

Министерство образования и науки РФ
Российская академия ракетных и артиллерийских наук
Национальный комитет по тепломассообмену РАН
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
ОАО «НПО «Сплав»
ОАО «НПО «Прибор»
Испытательный полигон «Ржевка» ВМФ МО РФ



ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

III Всероссийская научно-техническая конференция

2 – 6 июля 2012 года, Санкт-Петербург

СБОРНИК ТРУДОВ

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №22

Санкт-Петербург
2014

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 трудов. / Под ред. Б.Э. Кэрта; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2014. – 274 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 22)
ISBN 978-5-85546-804-5

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

Под общей редакцией
чл.-корр. РАН, д-ра техн. наук, проф. Б.Э. Кэрта

Технический редактор сборника
Е.В. Петрова

Ответственный редактор журнала «Военмех. Вестник БГТУ»
М.Н. Охочинский

В СООТВЕТСТВИИ С ПОСТАНОВЛЕНИЕМ ПРАВИТЕЛЬСТВА РФ от 20 июня 2011г., №475, к опубликованным работам, отражающим основные научные результаты диссертаций, ПРИРАВНИВАЮТСЯ работы, опубликованные в материалах всесоюзных, всероссийских и международных конференций и симпозиумов.

<http://правительство.рф/gov/results/15694>

(п.10 Постановления)

Публикуется в авторской редакции

ISBN 978-5-85546-804-5

© БГТУ, 2014
© ООО «УНПЦ Комтех», 2014
© Авторы, 2014

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 ФНИЦ «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 "ФНИЦ "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, О.Ф. Андрушин, И.О. Артамонов, В.Г. Баженов, А.А. Берлин, В.М. Буренок, А.В. Вагин, В.И. Вареница, Н.М. Вареных, В.И. Волчихин, В.С. Вишневецкий, Г.А. Денежкин, К.С. Дубов, С.В. Еремин, А.В. Забродин, Г.И. Закаменных, В.В. Зеленцов, А.А. Каллистов, В.М. Кашин, В.Е. Костюков, Ю.А. Круглов, В.М. Крылов, А.И. Леонтьев, А.М. Липанов, Л.Н. Лысенко, Н.А. Макаровец, В.Ю. Мелешко, Ю.М. Милехин, Ю.М. Михайлов, Г.М. Муратшин, Ю.А. 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, Г.Н. Рыкованов, В.А. Садовничий, М.К. Сапего, Л.М. Самсонов, В.В. Селиванов, М.В. Сильников, И.М. Смирнов, В.С. Соловьев, И.В. Степанов, 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, С.Д. Ваулин, 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.А. Могилев, Н.В. Могильников, Н.А. Остапенко, Г.Я. Павловец, Н.Н. Пилюгин, В.А. Пинчук, Е.П. Поляков, В.А. Самсонов, Е.Н. Семашкин, 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, 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 ЛМЗ им. К.Либкнехта;
ОАО «НИИИ»;
ОАО «НИИ Точной механики»;
ОАО «НПО «Прибор»;
ОАО «НПО «Сплав»;
ОАО «НПП «Старт»;
ОАО «ФНПЦ НИИ Прикладной Химии»;
ООО «УНПЦ Комтех»
ФГУП «КБ «Арсенал»;
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»;

Ю.А. Набоков, ген. директор ОАО ЛМЗ им. К.Либкнехта;

И.М. Смирнов, ген. директор ОАО «НИИИ»;

К.С. Дубов, ген. директор ОАО «НИИ Точной механики»;

О.Т. Чижевский, ген. директор и ген. конструктор ОАО «НПО «Прибор»;

Н.А. Макаровец, ген. директор и ген. конструктор ОАО «НПО «Сплав»;

Г.М. Муратшин, ген. директор ОАО НПП «Старт»;

Н.М. Вареных, ген. директор ОАО ФНПЦ «НИИ прикладной химии»;

М.К. Сапего, ген. директор и ген. конструктор ФГУП «КБ «Арсенал»;

В.Е. Костюков, директор ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ»;

Ю.М. Милехин, ген. директор и ген. конструктор 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 г.), Проблемы баллистики (2004., 2006 г.)). 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 ракетных и артиллерийских наук, Российской академии наук (Национальный комитет по тепломассообмену РАН). 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 была посвящена восьмидесятилетию со дня основания «Военмеха» и кафедры «Средства поражения и боеприпасы». В рамках конференции состоялось заседание Отделения №3 «Боеприпасы и специальные средства поражения» РАН под руководством первого вице-президента – главного ученого секретаря РАН академика А.А. Каллистова и руководителя отделения академика О.Т. Чижевского.

В настоящем томе представлены труды конференции, изданные в дополнение к ранее изданным материалам докладов в 2-х томах.

Председатель оргкомитета конференции,
Член - корреспондент РАН,
Д.т.н., профессор



Б.Э. Кэрт

« Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2012 »

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 1

Внешняя баллистика



ВЛИЯНИЕ СИЛ МАГНУСА НА ПОЛЕТ УПРАВЛЯЕМОГО 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 рисунке 1.

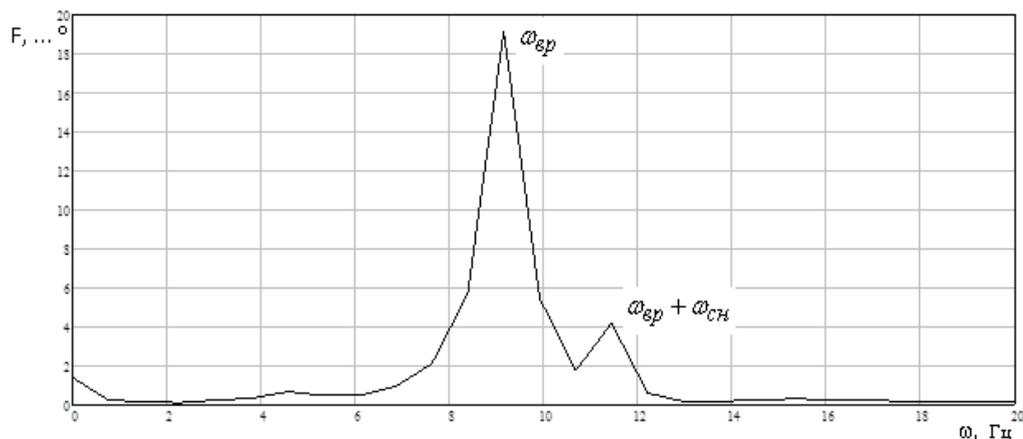


Рис. 1. Спектр сигнала, определяющего положение оси снаряда в связанной со снарядом вращающейся по крену системе координат

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: $\delta \approx \frac{r}{\sqrt{Re}}$, где Re – число Рейнольдса; r – радиус цилиндра [1]. Давление со стороны, где скорости потока и вращения цилиндра совпадают, уменьшается, а со стороны, где они противоположны, – увеличивается, при этом появляется поперечная сила [2,3,4], направленная в сторону уменьшения дав-

ления (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). Формирование дополнительных углов атаки и скольжения, обусловленных эффектом Магнуса для оперенных снарядов, поясняет рисунок 2.

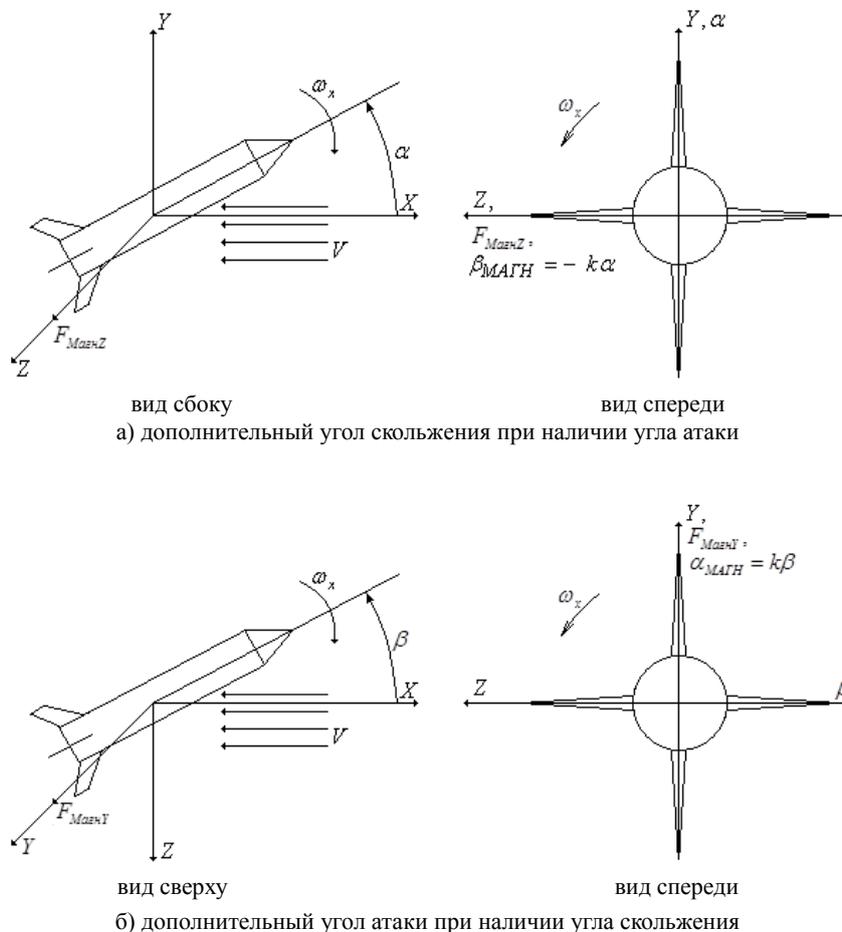


Рис. 2. Формирование дополнительных углов скольжения: а) и атаки б) от силы Магнуса.

Момент и сила Магнуса определяются в соответствии с зависимостями:

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

где $k_{M\text{Магн}}$, $k_{F\text{Магн}}$ – 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:

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

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

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

$$\mu(y) = \mu_0 \frac{T_0 + C}{T(y) + C} \cdot \left(\frac{T(y)}{T_0} \right)^{3/2};$$

где μ_0 – 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.

Температура и плотность воздуха в стандартной артиллерийской атмосфере определяются в соответствии с зависимостями:

$$T(y) = T_{(y=0)} - by, \text{ где } b = 0.00628^\circ/\text{м};$$

$$\rho(y) = \frac{35.52}{T(y)} \cdot P(y); \text{ где } P(y) \text{ – относительное атмосферное давление, определяемое в}$$

соответствии с зависимостью:

$$P(y) = P(0) \left(1 + \frac{0.006328 \cdot y}{T(y)} \right)^{\frac{-1}{0.006328 \cdot 29.27}},$$

где $P(0)$ – относительное атмосферное давление на уровне моря, равное 1.0.

Приведенные зависимости позволяют определить кинематическую вязкость воздуха в виде: $\sqrt{\nu(y)} \approx \sqrt{\nu(0)}(1 + 0.000048y)$.

Коэффициент Магнуса k при этом определяется в соответствии с зависимостью:

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

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:

$$\ddot{\theta} + a_1 \dot{\theta} + a_2(\alpha + k\beta) = a_3 \delta_e;$$

$$\ddot{\psi} + a_1 \dot{\psi} + a_2(\beta - k\alpha) = a_3 \delta_e;$$

$$\dot{\theta} = a_4(\alpha + k\beta);$$

$$\dot{\psi} = a_4(\beta - k\alpha);$$

$$\theta = \vartheta - \alpha;$$

$$\psi = \varphi - \beta,$$

где δ_y, δ_z – 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 возник бы снос снаряда в горизонтальной плоскости, что при стрельбовых испытаниях не наблюдается.

Структурная схема снаряда при наличии перекрестной связи приведена на рисунке 3.

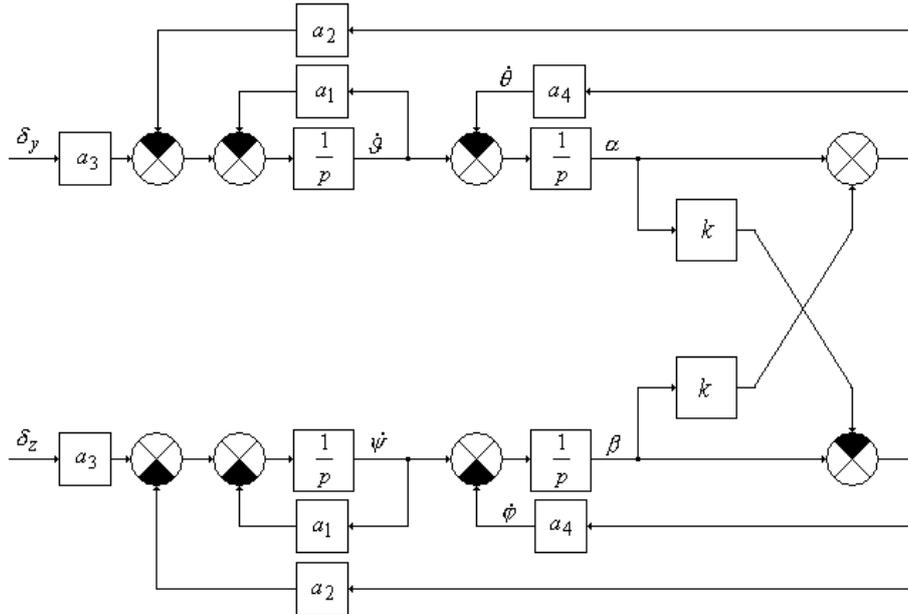


Рис. 3. Структурная схема с учетом перекрестных связей

В комплексных координатах, равных

$$\bar{\delta} = \delta_y + j\delta_z, \quad \bar{\alpha} = \alpha + j\beta, \quad \bar{\vartheta} = \vartheta + j\psi, \quad \bar{\theta} = \theta + j\varphi,$$

структурная схема планера примет вид, приведенный на рисунке 4.

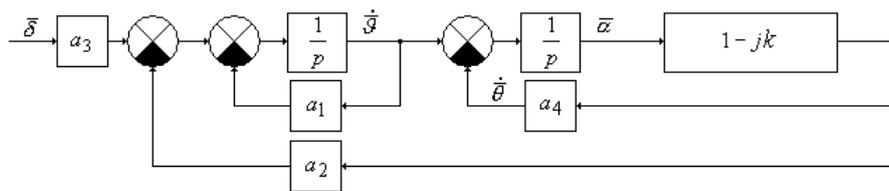


Рис. 4. Структурная схема планера в комплексных координатах

Если рассматривать планер как систему с обратной связью, то передаточная функция «разомкнутого» планера имеет вид:

$$W_{раз}(p) = \frac{a_2}{\left(\frac{p}{a_1} + 1\right) \left(\frac{p}{a_4(1-jk)} + 1\right)}.$$

В передаточную функцию $W_{раз}(p)$ входит звено с комплексным коэффициентом

$$W_1(p) = \frac{1}{\frac{p}{a_4(1-jk)} + 1},$$

Частотные характеристики звена $W_1(p)$, а также (для сравнения) звена приведены на рисунке 5.

$$W_0(p) = \frac{1}{\frac{p}{a_4} + 1}$$

Из рисунка 5 видно, что амплитудная характеристика звена $W_1(p)$ отличается от амплитудной характеристики апериодического звена $W_0(p)$ несущественно. Фазовые характеристики звеньев $W_1(p)$ и $W_0(p)$ практически совпадают при $|\omega| \ll a_4$, при $|\omega| \gg a_4$ фазовая характеристика звена $W_1(p)$ смещена по оси ординат на $-\arctg k$ (для отрицательных частот ФЧХ построена со знаком «минус», поэтому график смещен на $+\arctg k$). На некоторой частоте, имеющей тот же знак, что и коэффициент k , фазовая характеристика «разомкнутого» планера достигает -180° для положительных частот или $+180^\circ$ для отрицательных частот.

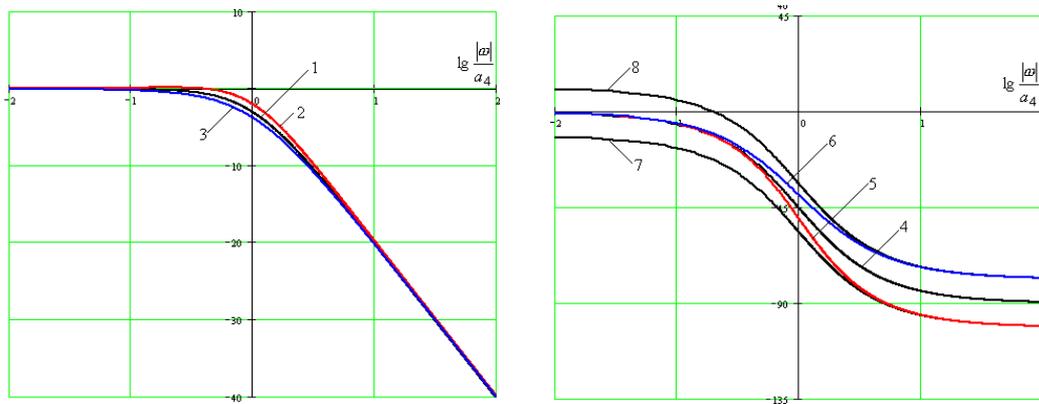


Рис. 5. Частотные характеристики звена с комплексным коэффициентом $W_1(p)$ и обычного апериодического звена $W_0(p)$

- 1) $20\lg|W_0(j\omega)|$; 2) $20\lg|W_1(j\omega)|, \omega > 0$; 3) $20\lg|W_1(j\omega)|, \omega < 0$;
- 4) $\arg W_0(j\omega)$; 5) $\arg W_1(j\omega), \omega > 0$; 6) $-\arg W_1(j\omega), \omega < 0$;
- 7) $\arg W_0(j\omega) - \arctg k$; 8) $\arg W_0(j\omega) + \arctg k$.

На рисунке 6 показаны частотные характеристики «разомкнутого» планера, соответствующие критическому случаю, когда фазовая характеристика достигает -180° на частоте среза амплитуды. Амплитудная характеристика построена при $k = 0$, т.к. коэффициент k влияет на нее несущественно. Фазовая характеристика построена для положительных частот при положительном k , для отрицательных частот - при отрицательном k .

Поскольку частота среза амплитуды приблизительно равна $\pm\sqrt{a_2}$, приближенное критическое значение коэффициента k можно получить из условия:

$$\arg W_{pas}(j\sqrt{a_2}) = -180^\circ \text{ для положительных частот при } k > 0;$$

$$\arg W_{pas}(-j\sqrt{a_2}) = 180^\circ \text{ для отрицательных частот при } k < 0.$$

В первом случае имеем:

$$\arg W_{pas}(j\sqrt{a_2}) \approx -\arctg \frac{\sqrt{a_2}}{a_1} - \arctg \frac{\sqrt{a_2}}{a_4} - \arctg k = -180^\circ.$$

$$\text{Так как } k \ll 1, \frac{\sqrt{a_2}}{a_1} \gg 1, \frac{\sqrt{a_2}}{a_4} \gg 1$$

$$\arctg k \approx k; \arctg \frac{\sqrt{a_2}}{a_1} \approx 90^\circ - \frac{a_1}{\sqrt{a_2}}; \arctg \frac{\sqrt{a_2}}{a_4} \approx 90^\circ - \frac{a_4}{\sqrt{a_2}},$$

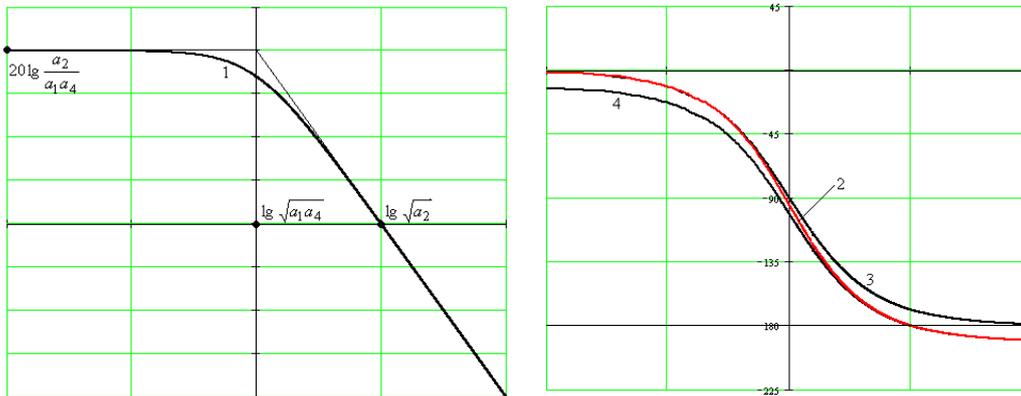


Рис. 6. Частотные характеристики разомкнутого планера

- 1) амплитудная характеристика;
- 2) фазовая характеристика при $k \neq 0$, для частот того же знака, что и k ;
- 3) фазовая характеристика при $k = 0$;
- 4) фазовая характеристика при $k = 0$, смещенная на $-\arctg |k|$.

