории с помощью головок самонаведения. Высокоточные боеприпасы третьего поколения способны поражать точечные цели.

Для высокоточных РСЗО из всех средств подготовки и обеспечения стрельбы главными являются разведывательно-информационные средства, обеспечивающие стрельбу РСЗО целеуказанием. От точности, качества и полноты разведывательной информации зависит эффективность стрельбы. В настоящее время ошибка целеуказания соизмерима с точностью стрельбы, обеспечиваемой собственно боеприпасом, а в некоторых случаях её превосходит.

Существующие средства разведывательно-информационного обеспечения не в полной мере соответствуют потребностям высокоточных РСЗО. Недостаточными являются полнота информации о цели, дальность обнаружения цели, точность определения прямоугольных координат и прогнозирование упрежденной точки, оперативность доведения информации до средств поражения.

Современные требования к добываемой средствами разведки информации можно сформулировать следующим образом:

- по оперативности: в режиме времени, близком к реальному;
- по достоверности: вероятность правильного распознавания не менее 0,95;
- по точности (срединная ошибка определения координат): на уровне работы системы управления;
- по полноте (дополнительно к существующим): координаты элементов цели, данные об обстановке в районе цели.

О МЕТОДАХ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ И КАЧЕСТВА КАССЕТНЫХ БОЕПРИПАСОВ С БОЛЬШИМ КОЛИЧЕСТВОМ БОЕВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Н.А. МАКАРОВЕЦ, Г.А. ДЕНЕЖКИН, В.И. КОЗЛОВ, Б.Э. КЭРТ*

ФГУП «ГНПП «Слав», 300004, г. Тула, Щегловская засека ул., д. 4
т. (4872)-46-45-97, факс (4872)-46-45-00, E-mail: mail@slav.org

*Балтийский государственный технический университет,
190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская, д.1.
Тел. (812) 495-77-90, E-mail Kert@mail.ru

В работе изложены практические подходы и конструктивные приемы, которые применяются при разработке разделяющихся реактивных снарядов (РРС) с головными частями кассетного типа (КГЧ), снабженными большим количеством малогабаритных боевых элементов (БЭ). Представлены рациональные технические решения головных частей кассетного типа, использующие многоэтапный или комбинированный способ рассеивания боевых элементов на местности.

Проведен баллистический анализ функционирования боеприпасов в процессе разделения и движения БЭ на траектории. На основе выявленных недостатков предложены варианты усовершенствования рассмотренных конструкций КГЧ, направленные на повышение качества и эффективности боевого применения у цели.

Так, для кассетной головной части, характеризующейся многоэтапным способом рассеивания БЭ, предложен вариант пакетного заряжания боевых элементов в сочетании с одновременным включением вышибных зарядов в пусковых трубах пакета, а для КГЧ с комбинированным способом рассеивания БЭ на местности рекомендован вариант увеличения площади разброса кумулятивно-осколочных боевых элементов (КОБЭ) за счет дополнительного возмущающего аэродинамического воздействия, возникающего при несимметричном креплении элемента стабилизации на корпусе КОБЭ.

На основе выполнения численного эксперимента по методике [1] подтверждена возможность управления процессом вскрытия боеприпасов рассматриваемых схем и разброса БЭ на местности путем выбора рациональных параметров заряжания, моментов включения вышибных зарядов и способа дестабилизации боевых элементов, определяющих, в совокупности, характер и величину зоны разброса боевых элементов на поражаемой местности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Разделение управляемых 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).

К ВОПРОСУ ЭФФЕКТИВНОГО ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ 5,45-ММ ПОДВОДНО-НАДВОДНОГО АВТОМАТА «МОРСКОЙ ЛЕВ» ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СПЕЦИАЛЬНЫХ АНТИТЕРРОРИСТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ

А.В. ШЕВЧЕНКО, Д.И. ЧИСТЁХИН

К-43 г. Санкт-Петербург, в/ч 33491.

5,66-мм подводный автомат АПС состоящий на вооружении спецподразделений в настоящее время не позволяет эффективно выполнять боевые задачи, как на суше, так и под водой.