Положительное критическое значение k :

$$k_{кр+} \approx \frac{a_1 + a_4}{\sqrt{a_2}} \approx 2\xi, \text{ где } \xi = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}, \text{ – коэффициент собственного демпфирования планера.}$$

планера.

Таким образом, если коэффициент перекрестной связи k по модулю превышает 2ξ , планер является неустойчивым. 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.

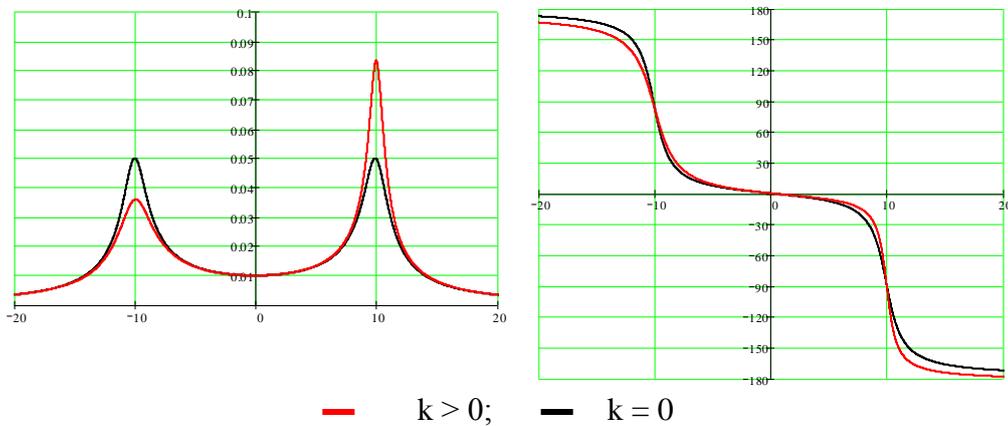
Передаточная функция «замкнутого» снаряда при наличии перекрестной связи примет вид:

$$W_{\bar{\alpha}}(j\omega) = \frac{K_{сн}\tau_{сн}}{j\omega(T_{сн}^2(j\omega)^2 + 2\xi_{сн}T_{сн}j\omega + 1)}, \quad \text{где } K_{сн} = \frac{a_3a_4}{a_2 + a_1a_4};$$

$$T_{сн} = \frac{1}{\sqrt{(1-jk)(a_2 + a_1a_4)}}; \quad \xi_{сн} = \frac{a_1 + a_4(1-jk)}{2\sqrt{(1-jk)(a_2 + a_1a_4)}};$$

$K_{сн}$, $T_{сн}$, $\tau_{сн}$, $\xi_{сн}$ – коэффициент передачи, постоянные времени и коэффициент собственного демпфирования планера.

На рисунке 7 приведены частотные характеристики «замкнутого» снаряда при $k = 0$ и $k > 0$. При отличном от нуля коэффициенте k амплитудно-частотные характеристики снаряда несимметричны относительно нулевой частоты, что и приводит к несимметрии спектров.



— $k > 0$; — $k = 0$

Рис. 7. Частотные характеристики «замкнутого» снаряда.

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

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

где K_{pn} , K_{δ} – коэффициенты рулевого привода и обратной связи по угловой скорости оси снаряда.

Структурная схема системы «планер – ДУС – рулевой привод» при охвате обратной связью по угловой скорости снаряда приведена на рисунке 8.

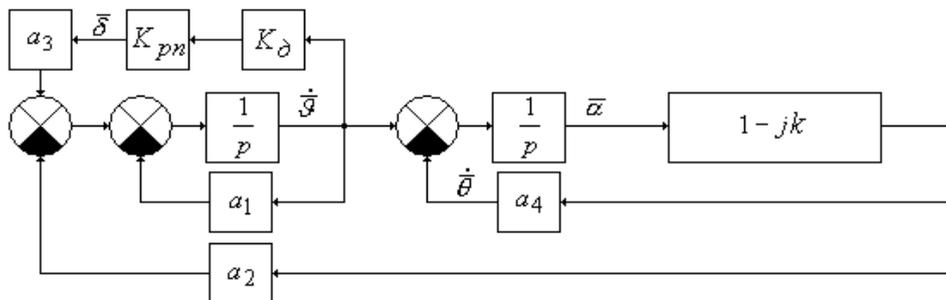


Рис.8. Структурная схема системы при охвате обратной связью по угловой скорости оси снаряда.

Таким образом, стрельбовые испытания артиллерийских снарядов позволили 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.

Библиографический список

1. *Алешкевич В.А., Деденко Л.Г., Караваяев В.А.* Механика сплошных сред. Лекции, издательство Физического факультете МГУ, 1998. Электронный ресурс.
2. *Дмитриевский А.А.* Внешняя баллистика, М.: Машиностроение, 1991 С. 72 – 73.
3. *Платоу Р.* «Эффект Магнуса на оперенных и неоперенных снарядах» в журнале «Ракетная техника и космонавтика», 1965 г. №1.С. 42 – 51.
4. *Бентон Е.* «Эффект Магнуса на оперенных снарядах при сверхзвуковых скоростях» в журнале «Ракетная техника и космонавтика», 1964г., №1. Стр. 197 – 199с.

**ОЦЕНКА ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ В ЦЕНТРЕ МАСС НЛА
ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ**

Б.В. СУМИН, А.П. ШАНИН

*ФГУП «Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики им. академ. Е.И. Забабахина»
456770, Снежинск, ул.Васильева д.13, а/я 245,
тел. (35146)55183, E-mail kb2@vniitf.ru*

Введение

Подтверждение динамических характеристик разрабатываемых НЛА осуществляется экспериментально по измерениям ускорений (перегрузок) и угловых скоростей.

С целью решения задачи анализа динамики полета, в том числе приведения результатов измерений акселерометров к центру масс НЛА, рассмотрим различные варианты совместной обработки показаний акселерометров и датчиков угловых скоростей (ДУС).

Основные соотношения

Соотношения для расчета составляющих ускорения в центре масс НЛА как твердого тела имеют вид [1]:

$$\begin{cases} a_{x_0} = a_x + \left[z(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) + y(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) - x(\omega_y^2 + \omega_z^2) \right]; \\ a_{y_0} = a_y + \left[x(\omega_y \omega_x + \varepsilon_z) + z(\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) - y(\omega_x^2 + \omega_z^2) \right]; \\ a_{z_0} = a_z + \left[y(\omega_y \omega_z + \varepsilon_x) + x(\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) - z(\omega_y^2 + \omega_x^2) \right]. \end{cases} \quad (1)$$

Поскольку реально в одной и той же точке нельзя измерить все три составляющие ускорения, систему (1) следует переписать в виде:

$$\begin{cases} a_{x_0} = a_{x1} + \left[z_1(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) + y_1(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) - x_1(\omega_y^2 + \omega_z^2) \right]; \\ a_{y_0} = a_{y2} + \left[x_2(\omega_y \omega_x + \varepsilon_z) + z_2(\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) - y_2(\omega_x^2 + \omega_z^2) \right]; \\ a_{z_0} = a_{z3} + \left[y_3(\omega_y \omega_z + \varepsilon_x) + x_3(\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) - z_3(\omega_y^2 + \omega_x^2) \right], \end{cases} \quad (2)$$

где индексы 1, 2, 3 означают координаты установки датчиков, измеряющих ускорение вдоль

осей OX , OY , OZ связанной системы координат (ССК), соответственно.

Анализ исходных данных

Пусть имеется следующая измерительная аппаратура на борту НЛА – ДУСы и акселерометры, измеряющие угловые скорости и ускорения в ССК.

Необходимо оценить составляющие ускорений a_{x0} , a_{y0} , a_{z0} в связанной системе координат в центре масс НЛА.

Рассмотрим ниже возможные варианты объемов исходной информации для решения поставленной задачи:

Вариант 1: три акселерометра (по одному на каждую ось ССК) и три ДУСа;

В этом случае неизвестные значения угловых ускорений оцениваются по показаниям датчиков угловых скоростей, что возможно лишь при достаточных частоте опроса датчиков и точности измерений. Тогда в системе из трех уравнений (2) остается три неизвестных – составляющие ускорения в центре масс НЛА.

С другой стороны, из системы (2) можно исключить производные угловых скоростей определенным выбором координат установки акселерометров. Тогда искомые параметры a_{x0} , a_{y0} , a_{z0} легко вычисляются. Однако в этом случае накладываются очень жесткие требования на координаты установки акселерометров и техническое решение становится практически невыполнимым.

Вариант 2: шесть акселерометров (по два на каждую ось ССК) и три ДУСа;

По аналогии оцениваются неизвестные значения угловых ускорений по показаниям ДУС. Тогда для оценки составляющих ускорения в центре масс составляется переопределенная СЛАУ из шести уравнений с тремя неизвестными, что увеличивает точность определения параметров в том числе и угловых ускорений.

С другой стороны неизвестные значения составляющих ускорения в центре масс и угловых ускорений определяются путем решения системы из шести линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) с шестью неизвестными. При этом значения составляющих ускорения в центре масс НЛА определяются достаточно точно, а значения угловых ускорений нет. Указанный случай будет рассмотрен ниже.

Вариант 3: девять акселерометров (по три на каждую ось ССК) и три ДУСа;

В этом случае решается переопределенная СЛАУ из девяти уравнений с шестью неизвестными, что, как известно, позволяет достичь более точных результатов.

Вариант 4: двенадцать акселерометров, ДУСы отсутствуют;

Размещение на борту НЛА двенадцати или более акселерометров позволяет отказаться от установки ДУСов и определять угловые скорости при решении СЛАУ из n уравнений (n – количество акселерометров) с двенадцатью неизвестными. Угловые скорости в данном случае входят нелинейно в виде комбинаций ($\omega_x\omega_y$, $\omega_x\omega_z$, $\omega_y\omega_z$, $\omega_x^2 + \omega_y^2$, $\omega_x^2 + \omega_z^2$, $\omega_y^2 + \omega_z^2$). Такой вариант предпочтителен при применении малогабаритных датчиков, например триад микроэлектро-механических систем (МЭМС).

Таким образом, решение задачи оценки составляющих ускорения в центре масс НЛА при различном сочетании объемов измерений сводится к следующим основным способам:

- независимой оценке угловых ускорений по показаниям ДУС, вычислению составляющих ускорения в центре масс НЛА только по показаниям акселерометров;
- формированию и решению СЛАУ относительно неизвестных составляющих уско-

рения в центре масс НЛА и угловых ускорений;

– специальному выбору координат расположения акселерометров с целью исключения из уравнений (1) слагаемых, определяемых угловыми скоростями и ускорениями.

Оценка угловых ускорений

Рассмотрим решение задачи для случая, когда имеются показания ДУСов с целью получения оценки угловых ускорений $\varepsilon_x(t)$, $\varepsilon_y(t)$, $\varepsilon_z(t)$ по дискретно заданным функциям $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$. Возможны следующие способы решения:

1. Производные $\varepsilon_x(t)$, $\varepsilon_y(t)$, $\varepsilon_z(t)$ определяются численным дифференцированием исходных функций $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$, заданных на множестве дискретных и, вообще говоря, неравномерно отстоящих точек. Например, в работе [2] представлены соотношения для аппроксимации производных дискретно заданных функций с неравномерным шагом на основе разделенных разностей:

$$f'_0 \approx (1 + \mu_1) \frac{f_1 - f_0}{h_0} - \mu_1 \frac{f_2 - f_1}{h_1};$$

$$f'_i \approx \lambda_i \frac{f_i - f_{i-1}}{h_{i-1}} + \mu_i \frac{f_{i+1} - f_i}{h_i}, \quad i = 1, 2, \dots, N-1;$$

$$f'_N \approx -\lambda_{N-1} \frac{f_{N-1} - f_{N-2}}{h_0} + (1 + \lambda_{N-1}) \frac{f_N - f_{N-1}}{h_{N-1}},$$

где $\mu_i = h_{i+1}(h_i + h_{i-1})^{-1}$, $\lambda_i = 1 - \mu_i$ – весовые множители, $h_i = t_{i+1} - t_i$ – шаг сетки по аргументу.

Следует учитывать, что при определенных условиях численное дифференцирование дискретных функций может дать совершенно бессмысленные результаты по следующим причинам. Первая причина связана с наличием шумовой компоненты в экспериментальных данных. Вторая причина обусловлена тем, что даже в случае, когда интерполяционный многочлен хорошо аппроксимирует дискретную функцию, его производные могут существенно отличаться от производных аппроксимируемой функции.

2. Оценку производных можно произвести с использованием кубических сплайнов дефекта 1 [2]; в результате чего будут получены производные первого и второго порядков, обладающие свойством непрерывности в узлах дискретно заданной функции. Кубические сплайны дефекта 1 являются дважды непрерывно дифференцируемыми функциями. Хорошие аппроксимативные свойства кубических сплайнов в сочетании с простотой реализации на ЭВМ сделали их эффективным средством решения самых разнообразных прикладных задач.

К достоинствам кубических сплайнов следует отнести свойство локальности – алгоритм вычисления сплайна устойчив к ошибкам входных данных. Более того, в [2] рекомендуется не использовать слишком "густые" сетки при наличии ошибок в исходной функции, что в нашем случае означает ограничение сверху по частоте опроса датчиков угловых скоростей.

Формирование и решение СЛАУ

Рассмотрим решение задачи для случая, когда имеются показания шести акселерометров и трех ДУСов.

Система линейных алгебраических уравнений имеет вид:

$$\begin{cases} a_{x_0} = a_{x1} + \left[z_1 (\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) + y_1 (\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) - x_1 (\omega_y^2 + \omega_z^2) \right]; \\ a_{y_0} = a_{y2} + \left[x_2 (\omega_y \omega_x + \varepsilon_z) + z_2 (\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) - y_2 (\omega_x^2 + \omega_z^2) \right]; \\ \dots \\ a_{z_0} = a_{z6} + \left[y_6 (\omega_y \omega_z + \varepsilon_x) + x_6 (\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) - z_6 (\omega_y^2 + \omega_x^2) \right], \end{cases} \quad (3)$$

матрица системы равна

$$A = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_1 & -y_1 \\ 0 & 1 & 0 & -z_2 & 0 & -x_2 \\ 0 & 0 & 1 & -y_3 & -x_3 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & z_4 & -y_4 \\ 0 & 1 & 0 & -z_5 & 0 & -x_5 \\ 0 & 0 & 1 & -y_6 & -x_6 & 0 \end{vmatrix}.$$

Детерминант матрицы равен

$$\det A = (x_3 - x_6)(y_1 - y_4)(z_2 - z_5) - (x_2 - x_5)(y_3 - y_6)(z_1 - z_4). \quad (4)$$

Существование и единственность решения, обеспечиваемое неравенством нулю детерминанта матрицы, обеспечивается при условии

$$\frac{(x_3 - x_6)(y_1 - y_4)(z_2 - z_5)}{(x_2 - x_5)(y_3 - y_6)(z_1 - z_4)} \neq 1. \quad (5)$$

Предполагая, что имеются координаты установки первых трех датчиков ускорений, запишем условие равенства нулю детерминанта системы для оставшихся трех датчиков – это координаты "запрещенных" точек:

$$\frac{(x_3 - x)(y_1 - y)(z_2 - z)}{(x_2 - x)(y_3 - y)(z_1 - z)} = 1. \quad (6)$$

Уравнение поверхности, в точках которой нельзя устанавливать датчики, имеет вид

$$(x_3 - x)(y_1 - y)(z_2 - z) = (x_2 - x)(y_3 - y)(z_1 - z). \quad (7)$$

Это поверхность второго порядка. Например, для случая расположения первых трех датчиков с координатами $y_1 = 0,1$ м; $z_1 = 0,05$ м; $x_2 = -0,5$ м; $z_2 = -0,03$ м; $x_3 = 0,3$ м; $y_3 = -0,01$ м, вид поверхности представлен на рисунке 1.

Система (3) может быть приведена к более простому виду трех линейных уравнений с тремя неизвестными – составляющими угловых ускорений $\varepsilon_x(t)$, $\varepsilon_y(t)$, $\varepsilon_z(t)$. Вычитая из первого уравнения четвертое, из второго – пятое и из третьего – шестое, получим

$$\begin{cases} (-z_1 + z_4)\varepsilon_y + (y_1 - y_4)\varepsilon_z = R_{x14} ; \\ (-x_2 + x_5)\varepsilon_z + (z_2 - z_5)\varepsilon_x = R_{y25} ; \\ (-y_3 + y_6)\varepsilon_x + (x_3 - x_6)\varepsilon_y = R_{z36} . \end{cases} \quad (8)$$

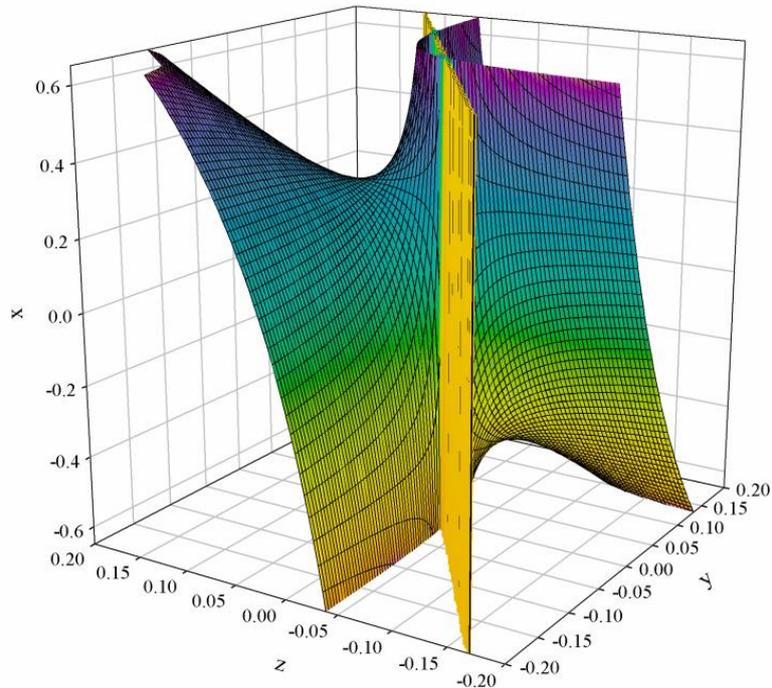


Рис. 1. Поверхности "запрещенных" координат установки акселерометров

В (8) обозначено

$$\begin{cases} R_{x14} = a_{x1} - a_{x4} + [(z_1 - z_4)\omega_x\omega_z + (y_1 - y_4)\omega_x\omega_y - (x_1 - x_4)(\omega_y^2 + \omega_z^2)] ; \\ R_{y25} = a_{y2} - a_{y5} + [(x_2 - x_5)\omega_x\omega_y + (z_2 - z_5)\omega_y\omega_z - (y_2 - y_5)(\omega_x^2 + \omega_z^2)] ; \\ R_{z36} = a_{z3} - a_{z6} + [(y_3 - y_6)\omega_x\omega_y + (x_3 - x_6)\omega_y\omega_z - (z_3 - z_6)(\omega_x^2 + \omega_y^2)] . \end{cases}$$

Матрица системы равна

$$A' = \begin{vmatrix} z_1 - z_4 & 0 & -x_1 + x_4 \\ -y_2 + y_5 & x_2 - x_5 & 0 \\ 0 & -z_3 + z_6 & y_3 - y_6 \end{vmatrix}, \quad (9)$$

а детерминант матрицы совпадает с детерминантом матрицы полной системы.

Существование и единственность решения системы (8) обеспечивается при условии $\det A' \neq 0$.

После определения угловых ускорений, составляющие ускорения в центре масс НЛА вычисляются с использованием уравнений системы (8).