При стрельбе на суше прицельная дальность автомата АПС составляет всего 30 метров, при этом 5,66-мм убойный элемент в полёте неустойчив и поражение цели с первых выстрелов достаточно проблематично.

Ресурс автомата при стрельбе на суше составляет всего 180 выстрелов, дальнейшее использование приводит к поломкам образца.

Для повышения эффективности действия подводного стрелкового оружия при выполнении специальных антитеррористических задач войсковая часть 33491 разработала 5,45-мм подводно-надводный автомат «Морской лев».

Автомат разработан на базе 5,45-мм автомата Калашникова АКС-74У. Питание автомата боеприпасами осуществляется от отъёмных подводных и сухопутных магазинов.

5,45-мм подводно-надводный автомат «Морской лев» позволяет вести прицельную стрельбу на суше до 500 метров, а под водой до 30 метров. Для стрельбы на суше используются патроны 5,45×39, 7Н6, 7Н10, 7Н22, 7Н24, 7Х3М, а под водой 5,45-мм патрон ПСП с убойным элементом длиной 120 мм.

В войсковой части 33491 были проведены исследования эффективности действия подводно-надводного автомата «Морской лев» при выполнении специальных антитеррористических задач, а также исследования эффективности действия специальных пуль к автомату «Морской лев» по стандартным подводным и надводным целям.

Для исключения последствий «водобоязни» при стрельбе сухопутным патроном ПС через ствол заполненный водой используется «газовая продувка» ствола.

Для выполнения специальных задач применяются приборы малошумной стрельбы ПМС и приборы бесшумной стрельбы ПБС-4. Данные приборы позволяют осуществлять бесшумную стрельбу при применении патронов 5,45-мм ×39 (УС).

При стрельбе под водой патроном ПСП вышеуказанные приборы позволяют улучшить устойчивость оружия при стрельбе очередями и уменьшают демаскирующий фактор - дробят газовый пузырь, что позволяет вести прицельную стрельбу.

Ресурс автомата при стрельбе под водой составляет 5000 выстрелов, при стрельбе на суше – 10000 выстрелов.

За счёт применения дульного компенсатора были улучшены показатели кучности при стрельбе под водой.

АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ

А	
Абдуллин А.К.	188
Абдуллин И.А.	108
Агошков О.Г.	79
Аксенов А.В.	140
Акулинин С.И.	12
Александров В.Н.	46,48
Алексеев В.В.	184
Алешичева Л.И.	50
Артамонов И.О.	187
Архипова Л.П.	18
Афанасьева С.А.	150,154
Ахмедьянов И.Ф.	123
Б	
Баранов П.А.	31
Белобородова О.И.	108
Белов Г.В.	157,161
Белов Н.Н.	150
Бирюков Ю.А.	150
Бормоткина Д.А.	188
Брыков Н.А.	95
Бугаев А.В.	52
Бураков В.А.	154
Буркин В.В.	150,154
В	
Велданов В.А.	179,180
Веркин Ю.П.	56
Ветров В.В.	19
Винник С.А.	59
Виноградов Ю.А.	23
Власенко М.Е.	59
Г	
Габов И.А.	61
Гавриленко И.В.	129
Гаевский В.В.	173
Гатин Р.И.	144
Герасимов А.В.	164
Глазырин В.П.	168
Горельский В.А.	169
Гусаров А.П.	157
Гуськов А.В.	64
Д	
Девяткин В.А.	79,87,142
Денежкин Г.А.	194
Диновецкий Б.Д.	46,48
Долгова Т.С.	12
Дунаев В.А.	70
Дунаева И.В.	56
Е	
Егоров Д.М.	73
Егоров М.Ю.	73
Емельянов В.Н.	77
Есиев Р.У.	184
Ж	
Жарков М.В.	140
Жарков М.В.	188
Жильцов К.Н.	169
Журавлева Г.С.	25
З	
Зайцев А.А.	190
Захаренков В.Ф.	79
Захаров О.Л.	192
Здитовец А.Г.	23
Зимица Е.С.	140
Зубин М.А.	27
Зыков Е.Н.	154
И	
Иоилов А.Г.	191
Исаев С.А.	8,31
Ищенко А.Н.	150,154
К	
Кабаев В.С.	146
Казаринов Е.А.	121
Калмыков П.Н.	52
Калугин В.Т.	33
Карасев П.И.	140
Клюкин Д.Н.	87
Князева И.В.	192
Кожин В.А.	126

Козичев В.В.	89,129	Пинчук А.В.	116
Козлов В.И.	194	Пичкалев В.А.	132,133
Конюхова Л.А.	91	Плотникова А.И.	132,133
Копытов Г.Ф.	191	Положай Ю.В.	70
Корнев О.А.	148	Попов А.А.	123
Косточко А.В.	46,48	Попов В.А.	121
Костяной Е.М.	19	Пусев В.И.	157,161,175,179,180
Краюхин А.А.	191	Р	
Курова И.В.	93	Родионов А.А.	154
Кэрт Б.Э.	8,194	Рудый В.И.	140
Л		Ручко А.М.	179,180
Лаптенков В.Н.	191	Рябцев Р.А.	187
Ларионов Б.И.	95	С	
Лебеденко Д.В.	50	Савилов А.С.	146
Липницкий Ю.М.	31	Садовский В.В.	140
М		Сафронов П.О.	46
Макаровец Н.А.	173,192,194	Севостьянов И.А.	173
Максимов Ф.А.	27,35,39	Селиванов В.В.	157,161,175
Малкин А.И.	184	Семенов И.В.	123
Малов Ю.А.	190	Сергеев А.В.	129
Марков В.А.	157,161,175,179,180	Синяев С.В.	126
Мелик-Гайказов Г.В.	101	Скупко С.А.	48
Милевский К.Е.	64	Сладков В.Ю.	50,91
Михайлов А.С.	108	Слесарева Е.Ю.	64
Михалев А.Н.	8,31	Снопков А.П.	191
Морозов В.И.	12	Соколов А.В.	116
Н		Сотский М.Ю.	157,179,180
Нагорный М.В.	148	Сотский Ю.М.	179,180
Никитин В.А.	70	Стадник А.Л.	191
Новиков А.Н.	77,93	Столбов Е.Ф.	142
О		Стрижак С.В.	33
Овчинников А.Ф.	157	Стронгин М.М.	23
Орлов Ю.Н.	168	Судаков А.Г.	31
Остапенко Н.А.	27	Сумин Б.В.	16
П		Сухов А.В.	129
Павловец Г.Я.	110	Т	
Панасенко А.В.	31	Табаченко А.Н.	150
Пасынков П.А.	123	Турчин Е.Ю.	144
Пашин С.В.	114	У	
Пашков С.В.	164	Усачов А.Е.	31
Пилюгин Н.Н.	25,43	Устинкин А.И.	192
Пинаева М.Л.	132,133	Уткин П.С.	123

Ф

Федоров С.В.179,180

Х

Хабибуллин М.В.154

Хименко Л.Л.132,133

Ч

Чернов В.В.134

Чистёхин Д.И.195

Чучалин М.В.110

Ш

Шанин А.П.16

Швыкин Ю.С.146,148

Шевелев Ю.Д.35,39

Шевченко А.В.195

Шестакова Л.А.146

Шипицын А.Г.138

Шипунов А.Г.146,148

Шишков А.Ю.148

Ю

Югов Н.Т.150

Юрченко Н.А.79,142

Я

Яшин В.Б.184

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1. Внешняя баллистика

- 1.1. О применении на снарядных компоновках передовых методов управления. **С.А. Исаев, Б.Э. Кэрт, А.Н. Михалев** 8
- 1.2. Влияние сил магнуса на динамику полета артиллерийского снаряда. **В.И. Морозов, Т.С. Долгова, С.И. Акулинин**12
- 1.3. Оценка линейного ускорения в центре масс неуправляемого летательного аппарата по экспериментальным данным.
А.П. Шанин, Б.В. Сумин 16