Частный случай

Рассмотрим вариант установки датчиков «специальным» образом. Соотношения для расчета составляющих ускорения в произвольной точке НЛА как твердого тела имеют вид (1). Обозначим показания шести датчиков ускорений с привязкой их к координатам как

$$a_{x_1}(x_1, y_1, z_1); a_{x_2}(x_2, y_2, z_2); a_{y_3}(x_3, y_3, z_3);$$

$$a_{y_4}(x_4, y_4, z_4); a_{z_5}(x_5, y_5, z_5); a_{z_6}(x_6, y_6, z_6).$$

Рассмотрим первую пару датчиков, измеряющих ускорение по продольной координате (оси ОХ).

$$\begin{cases} a_{x_1} = a_{x_0} - z_1(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) - y_1(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) + x_1(\omega_y^2 + \omega_z^2); \\ a_{x_2} = a_{x_0} - z_2(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) - y_2(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) + x_2(\omega_y^2 + \omega_z^2). \end{cases} \quad (10)$$

Вычитая из первого уравнения второе, получим

$$\Delta a_x = -(z_1 - z_2)(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) - (y_1 - y_2)(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) + (x_1 - x_2)(\omega_y^2 + \omega_z^2).$$

Предположим, что для каждой пары датчиков координаты установки пропорциональны:

$$\frac{x_1}{x_2} = \frac{y_1}{y_2} = \frac{z_1}{z_2} = k + 1. \quad (11)$$

Тогда

$$\frac{a_{x_1} - a_{x_2}}{k} = -z_2(\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) - y_2(\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) + x_2(\omega_y^2 + \omega_z^2).$$

Подставляя полученное выражение в систему уравнений (10), получим

$$a_{x_0} = a_{x_2} - \frac{\Delta a_x}{k}. \quad (12)$$

Условие пропорциональности координат установки (11) означает, что первый и второй датчики должны находиться на прямой, проходящей через центр масс НЛА.

Рассмотрим вторую и третью пары датчиков, измеряющих ускорения по поперечным координатам ОУ и ОZ, соответственно и предполагая, что для каждой пары датчиков координаты установки пропорциональны

$$\frac{x_3}{x_4} = \frac{y_3}{y_4} = \frac{z_3}{z_4} = m + 1; \quad (13)$$

$$\frac{x_5}{x_6} = \frac{y_5}{y_6} = \frac{z_5}{z_6} = p + 1, \quad (14)$$

Проводя аналогичные преобразования, получим

$$a_{y_0} = a_{y_4} - \frac{a_{y_3} - a_{y_4}}{m}; \quad (15)$$

$$a_{z_0} = a_{z_6} - \frac{a_{z_5} - a_{z_6}}{p}. \quad (16)$$

$$\text{где } \frac{x_3}{x_4} = \frac{y_3}{y_4} = \frac{z_3}{z_4} = m + 1; \quad \frac{x_5}{x_6} = \frac{y_5}{y_6} = \frac{z_5}{z_6} = p + 1.$$

Условия пропорциональности координат установки (13, 14) означают, что оси чувствительности второй и третьей пары датчиков должны быть расположены на прямых, проходящих через центр масс НЛА.

Таким образом, если координаты установки датчиков удовлетворяют условиям (11, 13, 14), то по соотношениям (12, 15, 16) можно оценить проекции суммарного вектора уско-

рения в центре масс НЛА на оси ССК по показаниям шести датчиков при отсутствии изменений по угловым скоростям.

Следует отметить, что аналитическое решение (12, 15, 16) не нуждается в проверке численным моделированием.

Использование МЭМС

Рассмотрим применение триад микроэлектромеханических систем (МЭМС) [3], так как в силу их малых габаритно-весовых характеристик можно установить 4 и более триад.

$$\begin{cases} a_{x_0} - \left[z_1 (\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) + y_1 (\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) - x_1 (\omega_y^2 + \omega_z^2) \right] = a_{x1}; \\ a_{y_0} - \left[x_2 (\omega_y \omega_x + \varepsilon_z) + z_2 (\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) - y_2 (\omega_x^2 + \omega_z^2) \right] = a_{y2}; \\ a_{z_0} - \left[y_3 (\omega_y \omega_z + \varepsilon_x) + x_3 (\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) - z_3 (\omega_y^2 + \omega_x^2) \right] = a_{z3}; \\ \dots \\ a_{x_0} - \left[z_{i-2} (\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) + y_{i-2} (\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) - x_{i-2} (\omega_y^2 + \omega_z^2) \right] = a_{xi-2}; \\ a_{y_0} - \left[x_{i-1} (\omega_y \omega_x + \varepsilon_z) + z_{i-1} (\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) - y_{i-1} (\omega_x^2 + \omega_z^2) \right] = a_{yi-1}; \\ a_{z_0} - \left[y_i (\omega_y \omega_z + \varepsilon_x) + x_i (\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) - z_i (\omega_y^2 + \omega_x^2) \right] = a_{zi} \end{cases}$$

Это система из $3n$ уравнений (n количество триад ≥ 4) с 12 неизвестными. Запишем систему в виде

$$AX = R,$$

где A – матрица коэффициентов левой части

$$A = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_1 & -y_1 & y_1 & z_1 & 0 & 0 & 0 & -x_1 \\ 0 & 1 & 0 & -z_2 & 0 & -x_2 & x_2 & 0 & z_2 & 0 & -y_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -y_3 & -x_3 & 0 & 0 & x_3 & y_3 & -z_3 & 0 & 0 \\ \dots & \dots \\ 1 & 0 & 0 & 0 & z_{i-2} & -y_{i-2} & y_{i-2} & z_{i-2} & 0 & 0 & 0 & -x_{i-2} \\ 0 & 1 & 0 & -z_{i-1} & 0 & -x_{i-1} & x_{i-1} & 0 & z_{i-1} & 0 & -y_{i-1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -y_i & -x_i & 0 & 0 & x_i & y_i & -z_i & 0 & 0 \end{vmatrix}$$

$X^T = \{a_{x_0}, a_{y_0}, a_{z_0}, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4, \gamma_5, \gamma_6\}$ – вектор-столбец неизвестных; где для упрощения комбинации угловых скоростей $\omega_x \omega_y, \omega_x \omega_z, \omega_y \omega_z, \omega_x^2 + \omega_y^2, \omega_x^2 + \omega_z^2, \omega_y^2 + \omega_z^2$ обозначены γ_i после решения СЛАУ разрешается еще одна система относительно неизвестных угловых скоростей.

$R^T = \{a_{x1}, a_{y2}, a_{z3}, \dots, a_{xi-2}, a_{yi-1}, a_{zi}\}$ – вектор-столбец правой части системы, состоит из ускорений измеренных в точках установки датчиков.

Для подтверждения вывода о влиянии переопределенности СЛАУ на точность определения искомым параметров проведены расчеты для двух вариантов:

- три ДУСа и две триады акселерометров;
- три ДУСа и три триады акселерометров.

Сравнение результатов решения СЛАУ – составляющих ускорения в центре масс НЛА и угловых скоростей с расчетными значениями показывают следующее.

Для первого варианта:

- значения составляющих линейного ускорения в центре масс НЛА отличаются от расчетных не более чем на 5% для первого варианта и на 3% для второго варианта;
- значения составляющих углового ускорения НЛА отличаются от расчетных в 3-5 раз для первого варианта, а для переопределенной системы не более чем на 3%.

Таким образом, наличие дополнительной триады и, соответственно, решение переопределенной системы уравнений позволяет более точно определить составляющие линейного ускорения в центре масс НЛА, в том числе и составляющих углового ускорения.

Заключение

Приведены алгоритмы расчета компонент ускорений в центре масс НЛА по показаниям различных объемов экспериментальной информации.

Доказана работоспособность данного алгоритма при помощи сравнения с результатами, полученными по программам баллистического расчета.

Библиографический список

1. *Правдин В.М., Шанин А.П.* Баллистика неуправляемых летательных аппаратов. – Снежинск, РФЯЦ-ВНИИТФ, 1999.
2. *Завьялов Ю.С., Квасов Б.И., Мирошниченко В.Л.* Методы сплайн-функций. – М.: Наука, 1980.
3. *Распопов В.Я.* Микроэлектромеханические системы. Курс лекций из журнала «Sensors & Systems», 2005.

« Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2012 »

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 2

Аэродинамика и аэротермобаллистика



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

Анализ современных тенденций развития высокоточного артиллерийского оружия показывает, что одним из наиболее важных направлений на настоящий момент является увеличение дальности полета. Особенно ярко данную тенденцию иллюстрируют новые и перспективные зарубежные образцы управляемых артиллерийских снарядов (УАС), имеющие существенно большие дальности полета (например, УАС XM982 Excalibur, США, заявляемая дальность полета до 60 км), чем отечественные изделия (УАС «Краснополь-М2», дальность полета до 25 км). Также тенденция увеличения дальности полета УАС логично вписывается в новую концепцию вооруженных сил РФ, базирующуюся на использовании укрупненных формирований (бригад) с расширенной зоной ответственности, что неминуемо влечет за собой необходимость повышения дальности стрельбы высокоточными и обычными боеприпасами. Причем, если в случае с обычными боеприпасами повышение дальности полета тесно связано с увеличением рассеивания, то для высокоточных боеприпасов, использующих коррекцию траектории по сигналам спутниковых навигационных систем (СНС), точность доставки целевого груза практически не зависит от дальности стрельбы. В результате актуальность повышения дальности полета УАС не вызывает сомнения. Сложность данной задачи заключается в том, что габаритно-массовые ограничения, накладываемые на УАС, остаются на прежнем уровне.

Существует весьма широкий спектр решений, направленных на увеличение дальности полета УАС, среди которых важное место занимает направление, ориентированное на рациональное использование бортовой энергетики. В рамках данного направления существуют уже ставшие классическими решения: использование ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и установка донного газогенератора (ДГГ). Они хорошо отработаны и доказали свою эффективность, однако резервы данных классических решений с точки зрения увеличения дальности полета практически исчерпаны. Таким образом, для получения качественного скачка в направлении увеличения дальности полета необходимо искать нетривиальные для данного класса летательных аппаратов (ЛА) решения. Одним из таких решений является использование ракетно-прямоточного двигателя (РПД), представляющего собой двухконтурную энергоустановку, в первом контуре которой автономно формируются газобразные продукты с недостатком окислителя, а во втором происходит их дожигание с использованием в качестве окислителя забортного воздуха. Для использования РПД на УАС существуют объективные предпосылки в виде высоких сверхзвуковых скоростей полета (2,5 – 3 М) на некоторых участках траектории, движения в плотных слоях атмосферы и существенно больших, чем у РДТТ, значений удельной тяги. Однако при этом имеются и значительные трудности, связанные с нестационарными условиями полета, жесткими габаритно-массовыми ограничениями и необходимостью минимального уменьшения массы полезной нагрузки.

По причине отсутствия серийных аналогов УАС с РПД, а также учитывая специфику данного класса ЛА, особую значимость обретает концептуальное проектирование, позволяющее рассмотреть широкий спектр схемно-компоновочных решений и различные сочетания основных проектных параметров в многовариантной и оптимизационной постановках. Это позволит в первом приближении синтезировать облик УАС с РПД и обоснованно сфор-

мировать требования к детальной проработке отдельных узлов и агрегатов (воздухозаборное устройство (ВЗУ), газогенератор, камера дожигания).

С учетом вышесказанного разработана математическая модель полета УАС с РПД, в основу которой положена классическая система уравнений движений ЛА в сочетании с упрощенными 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 [1], а также эмпирические соотношения для пограничного слоя [2].

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 и «зуд».

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 ДГТ и храповым механизмом. В качестве опорной точки для сравнения варианта УАС, оснащенного РПД, с предельными возможностями классических решений, рассмотрена схема УАС с РДГТ, занимающим такой же объем, что и РПД. В ходе исследования в первом приближении рассматривалась баллистическая траектория, поскольку анализ участка планирования и выбор оптимальной программы полета на нем является отдельной обширной задачей. Однако необходимо отметить, что на основе полученных ранее результатов [3], располагая баллистической дальностью полета, в 1-м приближении можно спрогнозировать предельное значение дальности стрельбы в случае организации участка планирования (для УАС дальность полета при наличии хорошо оптимизированного участка планирования приблизительно в 2 раза больше, чем при баллистической траектории).

Для схемы УАС с РДГТ при массе топлива 3,3 кг, дульной скорости 946 м/с и полной массе ЛА 48 кг максимальная дальность полета составляет 34 км. ДГТ, как показывают исследования [4], более эффективен при малых массах пиротехнического состава, поэтому в данном случае в качестве варианта для сравнения не рассматривался.

Для варианта с РПД сначала проанализирована схема с кольцевой камерой дожигания (рисунок 1) и внешним (выступающим в раскрытом состоянии за габариты корпуса) ВЗУ. Представленный на схеме вариант ВЗУ моделировался в виде осесимметричного кольцевого воздухозаборника, в связи с чем в приведенных ниже результатах фигурирует наружный диаметр ВЗУ. В ходе исследований проанализированы различные массы топлива РПД, различные площади входного сечения ВЗУ и критического сечения сопла 2-го контура. Рассматривался вариант, когда ВЗУ открыто только на активном участке траектории, что является предельным случаем с точки зрения дальности стрельбы по причине минимизации лобового сопротивления в ходе энергопассивного полета. Полученная максимальная дальность стрельбы для данной схемы 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 варианта с РДГТ этот показатель равен 2,7 км). С другой стороны особенностью схемы с кольцевой камерой дожигания является то, что масса топлива РПД и объем камеры дожигания находятся в обратно пропорциональной зависимости. В результате получение камеры дожигания достаточного размера приводит к уменьшению массы топлива в 1-м контуре РПД, что в конечном итоге ставит вариант УАС с

РПД кольцевой схемы на один уровень с вариантом УАС, оснащенным РДТТ. Иными словами, схема с кольцевой камерой дожигания не позволяет в полной мере раскрыть потенциал РПД из-за крайне ограниченных габаритов.

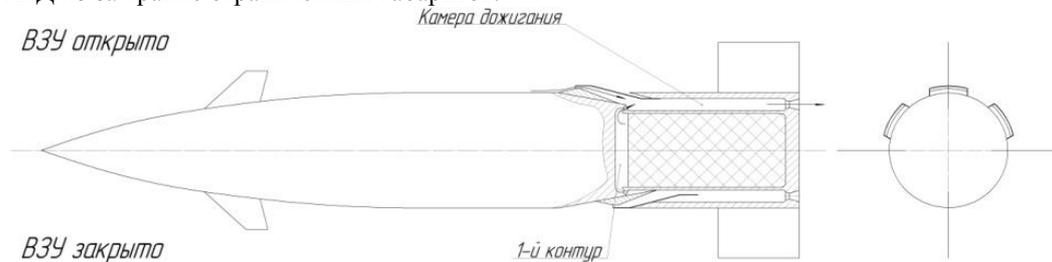


Рис. 1. Схема РПД с кольцевой камерой дожигания

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 УАС предложено применить принцип полетной трансформации, заключающийся в том, что облик ЛА формируется непосредственно в процессе движения по траектории. Выполнив часть обечайки УАС в виде телескопического устройства (рисунок 2), состоящего из двух обечаек с возможностью осевого перемещения друг относительно друга, можно с одной стороны удовлетворить требованиям прочности и устойчивости конструкции на старте, а с другой стороны сформировать камеру дожигания достаточного объема, не превысив габаритно-массовые ограничения.

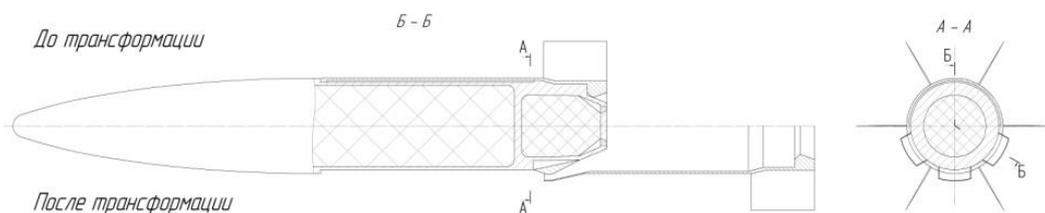


Рис. 2. Организация камеры дожигания на основе принципа трансформации

Для предложенной схемы рассмотрено внешнее ВЗУ, обеспечивающее лучшие характеристики (коэффициент восстановления давления, коэффициент расхода воздуха), чем ВЗУ, не выходящее за габариты корпуса. В условиях жестких габаритно-массовых ограничений как на сам снаряд, так и на доставляемую с его помощью полезную нагрузку, внешнее ВЗУ целесообразно выполнять складывающимися. В данном случае возникает широкий спектр возможных вариантов функционирования УАС на траектории:

- ВЗУ и камера дожигания РПД раскрыты на протяжении всей траектории полета;
- ВЗУ открыто только на активном участке траектории, камера дожигания РПД находится в раскрытом положении весь полет;
- камера дожигания РПД раскрыта весь полет, ВЗУ полностью открыто на активном участке траектории и частично открыто на пассивном участке траектории для того, чтобы с одной стороны уменьшить дополнительное сопротивление ВЗУ, а с другой обеспечить поступление воздуха в камеру дожигания отработавшего РПД для снятия донного сопротивления;

- ВЗУ и камера дожигания РПД открыты только на активном участке траектории.

Первый и последний вариант являются предельными случаями, отражающими нижнее и верхнее значения дальности полета УАС в случае использования предложенной схемы. В рамках данной работы рассмотрены первый и последний варианты, поскольку они позволяют оценить диапазон возможных дальностей полета, которые можно получить с использованием предложенного решения в разных его вариациях.

В ходе исследования изменялись площади входного сечения ВЗУ и площади критического сечения сопла 2-го контура. Как и в случае с кольцевой камерой дожигания ВЗУ моделировалось осесимметричным. Сначала рассмотрим случай, когда ВЗУ и камера дожигания РПД открыты только на активном участке траектории. Дульная скорость при этом составляла 946 м/с, начальная масса 48 кг, масса топлива РПД 2,8 кг. Результаты расчетов приведены на рисунке 3.

Представленные на рисунке 3 данные позволяют выявить оптимальное с точки зрения дальности полета сочетание варьируемых параметров (наружный диаметр ВЗУ 0,19 м, диаметр критического сечения сопла 2-го контура 0,111 м). Полученные результаты свидетельствуют о том, что для каждого значения наружного диаметра ВЗУ в области оптимума по дальности наблюдается увеличение чувствительности целевой функции к изменению диаметра критического сечения сопла 2-го контура. Причем для малых наружных диаметров ВЗУ оптимум получается пологим по сравнению с большими наружными диаметрами.

При анализе зависимости максимальных дальностей полета от наружного диаметра ВЗУ (рисунок 3) видно, что имеется возможность несколько отступить от оптимального по дальности наружного диаметра в сторону меньших его значений, практически без ущерба для дальности полета. Это особенно важно при конструктивной проработке данного решения, когда возникнет необходимость сложить ВЗУ в ограниченном объеме.

Вариант реализации РПД телескопической схемы с двойной трансформацией характеризует максимально достижимый для нее уровень дальности при выбранных прототипе и топливе для РПД. Проанализируем вариант с ВЗУ и камерой дожигания, открытыми на протяжении всего полета. Он позволит нам оценить нижнюю границу диапазона дальностей, которые можно достичь при различных вариациях РПД телескопической схемы.

На рисунке 3 приведены дальности полета в зависимости от диаметра критического сечения сопла 2-го контура для разных наружных диаметров ВЗУ применительно к схеме с ВЗУ и камерой дожигания РПД, раскрытыми в течение всего полета.

Из рисунка 3 следует, что в случае ВЗУ и камеры дожигания РПД, открытых на пассивном участке траектории, оптимумы для каждого из наружных диаметров ВЗУ смещаются в область меньших диаметров критического сечения сопла 2-го контура. Это обусловлено тем, что при уменьшении критического сечения на выходе из камеры дожигания уменьшается тяга двигателя (рисунок 4), снижается скорость на активном участке траектории (рисунок 5), в то время как продолжительность работы РПД увеличивается по причине уменьшения расхода газа из 1-го контура. Иными словами, оптимальные по дальности варианты РПД в случае однократной трансформации смещаются в область траекторий с большим по продолжительности активным участком, что позволяет уменьшить удельный вклад пассивного участка траектории в формирование полной дальности полета.