СЕКЦИЯ 2. Аэродинамика и аэротермобаллистика

- 2.1. Скоростная функция интенсивности волны и ее анализ для волн уплотнения. **Л.П. Архипова** 18
- 2.2. Использование принципа полетной трансформации при реализации управляемого артиллерийского снаряда с ракетно-прямоточным двигателем.
В.В. Ветров, Е.М. Костяной 19
- 2.3. Экспериментальное исследование метода безмашинного температурного разделения сверхзвукового газового потока.
Ю.А. Виноградов, А.Г. Здитовец, М.М. Стронгин 23
- 2.4. Влияние диффузии вдуваемого газа на теплообмен при сверхзвуковом обтекании гиперболоида из сферического источника.
Г.С. Журавлева, Н.Н. Пилогин 25
- 2.5. Моделирование сверхзвукового обтекания V-образных крыльев.
М.А. Зубин, Ф.А. Максимов, Н.А. Остапенко 27
- 2.6. Расчет сверхзвуковых отрывных и струйных течений с помощью многоблочных вычислительных технологий и модели переноса сдвиговых напряжений.
С.А. Исаев, А.Г. Судаков, А.Н. Михалев, П.А. Баранов, Ю.М. Липницкий, А.В. Панасенко, А.Е. Усачов 31
- 2.7. Выбор оптимальной компоновки аппарата-зонда на основе параметрических исследований.
В.Т. Калугин, С.В. Стрижак 33
- 2.8. Моделирование течения между бесконечными цилиндрами с условием периодичности на границах.
Ф.А. Максимов, Ю.Д. Шевелев 35
- 2.9. О влиянии центрального тела на адх треугольного крыла.
Ф.А. Максимов, Ю.Д. Шевелев 39

2.10. Исследование электронной концентрации и температуры при сверхзвуковом обтекании конуса разреженным потоком воздуха с учетом уноса окисла молибдена. Н.Н. Пилюгин	43
---	----

СЕКЦИЯ 3. Внутренняя баллистика

3.1. Оценка возможности погасания пороха в условиях артиллерийского выстрела. В.Н. Александров, Б.Д. Диновецкий, А.В. Косточко, П.О. Сафронов	46
3.2. Экспериментальное определение тепловых потерь при проведении манометрических испытаний. В.Н. Александров, Б.Д. Диновецкий, А.В. Косточко, С.А. Скупко	48
3.3. О целесообразности использования металлизированных пиротехнических составов в воспламенительных устройствах. Л.И. Алешичева, Д.В. Лебеденко, В.Ю. Сладков	50
3.4. Внутренняя баллистика пиромеханических систем с большими начальными рабочими полостями. А.В. Бугаев, П.Н. Калмыков	52
3.5. Напряжённо-деформированное состояния прочноскрепленного заряда твердого топлива высокой плотности заряжания с головным воспламенением. Ю.П. Веркин, И.В. Дунаева	56
3.6. Пути создания средства воспламенения для ППМЗ САО. М.Е. Власенко, С.А. Винник	59
3.7. Об использовании эластичного разделительного элемента в двухрежимном двигателе твердого топлива. И.А. Габов	61
3.8. Методика подбора характеристик новой конструкции ведущего пояска (ВП). А.В. Гуськов, К.Е. Милевский, Е.Ю. Слесарева	64
3.9. Напряжённо-деформированное состояние твердотопливного заряда при запуске снаряда из артиллерийского орудия. В.А. Дунаев, В.А. Никитин, Ю.В. Положай	70
3.10. Численное исследование динамики внутрикамерных процессов в бессопловом РДТТ. М.Ю. Егоров, Д.М. Егоров	73
3.11. Моделирование газодинамики камер с многоспассечным зарядом. В.Н. Емельянов, А.Н. Новиков	77
3.12. Исследование термозероизонной стойкости стволов методом планирования эксперимента. В.Ф. Захаренков, О.Г. Агошков, В.А. Девяткин, Н.А. Юрченко	79