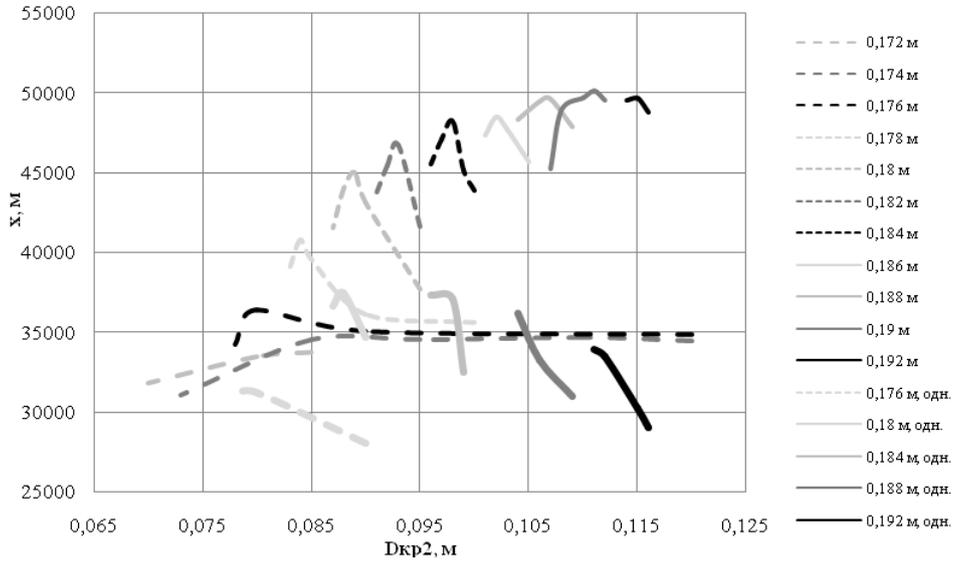


Рис. 3. Зависимость дальности стрельбы от диаметра критического сечения сопла 2-го контура для разных наружных диаметров ВЗУ

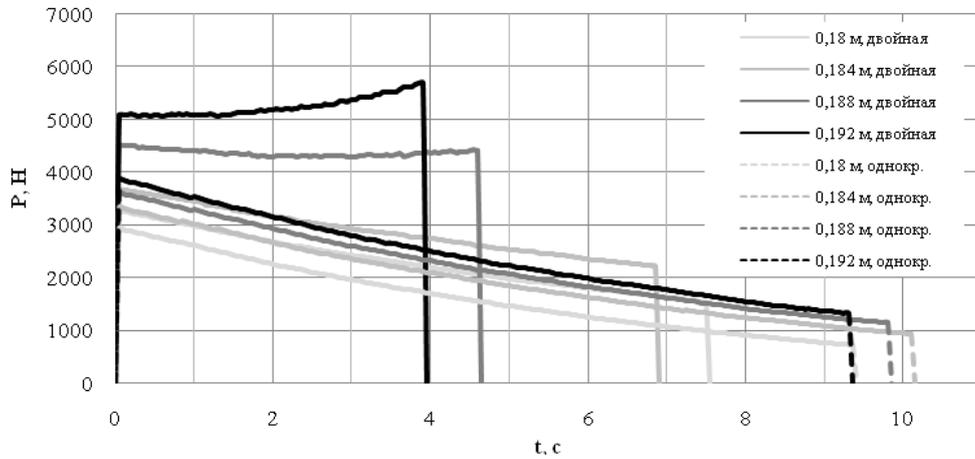


Рис. 4. Зависимость тяги РПД от времени для вариантов с двойной и однократной трансформацией при разных наружных диаметрах ВЗУ

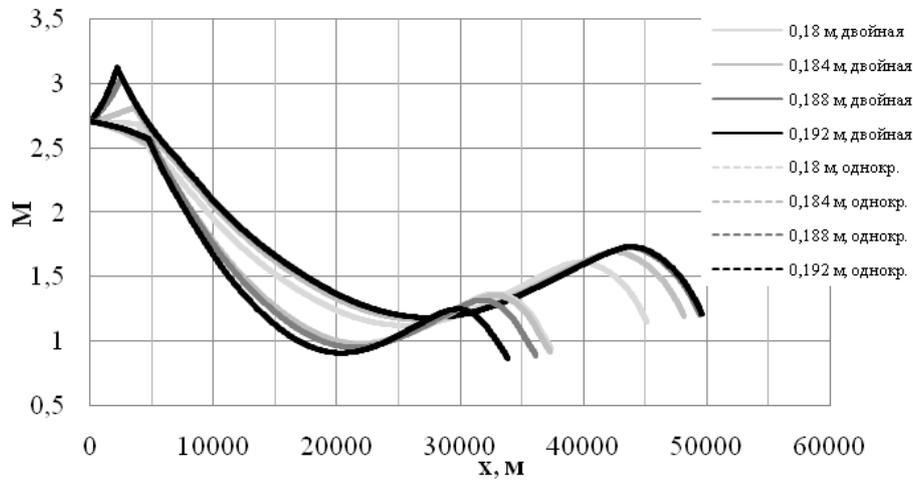


Рис. 5. Профили скорости для вариантов с двойной и однократной трансформацией при разных наружных диаметрах ВЗУ

Полученные результаты говорят о том, что предложенная схема может обеспечить увеличение дальности полета по сравнению с энергопассивной траекторией на 50 – 100 %. Нижнее значение в данном случае соответствует наихудшему варианту реализации с однократной трансформацией и дополнительным лобовым сопротивлением на пассивном участке траектории. Вторая цифра относится к варианту УАС с двойной трансформацией. При этом по сравнению с классической схемой, где на борту ЛА имеется РДТТ, вариант с однократной трансформацией обеспечивает 12 % увеличение дальности полета, в то время как двойная трансформация позволяет получить 47 % приращение. В случае учета участка планирования предельное значение дальности полета может составлять порядка 100 км.

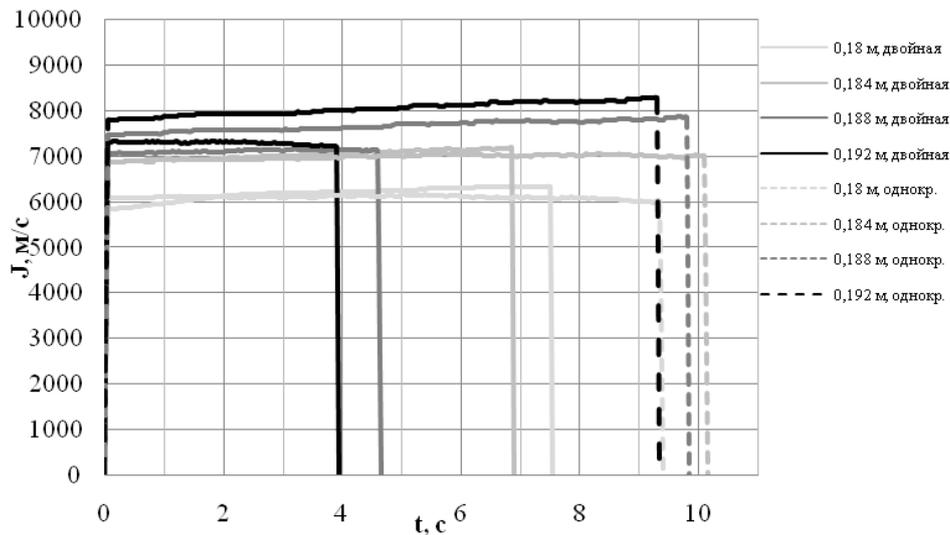


Рис. 6. Удельная тяга РПД для вариантов с двойной и однократной трансформацией при разных наружных диаметрах ВЗУ

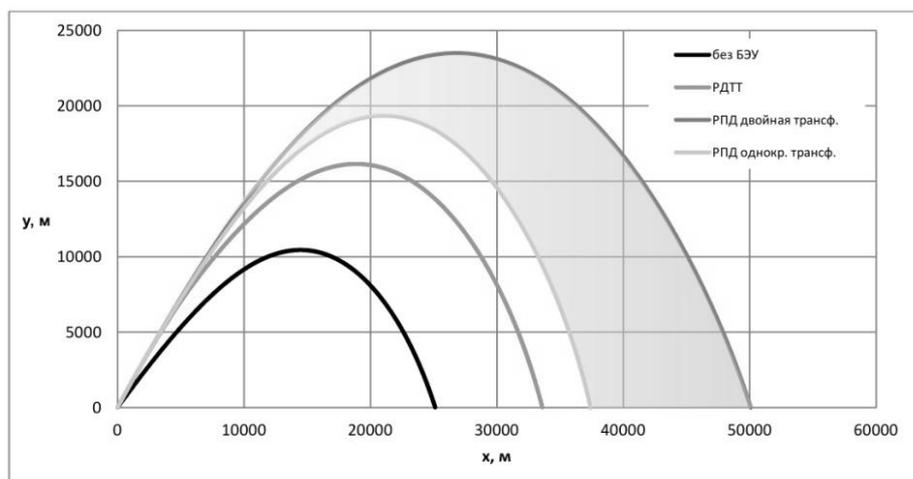


Рис. 7. Сравнение УАС, оснащенного РПД с телескопической камерой дожигания, и УАС с РДТТ

Вышесказанное позволяет говорить о том, что предложенное решение в габаритных размерах существующих образцов может обеспечить дальности полета, достичь которые с использованием классических для УАС решений не представляется возможным.

Библиографический список

1. *В.В. Ветров, Е.М. Костяной.* 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.
2. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета. - М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.
3. *Бабичев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М.* Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов. Известия РАН. Издание РАН. Москва – 2010. Вып. 3(65), с. 3-9.
4. *Костяной Е.М.* Предварительное обоснование рациональной области применения бортовых энергетических устройств на артиллерийских снарядах. Молодежь. Техника. Космос: труды IV Общероссийской молодежной науч.-техн. Конф./ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2012, с. 209-211

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

Н.Н. ПИЛЮГИН

Научно-исследовательский институт механики
Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова.
119192, г. Москва, Мичуринский пр. 1
Тел: (495) 939-52-98, факс: (495) 939-01-65; E-mail: pilyugin@yandex.ru

Введение

В последние годы разрабатываются новые космические транспортные системы, совершающие межорбитальные маневры в верхних слоях атмосферы Земли, используя для торможения подъемную силу. В этом случае гиперзвуковой полет значительное время происходит в условиях разреженной среды, где в потоке около космического аппарата (КА)

возможно [1] протекание неравновесных химических реакций, колебательной релаксации отдельных молекул воздуха, отрыв температуры электронов T_e от температуры T поступательно-вращательных степеней свободы «тяжелых» частиц (атомов, ионов). Неравновесные процессы существенно влияют на аэродинамический нагрев материала поверхности КА и на радиофизические параметры в потоке около тела. Лабораторные эксперименты по изучению неравновесных процессов при гиперзвуковом обтекании тел в основном проводились в режиме сплошной среды в баллистических экспериментах [2]. Однако специфика применения измерительной техники в баллистических экспериментах связана с малыми временами регистрации, что приводит к необходимости применять аппаратуру, имеющую высокое временное разрешение и повышенную чувствительность. Указанные ограничения по уровню температуры и быстродействию удается преодолеть в аэродинамических установках с генераторами низкотемпературной плазмы. Унос с поверхности тела веществ, обладающих отличными от воздуха ионизационными или электрофильными свойствами, может заметно изменять электронную концентрацию [3], а также влиять на интенсивность спектрального излучения различных областей течения около тела [4,5]. К настоящему времени для снижения уноса материала при входе в атмосферу разработана [6] комбинированная конструкция носовой части летательного аппарата, состоящая из наружного графитового покрытия и внутреннего слоя из тугоплавких материалов. Наиболее подходящими, показавшими наилучшие характеристики по результатам многосторонних испытаний, оказались молибден и вольфрам. Как следует из работы [3] окислы молибдена MoO_3 при определенных условиях обладают хорошими электрофильными свойствами, ввод которых в плазму позволяет снижать в ней уровень электронной концентрации n_e . Однако атом Мо имеет сравнительно низкий потенциал ионизации ($I=7.1$ эВ), что может приводить к конкурирующему процессу ионизации, вызывающему рост n_e в плазме [3]. Поэтому изучение неравновесных физико-химических процессов в воздушной плазме с участием примесей MoO_3 представляет практический интерес.

1. Постановка экспериментов

Для исследования применялась аэродинамическая установка НИИТ-10, состоящая из вакуумной камеры объемом 20 м^3 и использующая в качестве генератора плазмы дуговой плазмотрон, на выходе которого имеется сверхзвуковое сопло с числом Маха $M=2.6$ и температурой плазмы $T=8000 \text{ К}$. Схема установки и общая характеристика ее работы приведена в [4,7]. На фиксированном расстоянии вдоль оси $L_N=0.49 \text{ м}$ от среза сопла с помощью державки размещался графитовый конус с полууглом раствора 13° , длиной 0.17 м , диаметром основания 0.07 м , радиусом затупления 0.005 м . На боковой поверхности конуса на расстояниях $l_1=0.06 \text{ м}$ и $l_2=0.025 \text{ м}$ от среза конуса имелись два отверстия диаметром 0.012 м , открывающие доступ во внутреннюю полость конуса, где размещались вкладыши со слоем исследуемого вещества. Размещение внутри конуса вкладышей, изготовленных из текстолита, позволяет варьировать объем внутренней полости, а также обеспечивает поступление потока тепла к исследуемому слою только через отверстия. Фотографии аналогичного конуса и вкладышей представлены в [4,7]. В данной работе использовались вкладыши, в которых слой с исследуемым веществом наносился непосредственно в неглубокие цилиндрические полости, имеющиеся на боковой поверхности вкладыша. Толщина графитового корпуса в районе отверстий составляла 0.004 м . Для оценки влияния испарения примеси на неравновесные процессы был выбран MoO_3 в виде мелкокристаллического белого порошка, который закреплялся в полости вкладыша с помощью жидкого стекла. Таким образом, ввод продуктов разрушения MoO_3 в плазму фактически осуществлялся по методике, использованной ранее [4,5,7]. Для регистрации интенсивности излучения I_λ наиболее яркой линии Мо с длиной волны $\lambda=379.8 \text{ нм}$ в окрестности отверстий в конусе использована методика измерений, аналогичная [7]. Относительная погрешность измерения I_λ составила менее 10%. Схема измерений I_λ приведена на рис. 1. Удельный тепловой поток q_c в крити-

ческой точке конуса был определен в независимых измерениях для условий, идентичным данным экспериментам (см. раздел 4), и составил $q_c=5025\text{кВт/м}^2$.

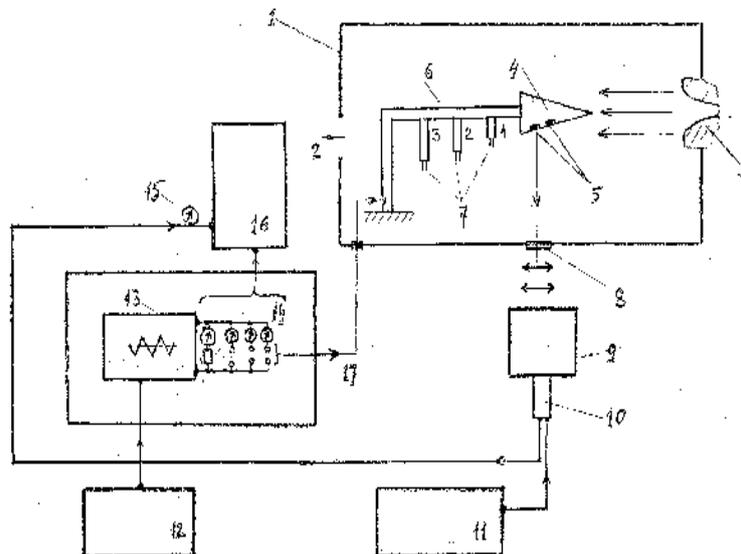


Рис. 1. Схема измерений параметров плазмы с помощью двойных зондов:

1–вакуумная камера; 2– система откачки; 3–источник плазмы; 4–коническая модель; 5– отверстия с исследуемым веществом; 6–державка; 7–электрические зонды 1,2,3; 8–оптическое окно; 9–монохроматор; 10–ФЭУ; 11–высоковольтный источник питания ФЭУ; 12–источник питания Б5-8; 13–генератор треугольных импульсов напряжения; 14–гальванометры $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_n$; 15– цифровой вольтметр; 16–светолучевой запоминающий осциллограф; 17–ток на зонды.

2. Методика измерений двойным зондом

Для измерения концентрации заряженных частиц в неравновесной низкотемпературной плазме в настоящее время используют электрические зонды. Зондовые методы измерения достаточно хорошо развиты [8–10] и успешно работают при низких давлениях $p \leq 100$ Па. С повышением давления погрешности измерений зондами возрастают. Для оценки влияния продуктов разрушения MoO_3 на параметры плазменного слоя была применена методика измерений с использованием трех двойных зондов. Использование двойного зонда по сравнению с одиночным зондом является более предпочтительным, особенно при малых числах Рейнольдса по ряду причин, рассмотренных в [8–10]. Применение двойного зонда позволяет определить электронную температуру T_e и концентрацию заряженных частиц в плазме n_0 . Каждый зонд состоял из двух электродов, изготовленных из вольфрамовой проволоки диаметром $d=5 \cdot 10^{-4}$ м, расположенных рядом друг с другом. Электроды вставлялись в керамическую трубку диаметром $6 \cdot 10^{-3}$ м и выступали на 0.007 м из ее открытого конца. Для получения вольтамперной характеристики (ВАХ) зондов на них подавался треугольный импульс напряжения от генератора. С этой целью был изготовлен генератор треугольных импульсов напряжения сигналов (амплитудой до 10 В) с регулируемой частотой в диапазоне 0.5–50 Гц. За основу устройства была взята схема из работы [11], которая была доработана с целью обеспечить необходимую выходную мощность генератора. Для этого на выходе был добавлен усилительный каскад, что позволило проводить измерения тремя зондами одновременно при токах до 10 мА. Схема измерений параметров плазменного следа с помощью двойных зондов приведена на рис.1. В таблице 1 представлены размеры, характеризующие расположение зондов.

В табл.1 величина L_i ($i=1,2,3$) обозначает горизонтальное расстояние i -го зонда вдоль оси симметрии от заднего торца конуса, H_i обозначает высоту i -го зонда от оси симметрии, $S_{i,sop}$ – рассчитанное расстояние от центра сопла источника до вершины i -го зонда. Токи трех зондов J_1, J_2, J_3 и напряжение U_n выводятся соответственно на гальванометры $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3$ и Γ_4 светолучевого осциллографа Н071. Из полученных осциллограмм следует, что по мере удаления зонда от мишени и от оси потока ионный ток насыщения уменьшается, что свидетельствует об уменьшении концентрации заряженных частиц.

Таблица 1

Длины, см	Зонды		
№ зонда	1	2	3
L_i	8,2	15,4	22,4
H_i	4,0	5,0	6,0
$S_{i,sop}$	74,31	81,55	88,61

3. Оценки параметров течения

В данных экспериментах имеет место достаточно сложная структура сверхзвукового неравномерного течения разреженного газа около конуса с поперечным вдувом через отверстия испаренного вещества. Строгое математическое моделирование такого течения вызывает значительные трудности, что не позволяет пока использовать в полной мере численный подход для решения данной задачи. Поэтому на основе предварительной оценки характерных газодинамических параметров течения используем приближенные методы. Так как неравномерное течение происходит из сопла, то для вычисления чисел Рейнольдса, Маха и Кнудсена вначале требуется определить скорость, температуру и плотность газа в характерных местах поля течения: в критической точке конуса, в окрестности отверстий и в местах расположения зондов. С этой целью воспользуемся результатами работ [12,13]. В работе [12] представлен алгоритм расчета квазиодномерной задачи о течении из сверхзвукового источника химически неравновесного многокомпонентного воздуха, состоящего из 18 компонентов, между которыми протекают 72 реакции. Из расчетов [12] следует, что при $T \leq 8000$ К можно использовать эффективный постоянный показатель адиабаты ($\gamma \approx 1.2$), который позволяет получить простое решение [12,13], в зависимости от расстояния r до источника, для распределений скорости $U(r)$, температуры $T(r)$, плотности $\rho(r)$. Расчеты [12] по этому методу приводят к отличию от точных численных результатов для профилей скорости на 1% и температуры менее, чем на 8%. Для определения $U(r)$, $T(r)$ и $\rho(r)$ используем более удобное аналитическое решение [13] для течения из сверхзвукового источника. Результаты расчетов чисел Маха M , температуры T и плотности ρ для параметров на источнике радиуса $r^*=0.065$ м при $M^*=2.6$, $T^*=8000$ К, $\rho^*=1.83 \cdot 10^{-5}$ кг/м³ при $\gamma=1.2$ в зависимости от расстояния r до центра источника приведены в табл.2. В последней строке табл.2 дано пояснение, в каком месте потока рассчитаны параметры.

Таблица 2

$r \cdot 10^{-2}$, м	49,0	60,04	63,57	66,09	74,3
r/r^*	7,54	9,24	9,78	10,17	11,4
M	5,48	5,79	5,88	5,94	6,12
T , К	3351	3082	3010	2962	2822
$(\rho/\rho^*) \cdot 0,01$	1,29	0,848	0,754	0,696	0,55
Примеч.	1	2	3	4	5

Примечание к табл. 2: **1**–носик конуса; **2**–1-ое отверстие; **3**–2-ое отверсти; **4**–срез конуса; **5**–1-ый зонд.