3.13. О стволах с дополнительными зарядными камерами. Д.Н. Клюкин, В.А. Девяткин	87
3.14. Экспериментальное исследование горения экс при высоком давлении. В.В. Козичев	89
3.15. Оптимизация баллистических характеристик патронов для подводной стрельбы. Л.А. Конохова, В.Ю. Сладков	91
3.16. Динамика частицы несферической формы. И.В. Курова, А.Н. Новиков	93
3.17. Физико-математическая модель пульсаций давления в камере на квазистационарном участке работы РДТГ. Б.И. Ларионов, Н.А. Брыков	95
3.18. О соотношении процессов теплообмена и сжатия при сгорании пороховых зарядов под слоем воды. Г.В. Мелик-Гайказов	101
3.19. Универсальные источники тепла пиротехнического типа. А.С. Михайлов, И.А. Абдуллин, О.И. Белобородова	108
3.20. Методический аппарат оценки температурной зависимости баллистических характеристик энергетических конденсированных систем для средств поражения. Г.Я. Павловец, М.В. Чучалин	110
3.21. О перспективной конструкции заряда РДТГ торцевого горения большого удлинения в стеклопластиковом корпусе. С.В. Пашин	114
3.22. О внутрикамерной ВЧ-неустойчивости тепловых энергопреобразователей. А.В. Пинчук, А.В. Соколов	116
3.23. Увеличение дульной скорости суббоеприпаса при сохранении прочности корпусной детали В.А. Попов, Е.А. Казаринов	121
3.24. Численное моделирование некоторых задач внутренней и промежуточной баллистики. И.В. Семенов, П.А. Пасынков, А.А. Попов, П.С. Уткин, И.Ф. Ахмедьянов	123
3.25. Плазмозамещающая электроимпульсная технология зажигания комбинированных метательных зарядов. С.В. Синяев, В.А. Кожин	126
3.26. Теория и практика повышения точности измерения СВЧ-методом скорости горения ЭКС. А.В. Сухов, А.В. Сергеев, И.В. Гавриленко, В.В. Козичев	129

3.27. Способы повышения скорости горения высокоэффективных ЭКС. Л.Л. Хименко, М.Л. Пинаева, В.А. Пичкалев, А.И. Плотникова	132
3.28. Использование модифицированного алюминия в высокоскоростных высокоэффективных ЭКС. Л.Л. Хименко, М.Л. Пинаева, А.И. Плотникова, В.А. Пичкалев	133
3.29. Обоснование требований назначения к системам инициирования метательных зарядов. В.В. Чернов	134
3.30. Применение хромового покрытия в артиллерии, как мероприятия по снижению разгарно-эрозионного и механического износа канала труб. А.Г. Шипицын	138

СЕКЦИЯ 4. Динамика и прочность газо-жидкостных тепломеханических систем

4.1. Многопараметрическая оптимизация эффективности дульных тормозов по критерию максимума тянущего усилия с учетом прочностных ограничений на СуперЭВМ. В.В. Садовский, М.В. Жарков, В.И. Рудый, Е.С.Зими́на, П.И. Карасев, А.В. Аксенов	140
4.2. Нанокompозитные металлические покрытия как альтернатива в повышении живучести стволов артиллерийских орудий. Е.Ф. Столбов, Н.А. Юрченко, В.А. Девяткин	142
4.3. Основные аспекты разработки системы ожижения двуокиси углерода из продуктов конверсии дизельного топлива воздухонезависимой энергетической установки с электрохимическим генератором. Е.Ю. Турчин, Р.И. Гатин	144
4.4. К вопросу проектирования и расчета систем разделения управляемых ракет, построенных по бикалиберной схеме. А.Г. Шипунов, Ю.С. Швыкин, А.С. Савилов, Л.А. Шестакова, В.С. Кабаев	146
4.5. Теоретическая оценка работоспособности и безопасности управляемого снаряда в разогретых предельными режимами стрельбы стволах калибра 120 мм. А.Г. Шипунов, Ю.С. Швыкин, А.Ю. Шишков, О.А. Корнев, М.В. Нагорный	148

СЕКЦИЯ 5. Взрыв, удар, защита

5.1. Проникание ударников из высокопористых сплавов на основе системы «вольфрам – 3d металл» в стальные преграды.

С.А. Афанасьева, Ю.А. Бирюков, Н.Н. Белов, В.В. Буркин, А.Н. Ищенко, А.Н. Табаченко, Н.Т. Югов 150

5.2. Высокоскоростное взаимодействие тонкого металлического тела с водой и металлической преградой.