Достоверность вычислений $T(r)$ в табл.2 проверяется на основе их сопоставления с наблюдениями и опытными данными, полученными в работе. Значение температуры в нос-

ке конуса (3351 К), приведенное в табл.2, согласуется во-первых, качественно с наблюдениями, и во-вторых, с анализом решения уравнения теплопроводности. Действительно, из фотографий обтекания [7] было видно, что в течении времени нагрева до 8 с углеродный носок конуса был раскален до температуры, при которой еще не происходило интенсивной эрозии частиц углерода с поверхности. Известно, что интенсивная эрозия углерода происходит при $T \geq 3600$ К. Был также проведен анализ решения одномерного уравнения теплопроводности в полубесконечной среде при граничном условии

$$k \frac{dT}{dy}(y=0) = q_c - \varepsilon \sigma T^4(0, t)$$

где $k=5.0$ Вт/(м·град)–коэффициент теплопроводности углерода, $q_c=5025$ кВт/м²–измеренный тепловой поток в точке торможения конуса, $\varepsilon=0.8$ –степень черноты графита, σ –постоянная Стефана Больцмана, y –координата, отсчитываемая от поверхности вглубь материала, t – время. Из решения следует, что равновесная радиационная температура на поверхности равна:

$$T_p = \sqrt[4]{\frac{q_c}{\varepsilon \sigma}} = 3243 \text{ K}$$

О согласовании рассчитанной температуры в области 2–го отверстия из табл. 2 с температурой, определенной из измерений излучения линии Мо, говорится в разделе 4. Расчеты температуры, приведенные в табл. 2, дают хорошее согласование с наблюдениями до расстояния, соответствующего кормовому срезу конуса, далее расчет в области зондов дает завышенное значение температуры. Это связано с тем, что поток за кормовым срезом резко расширяется и его температура понижается, что приводит, в частности, к сужению области светимости плазмы за телом. Это наблюдается на фотографиях обтекания конуса [7]. Поэтому для определения температуры, например, 1-го зонда используем тот факт, что зонд состоит из тонких цилиндрических проволочек, каждая из которых при поперечном обтекании быстро прогревается насквозь, а температура в каждый момент времени t близка к средней температуре по объему зонда. Рассмотрим уравнение теплопроводности в проволочке:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = -\text{div } q, \quad q = -k \nabla T. \quad (1)$$

где ρ , c , k –плотность, теплоемкость и теплопроводность вольфрамовой проволоки. Используем граничное условие на поверхности:

$$\left(k \frac{\partial T}{\partial n}\right)_S = \{q_c - \varepsilon \sigma T_w^4\}, \quad S = S^+ \quad (2)$$

где n – внешняя нормаль к поверхности тела, q_c –тепловой поток, падающий по нормали к поверхности со стороны набегающего потока, ε –степень черноты поверхности, σ –постоянная Стефана–Больцмана, S^+ , S^- – части поверхности тела, обращенные навстречу и назад к набегающему потоку, T_w –температура поверхности тела. Проинтегрируем (1) по объему тела V , используем формулу Остроградского– Гаусса и граничное условие (2). Для дальнейшего обозначим

$$q_w = \frac{1}{S_6} \iint_{S^+} q_c dS$$

где $S_6 = \pi d l$ –площадь боковой поверхности цилиндра длиной l и диаметром d , его объем $V = \pi d^2 l / 4$. Введем среднюю температуру по объему тела

$$\langle T(t) \rangle = \frac{1}{V} \iiint_V T dv \quad (3)$$

В силу тонкости тела ($l \gg d$) будем иметь $T_w \approx \langle T(t) \rangle \approx T(t)$, кроме того, торец тонкого цилиндра будет давать пренебрежимо малый вклад в теплообмен. Тогда из (1)–(3) получим:

$$V_{cp} \frac{dT}{dt} = (q_w - \varepsilon \sigma T^4) S_{\delta} \quad (4)$$

Для решения уравнения (4) введем безразмерные переменные и обозначения:
 $Z=T/T_p$, $\tau=t/t_p$, $T_p=(q_w/\varepsilon\sigma)^{1/4}$, $B=4\varepsilon\sigma/(\rho c d)$,

$$t_p = 1/(BT_p^3) \quad (5)$$

Тогда уравнение (4) примет вид:

$$\frac{dz}{d\tau} = (1 - z^4), \quad z(\tau = 0) = z_0 \quad (6)$$

Решение (6) в неявном виде будет таким:

$$\tau = \frac{1}{4} \ln\left(\frac{1+z}{1-z}\right) + \frac{1}{2} \operatorname{arctg} z - \frac{1}{4} \ln\left(\frac{1+z_0}{1-z_0}\right) - \frac{1}{2} \operatorname{arctg} z_0 \quad (7)$$

На кривой изменения $Z(\tau)$ в (7) можно выделить два участка, начальный, с резким линейным возрастанием температуры, и участок установления с плавным выходом на асимптотическое значение $Z \rightarrow 1$ ($T \rightarrow T_p$). Значение безразмерного времени выхода на стационарный режим нагрева τ_c определим из условия пересечения касательной к кривой (7) в начале координат $Z_1=\tau$ (это следует из (6) при $Z_0 \ll 1$) и горизонтальной асимптоты $Z_2=1$. Тогда их точка пересечения $\tau_c=1$. Отметим, что близкое значение τ_c получается, если использовать другое условие выхода на стационарный режим: $Z \approx 0.9$, тогда при $Z_0=0.1$ получим $\tau_c=1.003$. В размерном виде получим $t_c=t_p \cdot \tau_c = t_p$. В экспериментах для времени выхода зондов на стационарный режим было зафиксировано $t_c=2$ с, тогда из (5) находим установившееся значение температуры

$$T_p = (B t_c)^{-1/3} \quad (8)$$

Для вольфрамовой проволоки имеем $\rho=1.93 \cdot 10^4$ кг/м³, $c=142.2$ Дж/(кг·град), $\varepsilon=0.195$, тогда $T_p=2494$ К. В данных экспериментах возмущения, вносимые в плазму зондами за счет искажения распределения электрических токов и теплоотвода, будут минимальными, т.к. $d \ll R_{pl}$, где $R_{pl} \approx 0.2$ м- радиус потока плазмы в сечении, где установлены зонды. Поэтому можно предположить, что температура 1-го зонда близка к температуре газа T_g около него, т.е. $T_g=2494$ К. Сравнение с табл.2 для 1-го зонда показывает, что по указанным выше причинам расчет в таблице дает завышение температуры газа примерно на 330 К. При использовании зондовой методики температура зонда может влиять за счет термоэмиссии электронов на количественные измерения концентрации заряженных частиц. Оценим ток термоэмиссии с зонда по формуле Ричардсона:

$$j_{em} = A_0(1 - R_0)T^2 \exp\left(-\frac{\varphi}{k_B T}\right) \quad (9)$$

где $A_0=1.204 \cdot 10^6$ А/(м²·град) – универсальная постоянная Зоммерфельда, $\varphi=4.54$ эВ–работа выхода вольфрама, $R_0=0.5$ –средний коэффициент отражения электронов на границе. Для найденной температуры $T=2494$ К получим $j_{em} = 2530$ А/м². С другой стороны, электронный ток насыщения на зонд для условий данных экспериментов ($n_e=2 \cdot 10^{18}$ м⁻³, $T_e=12000$ К) равен:

$$j_e = \frac{e}{4} n_e \left(\frac{8k_B T_e}{\pi m_e}\right)^{1/2} = 5.45 \cdot 10^4 \frac{A}{m^2} \quad (10)$$

Из (9) и (10) следует $j_{em}/j_e=0.046$, т.е. в данных опытах ток термоэмиссии оказывает малое (в пределах 5%) влияние на измерения и им можно пренебречь.

Зная ток насыщения на зонд (10) и напряжение на нем $U=7$ В, получаем, что на зонде выделяется джоулево тепло $Q=j_e \cdot U=3.815 \cdot 10^5$ Вт/м². Если все тепло идет на излучение с поверхности, то равновесная температура зонда будет равна

$$T_p = \sqrt[4]{\frac{Q}{\varepsilon\sigma}} = 2424 \text{ К}$$

Это значение T_p хорошо согласуется со значением $T_p=2494$ К, полученному выше из решения уравнения теплопроводности.

Основным параметром при классификации режимов обтекания [14] служит число Кнудсена Kn , равное отношению длины свободного пробега атомов (ионов) потока l_s к характерному размеру тела R . Согласно [14], имеем:

$$Kn=l_s/R \approx M/Re \quad (11)$$

Для оценки числа Рейнольдса предположим, что вязкость μ зависит от температуры как $\mu \sim \sqrt{T}$. За характерный размер конуса примем его радиус торца $R_F=0.035$ м. Тогда, используя данные табл. 2, значение числа Рейнольдса в кормовой части конуса равно $Re=0.48$, а число Кнудсена $Kn=12.5 \gg 1$. В окрестности 1-го зонда число Рейнольдса подсчитаем, принимая за характерный размер его диаметр $d=5 \cdot 10^{-4}$ м, тогда $Re=9.4 \cdot 10^{-3}$, $Kn=650 \gg 1$. Таким образом, оценки показывают, что для данных экспериментов $Kn \gg 1$, то есть режим обтекания близок к свободно-молекулярному. Это позволяет далее проводить обработку зондовых измерений на основе теории Бома [9].

4. Результаты экспериментов и их обсуждение

Эксперименты проводились при фиксированном режиме работы установки НИИТ-10: ток разряда составлял 1.7 кА, расход воздуха – $2 \cdot 10^{-3}$ кг/с, давление в вакуумной камере – 51.6 Па. Электрические зонды располагались согласно схеме, приведенной на рис. 1, обеспечивая измерения n_e и T_e следе за моделью. Обработка ВАХ зондов проводилась по методике [9] для ионного тока насыщения. Из наклона ВАХ определялась величина $(\frac{dJ}{dU})_0$, а по ее излому – токи насыщения J_+ и J_- . Используя соотношение

$$\left(\frac{dJ}{dU}\right)_0 = \frac{e}{kT_e} \frac{J_+ J_-}{(J_+ + J_-)} \quad (12)$$

определялась температура электронов T_e , а из выражения для ионного тока

$$J_+ = \frac{1}{2} n_0 A \left(\frac{2k_B T_e}{M_i}\right)^{1/2} \quad (13)$$

где A обозначает площадь собирающей поверхности зонда, M_i – масса иона, k_B – постоянная Больцмана, определялась плотность заряженных частиц n_0 . В условиях данных экспериментов практически отсутствовали отрицательные ионы [3], поэтому $n_e = n_0$. Относительная погрешность при измерении T_e составила 8.4%, а при измерении n_e около 12%. Результаты экспериментов приведены в таблице 3. На начальной стадии проведения экспериментов были выполнены контрольные запуски установки для определения концентрации и температуры электронов в «чистом» потоке воздушной плазмы (экс. №1). В этом случае полости во вставке не были заполнены. В эксп. №2 полости были заполнены только одним связующим-жидким стеклом. Данные эксп. №1 и №2 были необходимы для сравнения с экспериментами, в которых использовался MoO_3 . На следующем этапе проводились эксперименты, в которых полости во вставке были заполнены MoO_3 со связующим (экс. №3, 4), а в эксп. №5 полости были заполнены только MoO_3 (без связующего). В эксп. №5 был задействован только один зонд №2. В эксп. №3, 4 массовая концентрация MoO_3 в смеси со связующим составляла 50%. Масса навески в экспериментах № 3, 4, 5 составляла соответственно $2.282 \cdot 10^{-3}$ кг, $0.761 \cdot 10^{-3}$ кг и $1.041 \cdot 10^{-3}$ кг.

Таблица 3

№ экс.	$n_e \cdot 10^{18}, \text{см}^{-3}$			$T_e, \text{К}$	Прим.
	Зонд 1	Зонд 2	Зонд 3		
1	1.7	1.6	1.4	12230	Чист. воздух
2	1.11	1.08	0.69	12000	Ж.ст. без MoO_3
3	1.49	1.09	0.82	12000	Ж.ст. + MoO_3
4	1.20	0.97	0.74	12750	Ж.ст. + MoO_3
5	–	2.0	–	12700	MoO_3

После выхода установки на стационарный режим работы (на это требовалось 2.0 с) в течение последующих $\approx 6-8$ с заметного изменения n_e не было обнаружено. Для устранения небольших колебаний n_e для каждого зонда в каждом эксперименте проводилось усреднение $n_e(t)$ по интервалу времени $(t_2 - t_1)$, где $t_1=1$ с, $t_2=6$ с по формуле:

$$\langle n_e \rangle = \frac{\int_{t_1}^{t_2} n_e dt}{(t_2 - t_1)} \quad (14)$$

Интеграл вычислялся методом трапеций. Усредненные значения $\langle n_e \rangle$ приведены в таблице 3 (символ усреднения для $\langle n_e \rangle$ в табл.3 и далее опущен). Так как электронная температура T_e изменялась сравнительно мало (в пределах разброса данных менее ± 1000 К), поэтому в табл.3 для каждого эксперимента приведены средние T_e по измерениям тремя зондами. Присутствие малой примеси MoO_3 (и жидкого стекла) мало влияет на T_e (разброс менее 750 К).

В экспериментах №2–5 одновременно с зондовыми измерениями проводились измерения интенсивности излучения $I_\lambda(t)$ для линии Mo ($\lambda = 379.8$ нм). Ход кривой относительной интенсивности $i_\lambda(t) = I_\lambda(t)/I_\lambda(0)$ в этих экспериментах практически повторил зависимость $i_\lambda(t)$, полученную в [5,15]. Поэтому можно утверждать, что температура, найденная в [15] из обработки экспериментов [5] вблизи отверстия $T=3140 \pm 160$ К будет такой же, как и для данных экспериментов. Это значение практически совпадает с рассчитанной температурой $T=3010$ К, приведенной в табл. 2 для 2-го отверстия. Жидкое стекло практически не оказывает влияния на уровень n_e . Это следует из сравнения эксп. №2 с эксп. № 3-5 из табл. 3. Видно, что как величина n_e , так и спад n_e от расстояния от 1-го к 3-ему зондам для эксп. №2 меньше, чем в присутствии MoO_3 . Из табл. 3 следует, что примесь MoO_3 снижает n_e на 30-40% по сравнению с чистым воздухом. Электронная температура T_e в следе за конусом значительно превышает поступательную температуру T (табл.2). Такой отрыв температуры T_e от T можно объяснить следующим образом. Электронная температура находится из решения уравнения энергии для электронной компоненты. В этом уравнении содержатся источники энергии, получаемой и теряемой электронами за счет упругих и неупругих столкновений с другими компонентами (ионами, атомами, молекулами). При упругом столкновении с тяжелой частицей (ионом, атомом, молекулой) электрон может передать сравнительно малую долю своей энергии, пропорциональную отношению масс $m_e/M_i \ll 1$. При неупругих столкновениях, например при ионизации атома электронным ударом, электрон теряет энергию порядка потенциала ионизации атома.

В области между соплом и носком конуса температура в набегающем потоке достаточно высокая (8000–4000 К) и здесь за счет неупругих столкновений электронов с атомами ионизация преобладает над обратным процессом тройной рекомбинации электронов с ионами. В области за кормовым срезом конуса газ резко расширяется, температура снижается и на некотором расстоянии скорость рекомбинации начинает превышать скорость ионизации. Это связано с тем, что при понижении температуры ионизация, требующая больших затрат энергии, резко замедляется, так как ее скорость зависит от температуры как $\exp(-I/k_B T)$, где I – потенциал ионизации. Скорость обратного процесса – рекомбинации зависит от температуры лишь по степенному закону. Ионы и атомы охлаждаются при расширении быстрее [16], чем электроны, и их температура уменьшается по сравнению с температурой электронов. Небольшие частоты соударений между электронами и тяжелыми частицами в сочетании с большой разницей в их массах приводят к тому, что на некотором расстоянии нарушается упругий обмен энергией между электронами и ионами. После нарушения обмена тепло, выделяющееся при рекомбинации, не распределяется равномерно между частицами газа, а остается в электронном газе [16]. Таким образом, энергия рекомбинации теперь передается лишь небольшому количеству электронов. Благодаря этому падение электронной температуры T_e замедляется, а температура ионов T падает, что и при-

водит к отрыву T_e от T .

Заключение. В результате обработки экспериментов получены значения концентрации и температуры электронов в следе за конусом при его сверхзвуковом обтекании разреженным потоком воздушной плазмы при уносе примеси MoO_3 . Установлено, что наличие примеси MoO_3 снижает электронную концентрацию по сравнению с чистым воздухом и мало влияет на значение температуры электронов. Показано, что температура электронов заметно превышает поступательную температуру в следе за конусом. 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 Роснаукой (Гос. контракт 02.740.11.0615).

Библиографический список

1. *Тирский Г.А.* Физико-химические модели гиперзвуковых течений // В сб.: «Гиперзвуковая аэродинамика и теплообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов». М.: Физматлит. 2011. С.138-167
2. *Пилюгин Н.Н., Пилюгин А.Н.* Определение констант скоростей неравновесных реакций с участием электронов по результатам баллистических экспериментов// Аэромеханика и газовая динамика. 2001. №2. С.54-66
3. *Пилюгин Н.Н., Рудный Е.Б.* Влияние примесей уносимого материала на электронную концентрацию плазмы воздуха// ТВТ. 1996. Т.34. № 3. С. 355-364
4. *Кокорин А.Г., Орфанов И.В., Пилюгин Н.Н., Беликов М.Б.* Определение температуры по интенсивности линий Cs и Li в слое испарения при сверхзвуковом обтекании конуса// ТВТ. 1995. Т.33. № 6. С. 900-907
5. *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
6. *Moody H.L., Smith D.H., Haddock R. L., Dunn S.S.* Tungsten and molybdenum ablation modeling for reentry applications// J. of Spacecraft and Rockets. 1976. V.13. №12.P. 746-753
7. *Пилюгин Н.Н., Орфанов И.В.* Излучение спектральных линий цезия и лития, испаряющихся при гиперзвуковом обтекании конуса// Астроном. вестн. 1995.Т.29. №5. С.413-424
8. *Петерсон Е.Б., Толбот Л.* Измерение одиночными и двойными электростатическими зондами в бесстолкновительной плазме// РТК.1970. №12. С.126-132
9. «Диагностика плазмы». Сб.: под ред. Р.Хаддлстоуна, С. Леонарда. М.: Мир. 1967. 515 с.
10. *Богословский В.П., Зайчиков В.В., Самойлов И.Б.* О зондовых измерениях ионизации в пламени //ФГВ. 1974. Т.10. №5. С.705-710
11. *Горошков В.И.* Радиоэлектронные устройства. М.: Изд. «Радио и связь». 1984. 400 с.
12. *Еремейцев И.Г., Пилюгин Н.Н.* Расчет неравновесных параметров воздуха на поверхности моделей и в следах за ними для условий аэробаллистических экспериментов// ПМТФ. 1986. №2. С.101-111
13. *Пилюгин Н.Н.* Аналитическое решение задачи о столкновении двух гиперзвуковых потоков газа от симметричных источников// ПМТФ. 2010. Т.51. № 2. С. 61-70
14. *Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др.* Аэромеханика. М.: Машиностроение. 1993. 608 с.
15. *Пилюгин Н.Н.* Исследование неравновесных процессов в слое испарения индикаторных покрытий при сверхзвуковом обтекании конуса // Труды 3-ей Российской национальной конференции по теплообмену. М.: Изд.МЭИ. 2002.Т. 6. С. 297-300
16. *Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П.* Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.:Изд. «Наука». 1966. С.688.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 3
Внутренняя баллистика



БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИМПУЛЬСНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ЗАГЛУБЛЕНИЯ СНАРЯДОВ В ПРЕГРАДУ

М.Ю. АЛЕКСАНДРОВ, В.А. ДЕВЯТКИН, Д.Н. КЛЮКИН

Пермский национальный исследовательский

политехнический университет,

614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: vitald9@yandex.ru

На основании экспериментальных исследований предложена инженерная методика выбора баллистических и конструктивных параметров проникающих в естественные и искусственные преграды снарядов. Определяются силы сопротивления движению снаряда, прогнозируется глубина проникания.

В последние десятилетия ведутся работы по созданию мощных артиллерийских установок и специальных снарядов к ним для пробития естественных и искусственных преград. Областью применения таких снарядов является не только оборонная техника, но и народное хозяйство.