С.А. Афанасьева, В.А. Бураков, В.В. Буркин, Е.Н. Зыков, А.Н. Ищенко, А.А. Родионов, М.В. Хабибуллин154

5.3. Исследование динамических механических свойств высокопористого алюминиевого сплава на основе теста Тейлора.

Г.В. Белов, А.П. Гусаров, В.А. Марков, А.Ф. Овчинников, В.И. Пусев, В.В. Селиванов, М.Ю. Сотский 157

5.4. Возможные механические эквиваленты конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков летательных аппаратов.

Г.В. Белов, В.А. Марков, В.И. Пусев, В.В. Селиванов 161

5.5. Численное моделирование взаимодействия стержней с ребристыми пластинами

А.В. Герасимов, С.В. Пашков 164

5.6. Численный анализ процесса взаимодействия комбинированных ударников с преградами.

В.П. Глазырин, Ю.Н. Орлов 168

5.7. Анализ возможности развития теплового взрыва в боеприпасах при длительном хранении при наличии сезонных температурных колебаний.

В.А. Горельский, К.Н. Жильцов169

5.8. Особенности формирования и структура кумулятивной струи из порошковой облицовки.

Н.А. Макаровец, В.В. Гаевский, И.А. Севостьянов173

5.9. К вопросу о демпфирующих и амортизирующих свойствах материалов и конструкций.

В.А. Марков, В.И. Пусев, В.В. Селиванов 175

5.10. Исследование динамических механических свойств среды с применением технологии акселерометрии в усложненных условиях ее реализации.

М.Ю. Сотский, В.А. Велданов, В.И. Пусев, А.М. Ручко, В.А. Марков, С.В. Федоров, Ю.М. Сотский 179

5.11. Техническое предложение для применения технологии акселерометрии в условиях стендовых ограничений.
М.Ю. Сотский, В.А. Велданов, В.И. Пусев, А.М. Ручко, В.А. Марков, С.В. Федоров, Ю.М. Сотский 180

СЕКЦИЯ 6. Эффективность действия

6.1. Использование металл-фторопластовых композитов в малокалиберных боеприпасах ударно-проникающего действия.
В.В. Алексеев, Р.У. Есиев, А.И. Малкин, В.Б. Яшин184

6.2. Эффективность ВТО в ближней тактической зоне.
И.О. Артамонов, Р.А. Рябцев 187

6.3. Использование имитационной модели в оценке эффективности стрельбы для различных вариантов подготовки и ведения огня.
Д.А. Бормоткина, А.К. Абдуллин, М.В. Жарков 188

6.4. Разработка методического аппарата для оценки эффективности применения крылатых ракет по групповым морским целям в условиях противодействия. **А.А. Зайцев, Ю.А. Малов**190

6.5. Экспериментальное и численное исследование высокоскоростного проникания стержней из ВНЖ в алюминиевые мишени.
А.Г. Иоилев, А.А. Краюхин, Г.Ф. Копытов, В.Н. Лаптенков, А.П. Снопков, А.Л. Стадник191

6.6. Основные направления повышения точности стрельбы реактивных систем залпового огня. **Н.А. Макаровец, А.И. Устинкин, О.Л. Захаров, И.В. Князева** 192

6.7. О методах повышения эффективности и качества кассетных боеприпасов с большим количеством боевых элементов.
Н.А. Макаровец, Г.А. Денежкин, В.И. Козлов, Б.Э. Кэрт194

6.8. К вопросу эффективного практического применения 5,45-мм подводно-надводного автомата «морской лев» при выполнении специальных антитеррористических задач.
А.В. Шевченко, Д.И. Чистёхин 195

Оригинал-макет оформлен при техническом содействии
Учебно-научно-производственного центра
компьютерных технологий
(ООО «УНПЦ КОМТЕХ»),
190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1.
E-mail: Kert@mail.ru
Компьютерное форматирование и верстка Е.В. Петрова

Подписано в печать 20.06.2012. Формат 60x84/16. Бумага документная.
Печать трафаретная. Усл. печ. л.12,875. Тираж 150 экз. Заказ №128.
Балтийский государственный технический университет.
190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1.