Приоритетами этого научного направления являются:

а) исследование закономерностей движения твердых тел в грунтовых и других преградах; б) определение баллистических и конструктивных параметров проникающих снарядов, обеспечивающих требуемую дальность проникания; в) исследование особенностей внутренней баллистики артиллерийских установок для застрела проникающих элементов в преграды; г) создание методик расчета и проектирование установок и проникающих элементов.

Главной особенностью специальных снарядов, проникающих в грунтовые преграды на значительные дальности (до 100 метров), является величина коэффициента массы снаряда S_q , достигающая 170-103 кг/м³. Особенность внутренней баллистики – выстрел в преграду без зазора между дульным срезом и границей преграды при относительно короткой длине канала ствола.

Экспериментальные исследования по прониканию специальных модельных снарядов калибра 23; 30; и 45 мм в 4 вида преград, а также натурные эксперименты на калибре 152,4 мм показали необходимость применения высоких значений коэффициента массы снаряда. На основе этих экспериментов предложена инженерная методика проектирования баллистических параметров и конструкций специальных снарядов, проникающих в преграды.

Методика включает: а) способ определения сил сопротивления движению тела в преграде с помощью динамических коэффициентов, получаемых по экспериментальным результатам интегрального характера; б) прогнозирование процессов проникания снарядов различных калибров на основе полученных экспериментальных данных с помощью масштабных критериальных зависимостей [1]. Предлагаемая методика основана на адаптации классического закона механики к построению относительно простой математической модели процесса проникания по эмпирическим данным интегрального характера. Под интегральной характеристикой понимается дальность проникания, непосредственно измеряемая в экспериментах.

В соответствии с законом механики для твердого цилиндрического тела при осесимметричности динамических процессов взаимодействия со средой дальность проникания определяется

$$x = - \int_{v_0}^v \frac{mv}{R(v,d,l_T,f_T)} dv \quad (1)$$

где x, v – текущие дальность проникания и скорость движения снаряда; v_0 – скорость снаряда

при входе в среду; m – масса снаряда; $R(v, d, l_T, f_T)$ – сила сопротивления движению как функция скорости v , диаметра снаряда d , длины части образующей цилиндрической поверхности снаряда, контактирующей с грунтом (длины поверхности трения l_T), коэффициента трения f_T .

Конечные зависимости для дальности проникания были получены при допущениях: а) сила сопротивления разделена на две независимые составляющие – силу лобового сопротивления $R_A(v, d)$ и силу трения по боковой поверхности $R_T(v, d, l_T, f_T)$

$$R_A = \int_0^{0,5} p_A(v, r) \pi r dr; \quad R_T = \int_0^{l_T} f_T p_T(v, l_T) \pi d dl_T; \quad l_T = l_T(v),$$

где $p_A(v, r)$ и $p_T(v, l_T)$ – некоторые неизвестные функции распределения давлений по лобовой и боковой поверхностям в зависимости от скорости движения снаряда; б) длина поверхности трения l_T постоянная и равна длине снаряда; в) давление по лобовой и боковой поверхностям распределены равномерно.

Неизвестные зависимости $p_A(v)$ и $f_T p_T(v)$ в пределах варьирования условий экспериментов и интегральных эмпирических данных представлены в форме простейших нелинейностей второго порядка с постоянными коэффициентами.

$$p_A = A_0 + A_1 v + A_2 v^2; \quad f_T p_T(v) = B_0 + B_1 v + B_2 v^2, \quad (2)$$

где A_0, A_1, A_2, B_0, B_2 – коэффициенты, далее принято, что $A_0 = B_2 = 0$.

Интегрированием уравнения (1) с учетом принятых допущений в пределах от v_0 до v получена полная дальность проникания

$$H = \begin{cases} \frac{4m}{\pi d^2} \left[h_1 + \frac{b}{A_2 \sqrt{\Delta}} \left(\operatorname{arctg} \frac{b}{\sqrt{\Delta}} - \operatorname{arctg} \frac{2A_2 v + b}{\sqrt{\Delta}} \right) \right] & \text{при } \Delta > 0, \\ \frac{4m}{\pi d^2} \left[h_1 + \frac{b}{2A_2 \sqrt{-\Delta}} \ln \frac{(2A_2 v_0 + b + \sqrt{-\Delta})(b - \sqrt{-\Delta})}{(2A_2 v_0 + b - \sqrt{-\Delta})(b + \sqrt{-\Delta})} \right] & \text{при } \Delta \leq 0, \end{cases} \quad (3)$$

где $h_1 = \frac{1}{2A_2} \ln \frac{A_2 v_0^2 + b v_0 + c}{c}$; $\Delta = 4A_2 c - b^2$; $b = A_1 + 4B_1 \bar{l}$; $c = 4B_0 \bar{l}$.

Соотношение (3) определяет зависимость $H(m, d, \bar{l}, v_0, A_0, A_2, B_0, B_1)$, где первые четыре параметра известны и отражают условия эксперимента, а остальные являются неизвестными коэффициентами, адаптирующими на основе принятых функций (2) основной закон механики к эмпирическим результатам. Необходимым условием нахождения коэффициентов является наличие четырех опытов по прониканию снарядов в конкретную среду. При этом задача сводилась к решению системы из n уравнений вида (3) относительно коэффициентов A, B :

$$H(m^{(k)}, d^{(k)}, \bar{l}^{(k)}, v_0^k, A_1, A_2, B_0, B_1) = H_3^{(k)}, \quad k = 1 \dots n, \quad n = 4 \quad (4)$$

где k – номер эксперимента, $H_3^{(k)}$ – экспериментально полученное значение дальности проникания в k -ом эксперименте. Уравнение системы (4) являются трансцендентными и решались на основе методов параметрической оптимизации [2].

В табл. 1 приведены результаты по численному определению динамических коэффициентов на основе опытных данных, полученных в лабораторных и полигонных условиях.

Таблица 1

Условия экспериментов				Модель	
M , кг	$l_{сн}$, м	v_0 , м/с	$H_э$, м	Полная	Сокращенная
Сухой песок, диаметр 23 мм, лабораторные условия					
0,637	0,197	703	3,03	$A_1=4854$	
0,887	0,274	336	3,25	$A_2=2236$	$A_2=2352$
1,192	0,368	148	3,24	$B_0=2103$	$B_0=4363$
1,781	0,550	78	3,25	$B_1=130$	$E=0,25\%$
				$E=1,03\%$	
Пластлин, диаметр 23 мм, лабораторные условия					
0,84	0,27	190	2,84	$A_1=4,43$	
1,741	0,55	106	2,45	$A_2=1114$	$A_2=1055$
1,74	0,55	80	1,57	$B_0=138500$	$B_0=53440$
1,74	0,55	70	1,01	$B_1=-1437$	$E=1,02\%$
				$E=3,9\%$	
Полистиролбетон, диаметр 23 мм, лабораторные условия					
1,74	0,55	306	3,60	$A_1=503$	
1,74	0,55	240	2,60	$A_2=21,1$	$A_2=603$
1,74	0,55	201	1,91	$B_0=209500$	$B_0=324600$
1,74	0,55	185	1,44	$B_1=1810$	$E=0,65\%$
				$E=2,84\%$	
Суглинок, диаметр 23 мм, полигон					
2,16	0,74	275	9,7	$A_1=4550$	
2,16	0,74	240	8,2	$A_2=308$	$A_2=650$
2,16	0,74	201	7,6	$B_0=4235$	$B_0=36430$
2,16	0,74	185	7,0	$B_1=736$	$E=0,53\%$
				$E=1,62\%$	
Суглинок, диаметр 152 мм, полигон					
612	4,555	190	72,5	$A_1=117600$	
612	4,555	274	95	$A_2=230$	$A_2=1191$
150	1,175	482	24	$B_0=295$	$B_0=1757$
150	1,175	640	34	$B_1=-444$	$E=0,71\%$
				$E=2,74\%$	

С точки зрения уменьшения затрат на крупномасштабные экспериментальные исследования эффективно прогнозирование дальностей проникания снаряда большого диаметра по результатам опытов по прониканию малогабаритных моделей в ту же среду. Предложенная методика основывается на подобии процессов проникания удлиненных цилиндрических тел в упругопластическую преграду [3]. Критерием геометрического подобия является относительная длина тела $\bar{l} = \frac{l}{d}$, а в качестве критериев физического подобия с учетом принятого положения о разделении силы сопротивления на лобовую и боковую составляющие приняты две безразмерные комбинации, характеризующие подобие процессов поверхностного сопротивления:

$$K_A \frac{p_A}{(v^2 \rho)} \text{ и } K_T = \frac{f_T p_T}{(v^2 \rho)}, \quad (5)$$

где p_A , p_T – усредненные по площади давления среды на лобовую и боковую поверхность снаряда; ρ – плотность среды; f_T – коэффициент трения по боковой поверхности [4].

При сохранении постоянными критериями подобия \bar{l} , K_A , K_T прогноз дальности проникания крупногабаритного снаряда определяется:

$$\frac{H_2}{H_1} = \frac{m_2 d_1^2}{m_1 d_2^2} = \frac{d_2}{d_1} \quad (6)$$

Предложенная методика связывает условия и результаты экспериментов по прониканию снарядов в преграды и позволяет определять баллистические и конструктивные параметры проникающего снаряда для гарантированного пробития заданной преграды.

Библиографический список

1. *Десяткин В.А., Ожиганов И.А., Шелякин Ю.П.* Масштабное моделирование процессов движения снарядов в природных средах // *Оборонная техника*, №7-8, с.28-30.
2. *Седов Л.И.* Методы подобия и размерности в механике – М.: Наука, 1981
3. *Byers R.K., Yarrington P., Chabai A.I.* Dinamica Penetration of Soil Media by Slender Projectiles // *Int.J.Eng.Sci.* – 1978, V. 16, N. 11, p. 835-844.
4. *Серебряков М.Е.* Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. – М.: Оборонгиз. 1962.

**О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СОСТАВОВ В
ВОСПЛАМЕНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВАХ**

Л.И. АЛЁШИЧЕВА, 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 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 воспламенительные устройства (ФВУ), обеспечивающие достаточно стабильную работу РДТТ. Для зарядов большого удлинения, с целью уменьшения времени задержки воспламенения целесообразно использовать ФВУ с подвижным элементом, представляющим собой перфорированную гильзу, заполненную воспламенительным составом, перемещающуюся по каналу заряда под действием перепада давлений [1].

Эффективность функционирования ФВУ существенно зависит от выбранного воспламенительного состава (ВС). До недавнего времени в качестве ВС чаще всего использовался дымный ружейный порох, имеющий в составе продуктов сгорания большое количество частиц конденсированной фазы (к-фаза), интенсифицирующих процесс нагрева поверхности заряда. Раскаленные частицы к-фазы, сталкиваясь с поверхностью заряда, нагревают ее, а часть из них рикошетируют, что уменьшает интенсивность теплоподвода, и увеличивает задержку воспламенения.

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 уменьшения задержки воспламенения заряда в локальной области.

При моделировании теплового взаимодействия твердой частицы с поверхностью заряда предполагалось, что горящие частицы после вылета из расходных отверстий корпуса воспламенителя имеют осевую и радиальную составляющую скорости. После соударения с

поверхностью заряда – часть твердых частиц ricoшетирует, другая часть - перемещается по поверхности со скоростью $V_{\text{ч}}$. При этом поверхность заряда нагревается за счет кондуктивного теплообмена с частицей $Q_{\text{ч}}$ и конвективного с газообразными продуктами горения воспламенителя $Q_{\text{г}}$.

В случае использования металлизированных ВС на поверхности заряда осаждаются расплавленные горячие частицы, которые прилипают к поверхности заряда и деформируются, в результате чего образуется поверхность контакта $F_{\text{к}}$, большая, чем в случае с твердыми частицами (рисунок 1).

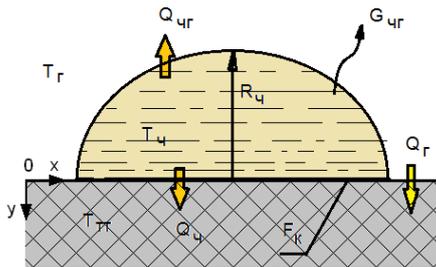


Рис. 1. Схема теплообмена жидкой частицы и ТТ

С начальными и граничными условиями:

$$T = T_{\text{н}} \quad \text{при} \quad \tau = 0;$$

$$\lambda_{\text{ч}} \frac{\partial T_{\text{ч}}}{\partial y} = \lambda_{\text{Г}} \frac{\partial T}{\partial y} \quad \text{на границе «частица-ТТ»};$$

$$\alpha_{\text{Г}} (T_{\text{Г}} - T) = -\lambda_{\text{Г}} \frac{\partial T}{\partial y} \quad \text{на границе «газ-ТТ»};$$

где $T_{\text{н}}$ – начальная температура заряда; $T_{\text{ч}}$ – температура частицы; $T_{\text{Г}}$ – температура газа; $\lambda_{\text{ч}}, \lambda_{\text{Г}}$ – коэффициенты теплопроводности частицы и ТТ.

Согласно тепловой теории воспламенения Я.Б. Зельдовича [2-4], в качестве условий воспламенения принимаются следующие: температура поверхности ТТ должна быть больше температуры вспышки $T_{\text{с}}$; количество тепла, аккумулированного в поверхностном слое заряда превысит критическое $Q_{\text{кр}}$:

$$T > T_{\text{с}}; \int_0^{\infty} (T - T_{\text{н}}) c \rho dy > Q_{\text{кр}}.$$

На рисунке 2 показана расчетная область ТТ с границами, контрольными точками и геометрическими размерами. Расчет проводился по явной схеме методом конечных разностей с количеством ячеек 1000 и 300 по осям координат, при следующих исходных данных: $\lambda = 1,087$ Вт/(м К); $c = 1160$ Дж/(кг К); $\rho = 1750$ кг/м³; $V_{\text{ч}} = 23$ м/с; температура жидкой частицы принята равной 2200 К.

Контрольные точки 1-3 располагаются по глубине топлива на расстоянии $y_{\text{км}} = 0,3; 0,6; 1,5$ мм от поверхности; расстояние $x_{\text{км}} = 5$ мм для всех контрольных точек.

Расчеты показали, что после попадания единичной твердой частицы на поверхность ТТ ее

Учитывая, что радиус канала заряда значительно больше диаметра частиц, задачу теплопроводности можно рассматривать в декартовой системе координат в двумерной постановке:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \alpha_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \alpha_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + Q \cdot z \cdot \exp\left(-\frac{E}{RT}\right),$$

где T – температура; τ – время; α_x, α_y – температуропроводность; λ, c – коэффициенты теплопроводности и теплоемкости; ρ – плотность; Q – тепловой эффект реакций; z – предэкспоненциальный множитель; E – энергия активации; R – газовая постоянная.

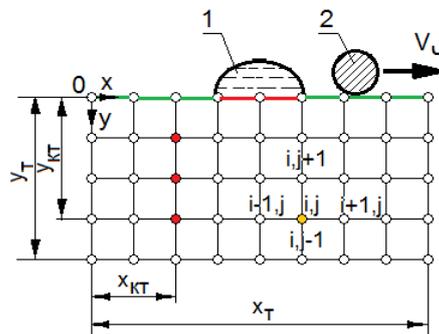


Рис. 2. Расчетная область с границами: 1 – жидкая частица; 2 – твердая частица

температура изменяется незначительно, так как время перемещения частицы по рассматриваемой области весьма мало (рис. 3). В случае ricoшетирующей частицей она практически мгновенно воздействует на поверхность заряда и не оказывает существенного влияния на ее прогрев.

В случае жидкой частицы за счет ее прилипания и большой площади контакта нагрев поверхности ТТ идет гораздо более интенсивно (рис. 3), и условия локального воспламенения выполняются уже на 50 мс.

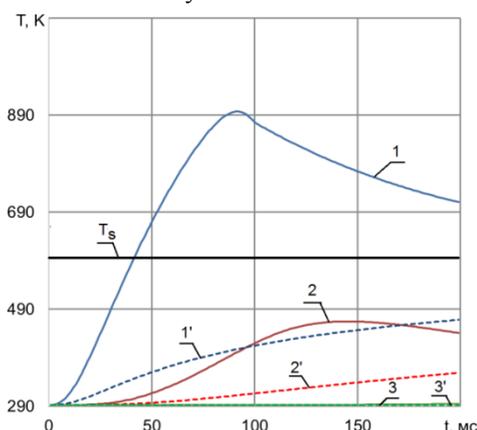


Рис. 3. Зависимость температуры поверхностного слоя ТТ от времени для жидкой и твердой частицы: 1 – 0,3мм; 2 – 0,6мм; 3 – 1,5мм; индекс «'» относится к твердой частице

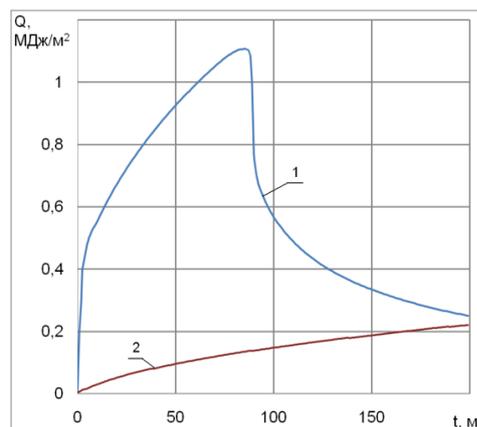


Рис. 4. Зависимость количества теплоты, запасенного в топливе от времени: 1 – жидкая частица; 2 – твердая частица

Из рисунка видно, что заряд ТТ на глубине 0,3 мм прогревается от жидкой частицы до температуры 890 К, что выше температуры вспышки, в то время как от твердой частицы только до температуры 400 К.

На рисунке 4 приведены графики изменения количества теплоты, запасенного в топливе в поверхностном слое топлива во времени.

Из рисунков видно, что жидкие частицы значительно интенсифицируют теплообмен за счет большей поверхности контакта и длительного пребывания в локальной области ТТ, в то время как серия катящихся твердых частиц более равномерно прогревает заряд ТТ по длине, но количества теплоты, запасенного в топливе в этом случае значительно меньше. При этом интенсивность накопления теплоты в поверхностном слое топлива в случае воздействия жидкой частицы значительно выше, чем при воздействии твердой частицы.

Время задержки воспламенения поверхности ТТ в зоне контакта, для жидкой частицы составляет 39 мкс, для твердой 160 мкс, то есть воспламенение локальной области поверхности ТТ от жидких частиц происходит в 4 раза быстрее. Ricoшетирующие твердые частицы не оказывают существенного влияния на прогрев поверхностного слоя ТТ.

Таким образом проведенные расчеты показали, что применение металлизированных воспламенительных составов с высоким содержанием жидкой к-фазы в продуктах сгорания значительно интенсифицирует теплообмен в поверхностные слои ТТ и уменьшает задержку воспламенения заряда, что особенно важно для двигателей большого удлинения.

Библиографический список

1. Патент № 2445502 Россия, МПК F02K9/95 Воспламенительное устройство зарядов ракетных двигателей ТТ. /Алешичева Л.И., Никитин В.А., Кудрявцев Д.А., Лебеденко Д.В., Сладков В.Ю. Регистр.иопубл.20.03.2012

2. Зельдович Я.Б., Лейтунский О.И., Либрович В.Б. Теория нестационарного горения пороха.— М.: Наука, 1975. — 132 с.
3. Аликин В.Н., Милехин Ю.М., Пак З.П. Пороха, топлива, заряды. Том 1. Методы математического моделирования для исследования зарядов твердого топлива. – М.: Химия, 2003. – 216 с.: ил.
4. Ассовский И.Г. Физика горения и внутренняя баллистика./ И.Г. Ассовский; [отв. Ред. А.М. Липанов]; ин-т химической физики им. Н.Н. Семенова. - М.: Наука, 2005. – 357с.

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: kalmykov@dep16.vniief.ru

Пороховые газогенераторы (ПГГ) с зарядами зерновых порохов получили широкое распространение в качестве источников газа в пиромеханических системах (ПС) гражданского и военного назначения, в которых совершается работа по разгону (перемещению, вытеснению и т.д.) подвижных элементов. Устройства данного класса отличаются высокой надежностью, простота изготовления, малые габариты и сравнительно невысокая стоимость вследствие больших масштабов производства их компонентов (порохов и средств инициирования). Немаловажное значение имеет также хорошее знание разработчиками пиромеханических систем баллистических характеристик штатных порохов, что снижает стоимость и трудоемкость их экспериментальной отработки.

Наибольшее распространение в практике экспериментальных работ, проводимых в РФЯЦ-ВНИИЭФ, получили газогенераторы с зарядами зерновых пироксилиновых порохов. Большое разнообразие форм и размеров последних позволяет реализовывать широкий диапазон параметров рабочего цикла ПС при действующих ограничениях прочностного характера*. В частности, разработаны и внедрены в практику аэробаллистических и ударных испытаний газогенераторы на основе одно- и многокомпонентных зарядов, состоящих из таких порохов как ВТ, 6/7фл, 9/7 и др. Разработаны и по мере поступления новых экспериментальных данных постоянно совершенствуются инженерные методики расчета внутрибаллистических параметров (ВБП) рабочего цикла ПС различных конфигураций с одной или несколькими рабочими полостями (см., например, [1]).

Для решения задач, связанных с определением ВБП рабочего цикла ПС, используются инженерные методики, основанные на известных соотношениях внутренней баллистики ствольных систем [2]. В качестве основных уравнений математической модели ПС с несколькими рабочими полостями (с газодинамическими связями) используются уравнения для давления и температуры газов, полученные путем совместного решения уравнений весового и энергетического балансов, записанных в форме Р.Е. Соркина [3]. Названные уравнения выводятся при допущении, что в каждый момент времени состав продуктов сгорания достигается только за счет химических элементов пироксилина. Для случая расчета параметров рабочей полости ПС, функционирующей на основе одного или нескольких ПГГ, уравнения для температуры и давления в дифференциальной форме запишутся следующим образом:

* Данное обстоятельство выгодно отличает пороховые исполнительные устройства от устройств взрывного типа, в которых регулирование притока газов в рабочую полость ПС во времени является более сложной задачей в силу иного механизма взрывчатого превращения ВВ.

$$\begin{cases} \dot{T} = \frac{T}{WP} \left[(k-1)\chi \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i \dot{\Psi}_i}{k_i - 1} R_i T_{Vi} + (k-1) \frac{G_j}{k_j - 1} R_j T_j - RT \left(\sum_{i=1}^n \omega_i \dot{\Psi}_i + G_j \right) - (k-1)\rho m V \dot{V} \right]; \\ \dot{P} = \frac{1}{W} \left[(k-1)\chi \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i \dot{\Psi}_i}{k_i - 1} R_i T_{Vi} + (k-1) \frac{G_j}{k_j - 1} R_j T_j - P\dot{W} - mT\dot{R} - (k-1)\rho m V \dot{V} \right], \end{cases}$$

где P , T , k и R – параметры газа: давление, температура, показатель адиабаты и газовая постоянная; W – объем рабочей полости; χ – интегральный коэффициент теплопотерь; ω_i , Ψ_i , T_{Vi} – параметры i -го порохового компонента в газопороховой фракции, истекшей в рабочую полость из ПГГ** : масса пороха, относительная часть сгоревшего пороха и изохорная температура его горения; G – секундный приток пороховых газов, индекс j – параметры притекшего газа; m , V – масса и скорость разгоняемого элемента; ρ – коэффициент второстепенных работ.

Секундный расход газа через сопло ПГГ для случая надкритического перепада давления рассчитывается, как и для ракетного двигателя, с использованием выражения, соответствующего установившемуся течению замороженного состава (см., например, [3]), а для случая критического перепада – с использованием уравнения Сен-Венана–Ванцеля для адиабатного истечения жидкости или газа через сужающееся сопло (см., например, [4]).

В течение долгого периода времени упомянутый выше подход к расчету ВБП ПС давал хорошее согласование с результатами экспериментов и успешно использовался при проектировании и экспериментальной отработке систем данного класса. Вместе с тем, в ходе экспериментальных работ с ПС вытеснительного типа [5], обладающей рабочей полостью с относительно большой величиной начального объема (см. рисунок 1), было обнаружено существенное расхождение расчетных и экспериментальных данных. Данное обстоятельство послужило отправной точкой для проведения расчетно-экспериментального исследования с целью адаптации используемой математической модели для проведения расчетов параметров ПС, обладающих большими начальными рабочими полостями.

Пиромеханическая система, схематически изображенная на рисунке 1, представляет собой крупногабаритную ($\varnothing 1200 \times 1400$) конструкцию, корпусом для которой служит контейнер 1.

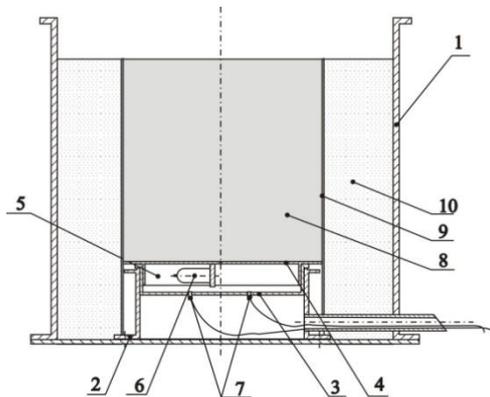


Рис. 1. Экспериментальная пиромеханическая система:

1 – контейнер; 2 – опора; 3 – днище; 4 – крышка; 5 – рабочая полость; 6 – ПГГ; 7 – датчики давления; 8 – вытесняемый сегмент; 9 – направляющая; 10 – инертный наполнитель.

** Данным образом методика расчета на основе представленных выше уравнений позволяет учитывать неполноту сгорания порохового заряда в камере ПГГ за счет уноса части пороховых зерен в рабочую полость ПС.

Исследуемая ПС имела следующие габаритно-весовые характеристики:

- диаметр рабочей полости ПС – 0,48 м;
- длина рабочего хода крышки с вытесняемым сегментом (путь разгона) – 0,05 м;
- высота вытесняемого сегмента – 0,95 м;
- масса вытесняемого сегмента – 600 кг;
- начальный объем рабочей полости ПС – 0,018 м³.

Задача экспериментов, в конечном счете, сводилась к определению конструктивных параметров ПГГ (в том числе и параметров его заряжения), при которых обеспечивается перемещение вытесняемого сегмента на высоту 1 м, за время 0,2 с. Решение внутрибаллистической задачи ограничивалось участком рабочего хода крышки с сегментом (0,05 м).

Расчеты, результаты которых в дальнейшем были приняты за основу при проектировании ПГГ, показали, что задача решается при следующих параметрах газогенератора:

- свободный объем ПГГ – $100 \cdot 10^{-6}$ м³;
- диаметр сопла ПГГ – 0,005 м;
- марка пороха – ВТ;
- масса пороха – 0,02 кг;
- давление форсирования мембраны ПГГ – 100 МПа.

Как уже было сказано, эксперимент показал неожиданный результат (см. рисунок 2), заключающийся в том, что максимальное давление в рабочей полости ПС в опыте превысило расчетное значение этого параметра в ≈ 2 раза.



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

стандартной величине его силы ($\approx 1,0$ МДж/кг) было замечено, что в рассматриваемом эксперименте масса порохового заряда в ПГГ (20 г) была сопоставима с массой воздуха, первоначально заполняющего рабочую полость ПС (≈ 22 г). Данное обстоятельство навело на мысль о том, что причиной выявленного эффекта, скорее всего, являются экзотермические процессы догорания пороховых газов в кислороде воздуха, которые проявляются, например, во время выстрела в виде дульного пламени.

Для проверки данной гипотезы была проведена серия экспериментов на установке, состоящей из ПГГ и герметичного ресивера пороховых газов, моделирующего начальную рабочую полость испытываемой ПС ($W_{\text{рес}} \approx 0,02$ м³). Во всех опытах ПГГ снаряжался порошком ВТ массой 6 г. Внутренний объем ПГГ составлял $\approx 30 \cdot 10^{-6}$ м³, диаметр сопла – 5 мм. Газовая среда в ресивере варьировалась: вакуум или газ (воздух, азот или кислород), находящийся при нормальных условиях. Экспериментальные зависимости давления в ресивере от времени показаны на рисунке 3. Было установлено, что максимальное давление порохо-

При анализе причин такого результата было отмечено, что рассчитанная по основной формуле пиростатики максимально возможная величина давления в рабочей полости ПС (оценка сверху) не должна была превысить 1,1 МПа, что значительно меньше полученной в эксперименте. Данное обстоятельство, поначалу, рассматривалось, как ошибка измерения. Однако последующие эксперименты, проведенные в аналогичной редакции, показали такой же результат.

В процессе дальнейшего анализа всевозможных причин увеличения энергетики (работоспособности) пироксилинового пороха по отношению к

вых газов в ресивере, наполненном кислородосодержащей средой, превысило максимальное

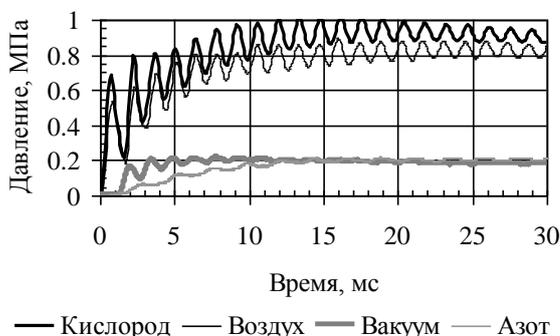


Рис. 3. Зависимости давления в ресивере от времени, зарегистрированные в разных средах

давление в ресивере с инертными средами в ≈ 4 раза. Таким образом, данный факт подтвердил существенную роль процесса догорания пороховых газов в рабочих полостях ПС, первоначально заполненных воздухом, масса которого сопоставима с массой порохового заряда в источнике давления.

Как известно, пироксилиновые пороха относятся к классу взрывчатых веществ, содержащих, в основном, углерод, водород, азот и кислород ($C_aH_bN_cO_d$). При этом основу винтовочных порохов (к которым относится порох ВТ) составляет одиннадцатиа-

зотная нитроклетчатка $C_{24}H_{29}O_9(ONO_2)_{11}$ [6]. Поскольку пироксилиновый порох имеет отрицательный кислородный баланс (минус 27 %), и к нему применима гипотеза Малляра и Ле-Шателье о том, что «в начальный момент кислород, заключающийся в ВВ, расходуется на окисление углерода в окись углерода, а затем оставшееся количество кислорода распределяется поровну на окисление образовавшегося CO в CO_2 и на окисление водорода в воду», уравнение разложения пироксилина запишется следующим образом*:



Из правой части данного уравнения видим, что в результате горения пороха весь его кислород расходуется на образование оксидных соединений углерода и водорода (данное утверждение справедливо только для случая стационарного горения пороха, при котором, как считается, окислы азота не образуются, – см., например, [2] стр.113). Однако, поскольку температура образовавшихся газов достаточно высока, в процессе их перемешивания с воздухом неполные окислы будут стремиться к более устойчивому химическому состоянию (поскольку энергия активации вторичных реакций значительно меньше, чем энергия первичных продуктов сгорания пороха). В термодинамике такие процессы объясняются правилом Бергто, согласно которому «из ряда возможных для данной системы химических превращений наиболее вероятным является то, при котором выделяется наибольшее количество теплоты». Из табличных данных [7] по тепловому эффекту реакций окиси углерода, водорода и азота с кислородом, находим, что наибольшее количество теплоты выделяется при образовании углекислого газа (+94,5 ккал/моль) и водяного газа (+ 57,7 ккал/моль).

Так как молярная масса углекислого газа составляет 0,044 кг/моль, а воды – 0,018 кг/моль, удельные теплоты образования названных веществ, равные частному от деления теплоты реакции горения на их молярную массу, будут:

для углекислого газа $Q_{CO_2} \approx 2150$ ккал/кг (или $\approx 9,0$ МДж/кг);

для воды $Q_{H_2O} \approx 3200$ ккал/кг (или $\approx 13,4$ МДж/кг).

Баллистический потенциал ВВ определяется по формуле: $\Pi = Q \cdot A = \frac{f}{k-1}$.

* Данное уравнение получено путем решения системы уравнений, замыкаемой уравнением для константы равновесия водяного газа при температуре $T=2820$ К (изохорной температуре горения пороха ВТ).

Учитывая, что механический эквивалент тепла $A=4,1868$ Дж, а показатели адиабаты $k_{CO_2} = 1,30$ и $k_{H_2O} = 1,33$, “силы” приведенных выше реакций догорания составят:

$$- f_{CO_2} = 2,70 \text{ МДж/кг};$$

$$- f_{H_2O} = 4,43 \text{ МДж/кг}.$$



Рис. 4. Работоспособность пороховых газов

пороховых газов до своих высших окислов на 1 грамм пороха в газогенераторе требуется $\sim 0,001$ м³ воздуха в рабочей полости ПС. Данное соотношение объясняет, почему в традиционных артиллерийских системах указанные выше процессы играют ничтожную роль и в расчетах ВВП выстрела не учитываются.

С учетом процессов догорания пороховых газов уравнения для температуры и давления в рабочей полости ПС могут быть записаны в следующем виде:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{T} &= \frac{T}{WP} \left[(k-1)\chi \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i \dot{\Psi}_i}{k_i - 1} R_i T_{V_i} + (k-1) \frac{G_j}{k_j - 1} R_j T_j - RT \left(\sum_{i=1}^n \omega_i \dot{\Psi}_i + G_j \right) - \right. \\ &\quad \left. - (k-1)\rho m V \dot{V} + (k-1)G_j (cQ_{CO_2} + dQ_{H_2O}) \right]; \\ \dot{P} &= \frac{1}{W} \left[(k-1)\chi \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i \dot{\Psi}_i}{k_i - 1} R_i T_{V_i} + (k-1) \frac{G_j}{k_j - 1} R_j T_j - P\dot{W} - mTR - \right. \\ &\quad \left. - (k-1)\rho m V \dot{V} + (k-1)G_j (cQ_{CO_2} + dQ_{H_2O}) \right], \end{aligned} \right.$$

где c и d — относительные массовые доли CO и H_2 в первичных продуктах сгорания пироксилинового пороха. С учетом стехиометрических коэффициентов в уравнении разложения пироксилина (1) они составляют соответственно 0,41 и 0,07.

На рисунке 5 показано, что после корректировки математической модели расчетная и экспериментальная зависимости давления в рабочей полости ПС от времени хорошо согласуются друг с другом.

Влияние эффекта догорания пороховых газов наглядно продемонстрировано на рисунке 4, на котором приводится сравнение работоспособности пороховых газов с учетом и без учета догорания их компонентов до своих высших окислов.

Зная потребность в кислороде окиси углерода и водорода для протекания реакций их окисления, нетрудно подсчитать, что для сгорания

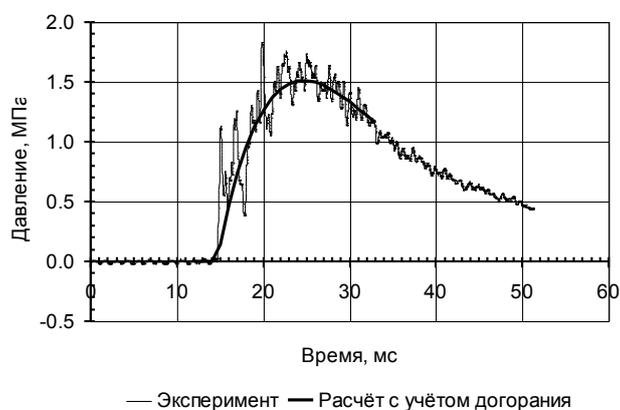


Рис.5. Экспериментальная и новая расчетная зависимости давления в рабочей полости ПС от времени

В результате расчетов с использованием доработанной математической модели было установлено, что для решения поставленной задачи массу пороха ВТ в ПГГ необходимо было снизить в 2 раза: с 20 г до 10 г.

На рисунке 6 показаны кинокадры начала и конца процесса вытеснения сегмента из испытываемой ПС.

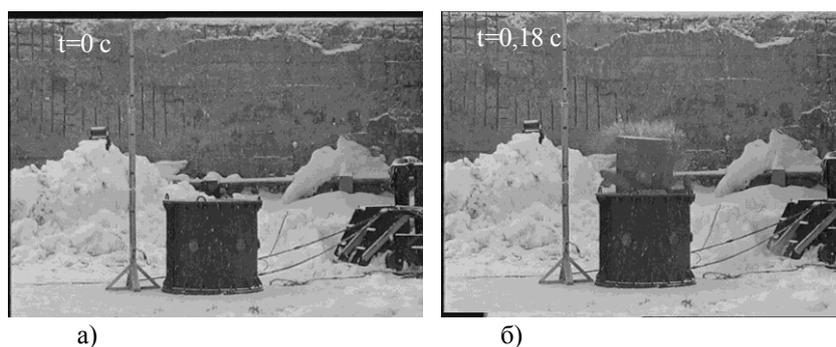


Рис. 6. Кинокадры процесса вытеснения сегмента

Библиографический список

1. *А.В. Бугаев, С.А. Краюхин, Г.П. Шляпников.* Расчетно-экспериментальное исследование пиромеханической системы с импульсным источником давления на основе пироксилинового пороха. Известия РАН, 4(49). Издание РАН, М., 2006.
2. *М.Е. Серебряков.* Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. Оборонгиз. М., 1962.
3. *Р.Е. Соркин.* Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. «Наука». М., 1967.
4. *Б.Т. Емцев.* Техническая гидромеханика. «Машиностроение». М., 1987.
5. *Бугаев А.В., Крот М.Р., Мельник А.В.* Устьевого скважинный замок. Патент на изобретение №2161693. Приоритет от 08.02.1999.
6. *А.Г. Горст.* Пороха и взрывчатые вещества. ГИОП. М., 1949.
7. *М.А. Будников и др.* Взрывчатые вещества и пороха. ГИОП. М., 1955.

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

Ю.П. ВЕРКИН, И.В. ДУНАЕВА

ФГУП «ГНПП «Сплав» 300004, г. Тула, ул. Щегловская засека, д. 33, т. (4872) 46-47-31,
E-mail: mail@splav.org,

Тульский государственный университет 3000012, г. Тула, пр. Ленина, д. 92,
т.(4872) 35-18-79, факс (4872) 35-00-06, E-mail: dwa222@mail.ru

В процессе проектирования твердотопливных двигателей, как правило, ставится задача по достижению его высокой энергоотдачи на единицу массы и технологичности изготовления. Повышение энергоотдачи на единицу массы двигателя связано с применением высокоэнергетических составов топлива, высоким коэффициентом заполнения камеры двигателя при условии уменьшения массы его корпусно-механической части.

Повышенные требования к двигателям такого вида объективны и являются базовыми, так как повышение энергоотдачи связано с повышением могущества боеприпаса в целом. Применение высокоэнергетических двигателей позволяет решать многие вопросы боевых комплексов вооружения:

- разработка новых комплексов вооружения;
- расширение диапазона применения штатных комплексов вооружения;
- унификация пусковых установок;
- снижение затраты на выполнение боевой задачи.

Разработка новых комплексов вооружения на базе высокоэнергетических двигателей позволяет сделать качественный скачок, направленный на расширение диапазона применения комплекса вооружения и существенного повышения его боевого могущества. Расширение диапазона применения штатных комплексов вооружения подразумевает использование новых или модернизированных боеприпасов на базе высокоэнергетических двигателей.

Унификация пусковых установок позволяет использовать штатные пусковые устройства, что существенно снизит затраты на разработку нового комплекса вооружения.

Снижение затрат на выполнение боевой задачи подразумевает снижение количества боеприпасов, пусковых установок, вылетов авиации за счет применения боеприпасов с повышенным боевым могуществом комплектующих высокоэнергетическим двигателем.

Для разработки подобных двигателей используются высокоэнергетические составы твердого топлива. При этом применение высокоэнергетических составов топлива с высокой плотностью заряжения 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 заряжения в такой системе «Воспламенитель-Заряд» возникают вопросы устойчивой работы передней части заряда.

В представляемой работе произведено математическое моделирование сопряженных процессов нестационарного осесимметричного течения газов в области переднего торца заряда и динамики деформирования шашки при высокой плотности заряжения ракетного двигателя с форсированным выходом на режим.

В основу математической модели газодинамических процессов протекающих в системе «Воспламенитель-Заряд» положены уравнения движения вязкого теплопроводного

гомогенного однокомпонентного газа. В общем случае в систему уравнений движения входят следующие величины: вектор скорости потока в данной точке \vec{W} и его проекции U и V на оси z и r соответственно; местные термодинамическое давление и температура P и T ; $c_v T$ – удельная внутренняя энергия смеси; плотность среды ρ ; поток энергии, связанный с тепловым движением частиц; объемный удельный поток энергии (внутреннее выделение или поглощение энергии, излучение) и некоторые другие величины, связанные с вышеперечисленными параметрами.

Математическая модель газодинамики ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) в рассматриваемых объектах в осесимметричной постановке имеет вид:

- уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \left(\frac{\partial U}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial rV}{\partial r} \right) = 0;$$

- уравнение импульса

$$\rho \frac{dU}{dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \left[\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r\tau_{rz}) \right];$$

$$\rho \frac{dV}{dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \left[\frac{\partial \tau_{rz}}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r\sigma_r) - \frac{\sigma_\varphi}{r} \right];$$

- уравнение энергии

$$\begin{aligned} \rho \frac{dE}{dt} = & \left(\frac{\partial PU}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial (rPV)}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} (\sigma_z U + \tau_{rz} V) + \\ & + \frac{\partial}{\partial r} (\tau_{rz} U + \sigma_r V) + \frac{1}{r} [(\sigma_z - \sigma_\varphi) V + \tau_{rz} U] - \\ & - \left(\frac{\partial}{\partial z} \lambda \frac{\partial T}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \lambda r \frac{\partial T}{\partial r} \right); \end{aligned}$$

- уравнение состояния $P = \rho RT$,

где $E = c_v T + (U^2 + V^2)/2$ – удельная полная энергия; \vec{W} , U , V – полный вектор скорости, составляющие скорости по осям z и r соответственно; R – газовая постоянная продуктов сгорания; формулы для напряжений вязкости имеют вид:

$$\begin{aligned} \sigma_z = \frac{2}{3} \mu \left[2 \frac{\partial U}{\partial z} - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rV) \right]; \quad \sigma_r = \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial V}{\partial r} - \frac{V}{r} - \frac{\partial U}{\partial z} \right); \\ \sigma_\varphi = \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{V}{r} - \frac{\partial U}{\partial z} - \frac{\partial V}{\partial r} \right); \quad \tau_{rz} = \mu \left(\frac{\partial U}{\partial r} + \frac{\partial V}{\partial z} \right). \end{aligned}$$

В качестве модели турбулентности для построения математического описания турбулентного движения теплоносителя в РДТТ использована полуэмпирическая двухпараметрическая двухслойная диссипативная модель турбулентности с введением турбулентной вязкости. Основные соотношения модели турбулентности имеют вид:

- уравнение для кинетической энергии турбулентности

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho \vec{W} k}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial r \rho \vec{W} k}{\partial r} = D_k + P_k - \Phi_k;$$

- уравнение для скорости диссипации

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho \vec{W} \varepsilon}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial r \rho \vec{W} \varepsilon}{\partial r} = D_\varepsilon + P_\varepsilon - \Phi_\varepsilon,$$

где D_k и D_ε – диффузионные составляющие, имеют вид

$$D_k = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} + \mu \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right]; \quad D_\varepsilon = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} + \mu \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right].$$

Генерация P_k и P_ε величин k и ε определяется соотношениями

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial W_i}{\partial x_j} + \frac{\partial W_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial W_i}{\partial x_j}; \quad P_\varepsilon = c_{1\varepsilon} \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial W_i}{\partial x_j} + \frac{\partial W_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial W_i}{\partial x_j},$$

а вязкая диссипация Φ_k и Φ_ε – формулами

$$\Phi_k = \rho k, \quad \Phi_\varepsilon = c_{1\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k},$$

$\mu_M, \mu_T, \lambda_M, \lambda_T, D_M, D_T$ – коэффициенты молекулярной и турбулентной вязкости, теплопроводности и диффузии

$$\mu_T = c_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon}, \quad \lambda_T = \frac{\mu_T}{\rho Pr_T}, \quad D_T = \frac{\mu_T}{\rho Sc_T},$$

$$\mu = \mu_M + \mu_T, \quad \lambda = \lambda_M + \lambda_T, \quad D = D_M + D_T,$$

$c_{1\varepsilon}, c_{1\varepsilon}, c_{2\varepsilon}, c_{3\varepsilon}, \sigma_k, \sigma_\varepsilon$ – эмпирические константы модели,
 Pr_T, Sc_T – турбулентные числа Прандтля и Шмидта.

Значения эмпирических констант, наиболее характерные для рассматриваемых течений, представлены в таблице 1.

Таблица 1

c_μ	$c_{1\varepsilon}$	$c_{2\varepsilon}$	$c_{3\varepsilon}$	σ_ε	σ_k
0,09	1,44	1,92	0,8	1,0	1,3

Для теоретического решения представленной сложной задачи исследования течения вязких потоков в конструкциях РДТТ, возникает необходимость решения нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных и интегральных уравнений, выражающих законы сохранения. Многомерность и сильная нелинейность указанных явлений таковы, что численные подходы представляют практически единственную возможность для их достаточно полного теоретического исследования. В связи с этим численный эксперимент приобретает в данной области важное значение в комплексе с традиционным физическим экспериментом. При этом важный принцип использования получаемых математических результатов в данном направлении состоит также в анализе физики явления и проясняет качественную картину, с помощью которой проверяется и уточняется постановка задачи.

Данная система уравнений решается модифицированным методом крупных частиц [3,4,5]. Выбранный метод позволяет учесть основные особенности процесса: значительные градиенты скорости и давления, наличие ударных волн, дозвуковых и сверхзвуковых зон в пределах рассматриваемой области, поведение нестационарной струи продуктов сгорания воспламенителя топлива при взаимодействии с подвижной границей поверхности деформируемого топливного заряда РДТТ.

Напряженно-деформированное состояние заряда РДТТ моделируется в динамической постановке с учетом нестационарного нагружения шашки твердого топлива (ТТ) в воспламенительный силовым воздействием со стороны продуктов сгорания воспламенителя. Это приводит к деформированию заряда, появлению напряжений, в результате чего может происходить отслаивание в зоне крепления, растрескивание заряда и другим негативным явлениям. Законы изменения параметров внешнего воздействия как во времени, так и в пространстве определяются в ходе решения газодинамической задачи, которые не являются независимыми от процессов деформирования. В связи с этим в данной работе реализуется фундаментальная сопряженная постановка задачи численного моделирования рассматриваемых процессов, что требует высокой мощности компьютера.

Трудность анализа рассматриваемых задач применительно к конструкциям РДТТ заключается в необходимости рассмотрения сложного процесса динамического вязкоупругого деформирования тела при воздействии изменяющегося во времени давления продуктов сгорания. В настоящее время известны различные методы математического моделирования подобных процессов, отличающиеся как применяемыми теориями, так и степенью детализации процессов деформирования. Для решения рассматриваемых задач применяются как аналитические, так и численные методы (различные варианты метода конечных разностей, метод конечных элементов). Одним из наиболее эффективных средств анализа математических моделей механики деформирования сложных нелинейных конструкций является метод конечных элементов.

Для построения численных моделей процессов динамического вязкоупругого деформирования элементов конструкций РДТТ требуется использовать наиболее общие теории, учитывающие особенности динамического деформирования составных многослойных конструкций. Выход РДТТ на номинальный режим давления внутри камеры происходит достаточно быстро (0.1 ... 0.3 с) относительно процессов ползучести. Учитывая это, для расчетов периода воспламенения ограничимся уравнениями теории вязкоупругости, принимая модуль упругости ТТ с коррекцией по скорости деформирования для малых интервалов времени. В соответствии с этим, в основу модели напряженно-деформированного состояния топливных шашек положим фундаментальные соотношения обобщенного закона Гука для изотропного материала.

Рассмотренные факторы позволяют сформулировать основные допущения и разработать математическое описание исследуемых процессов. Будем использовать следующие основные допущения:

- процессы осесимметричны;
- при деформации материала дополнительного выделения тепла не происходит;
- физико-химические и фазовые переходы в материале ТТ отсутствуют.

В качестве метода решения задачи использован метод конечных элементов (МКЭ). Общепринятая формулировка метода конечных элементов для задачи напряженно-деформированного состояния тела предполагает отыскание поля перемещений и основывается на минимизации полной потенциальной энергии системы. Решение может быть получено минимизацией функционала Лагранжа, записанного для заряда ТТ:

$$\int_w \sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} dw = \int_w F_i \delta u_i dw + \int_s T_i \delta u_i dS - \int_w \rho a_i \delta u_i dw,$$

где w и s – объем и поверхность тела; σ_{ij} , ε_{ij} – компоненты тензоров напряжений и деформаций, u_i и a_i – компоненты векторов перемещений и ускорений, F_i и T_i – компоненты векторов объемных поверхностных сил, ρ – плотность материала.

В области упругости связь напряжений и деформаций выражается в виде $\{\sigma\} = [D^E] \cdot \{\varepsilon\}$, где $[D^E]$ – матрица упругих постоянных. В связи с тем, что рассматривается начальный период внутрибаллистического процесса, малый по продолжительности, для определения сил сопротивления, вызванных явлениями вязкости, использовалась зависимость:

$$S_{ij}^m = 2\mu(T, \varepsilon_{ij}, \dot{\varepsilon}_{ij}) (\dot{\varepsilon}_{ij} - \delta_{ij} \dot{\varepsilon}_{ii} / 3),$$

где $\mu(T, \varepsilon_{ij}, \dot{\varepsilon}_{ij})$ – коэффициент, учитывающий вязкость, δ_{ij} – символ Кронекера.

Для описания процесса динамики деформирования приращение полной деформации $d\varepsilon_{ij}$ представляется в виде суммы

$$d\varepsilon_{ij} = d\varepsilon_{ij}^e + d\varepsilon_{ij}^m + \delta_{ij} d\varepsilon^T,$$

где δ_{ij} – символ Кронекера, ε^e – приращение упругой деформации, ε^m – приращение дефор-

маций вследствие вязкости, ε^T – приращение температурной деформации.

Для численного решения уравнения деформирования применялась итерационная процедура метода дополнительных деформаций.

В соответствии с методом конечных элементов построена дискретная модель тела, состоящая из конечного числа связанных соответствующим образом в узловых точках конечных элементов. Для расчета как механической, так и газодинамической задач в осесимметричной постановке использовались единые гибридные элементы, состоящие из нескольких кольцевых треугольных конечных элементов с тремя узлами с линейной функцией распределения перемещений и температуры.

Глобальное разрешающее уравнение МКЭ для НДС имеет вид

$$[K]\{u\} = \{F\} - \{D\}^T \left\{ \frac{\partial u}{\partial t} \right\} - \{M\}^T \left\{ \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \right\},$$

где $[K]$, $\{F\}$, $\{D\}^T$, $\{M\}^T$ – глобальные матрицы жесткости, узловых внешних сил, демпфирования и масс.

Дискретизация по времени при численном расчете динамического процесса деформирования осуществлена методом конечных разностей с применением неявной разностной схемы

$$\begin{aligned} & \left([K] + \frac{1}{2\Delta t}[D] + \frac{1}{\Delta t^2}[M] \right) \{u^{k+1}\} = \\ & = \{F^k\} + \frac{1}{2\Delta t} \{D\}^T \{u^{k-1}\} + \frac{1}{\Delta t^2} \left(\{M\}^T (2\{u^k\} - \{u^{k-1}\}) \right). \end{aligned}$$

По разработанным моделям создан алгоритм и программа численного моделирования рассматриваемых процессов. Для оценки справедливости предложенных соотношений и алгоритма вычислений было произведено решения ряда тестовых задач и доказана сходимость и устойчивость решений.

С использованием данной методики проведено решение задачи по оценке воздействия потока продуктов сгорания заряда воспламенительного устройства, размещенного в переднем днище, на сопловой торец заряда, оптимизации параметров заряда воспламенительного устройства и выбора рациональной конфигурации торца заряда

С использованием разработанной методики проведено 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

На рис.1 представлена расчетная схема исследуемого варианта конструкции. 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.

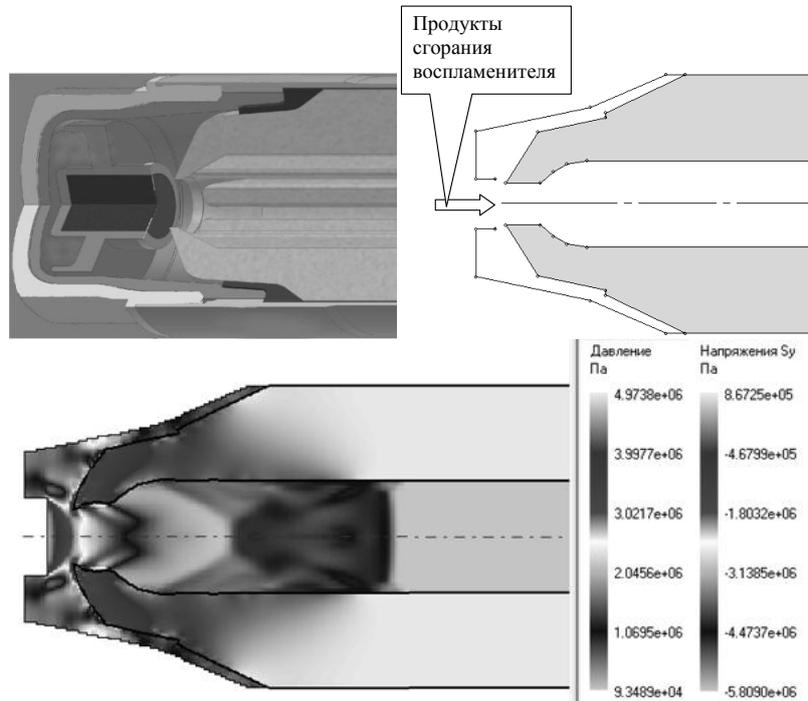


Рис. 1. Расчетная схема и результаты моделирования сопряженных процессов нестационарного двумерного течения газов в области переднего торца заряда и динамики деформирования шашки

В процессе функционирования происходит потеря устойчивости передней части заряда, вызванная его «схлопыванием» и последующим разрушением (рис.2, сплошная кривая).

Для снижения негативных воздействий передней части заряда была произведена его доработка на основании результатов компьютерного моделирования. После доработки заряда был произведен натурный эксперимент с положительным результатом (рис.2, пунктирная кривая). В результате расчетов подтверждены параметры численного эксперимента с натурным.

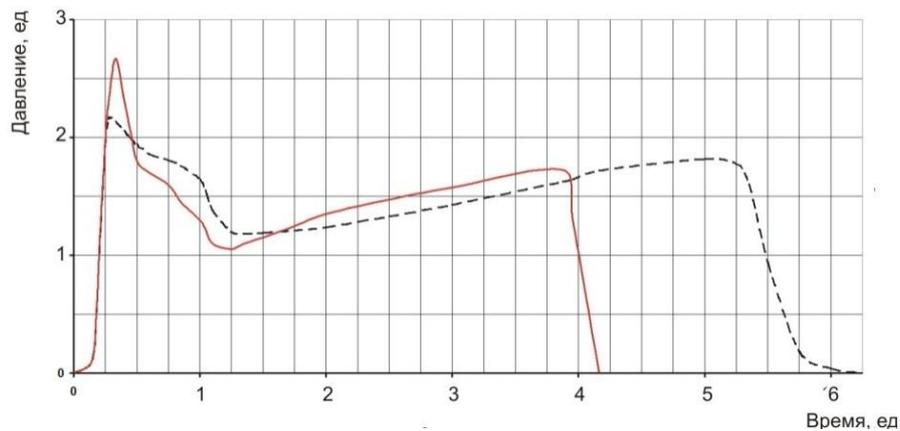


Рис. 2 График зависимости давления от времени (сплошная линия – демонтаж заряда, пунктирная – после доработки заряда)

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.

Библиографический список

1. *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1973. 847с.
2. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. М.,-Наука, 1976. 888с.
3. *Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М.* Метод крупных частиц в газовой динамике. - М.: Наука, 1982. - с.
4. *Зенкевич О.* Метод конечных элементов в технике. - М.: Мир, 1975, – 541с.
5. *Бригадиров Г.В., Дунаев В.А.* Численное моделирование внутриваллистических процессов в теплоэнергетических установках.//Труды 21-го международного пиротехнического семинара. - Москва, АНРФ.- 1995 г., с.88-96.

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

Для повышения дальности полёта управляемых и неуправляемых артиллерийских снарядов на них устанавливаются ракетные или ракетно-прямоточные 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.

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 [1, 2, 3]. При расчётах учитывалось упругое поведение материала при динамическом нагружении, которое в зависимости от скорости деформации могло достигать 25%.

Исследовалось НДС в осесимметричной постановке одноканальной цилиндрической шашки из смесового топлива, бронированной по наружной поверхности и одному из торцов с опорой на бронированный торец (рис.1). Принимались следующие граничные условия: на левой опорной поверхности заряд жёстко закреплён и перемещения его не допускались; правая торцевая небронированная поверхность была свободна и могла перемещаться, однако на расстоянии 3 мм от неё располагалась жёсткая стенка, в которую она упиралась при

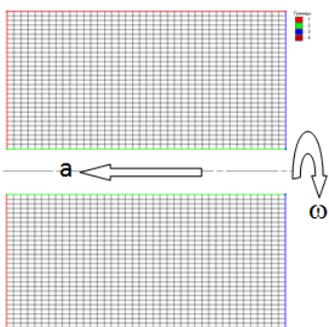


Рис. 1. Расчетная схема нагружения заряда

существенных деформациях; наружная цилиндрическая бронированная поверхность опиралась на стенку корпуса двигателя, но могла свободно проскальзывать относительно её; небронированная внутренняя цилиндрическая поверхность упиралась в центральную решётку, но тоже могла проскальзывать относительно её.

Моделирование НДС заряда проводилось при действии на него сложной комбинированной нагрузки, соответствующей условиям движения снаряда в стволе: продольных инерционных сил от перегрузки при старте и центробежных сил, вызванных вращением снаряда вокруг продольной оси. Характер изменения во времени указанных нагрузок показан на рис.2 и 3.

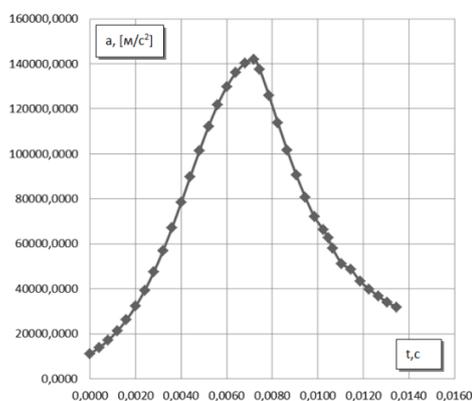


Рис.2. Изменение осевого ускорения во времени

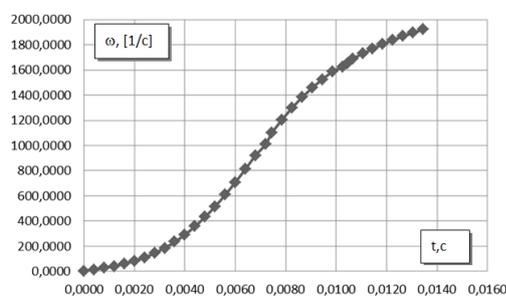


Рис.3. Изменение скорости осевого вращения во времени

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.

На рис. 4 представлена динамика деформаций заряда во времени при действии указанной, переменной во времени, комбинированной нагрузки (Показана только верхняя половина заряда в силу полной его симметричности. Направление полёта снаряда – слева направо). 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 (выпучива-

лась) и упиралась в жёсткую стенку, расположенную на расстоянии 3мм. 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.

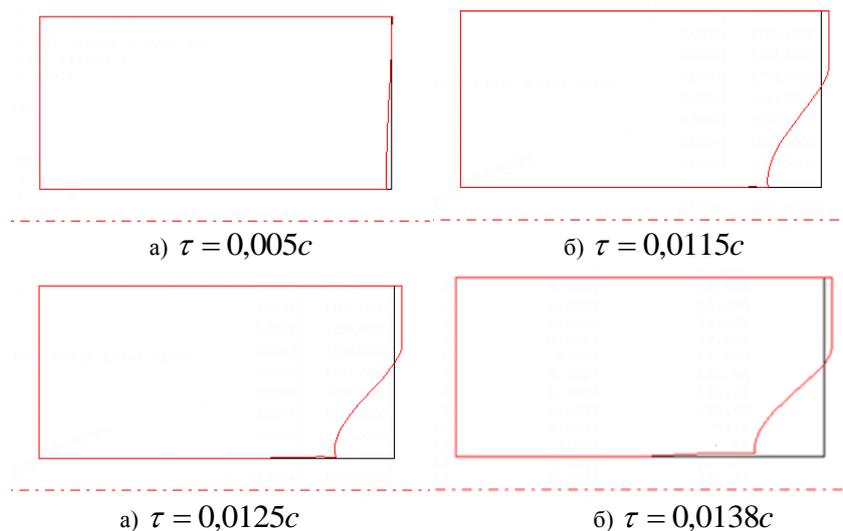


Рис. 4. Изменение деформации заряда во времени

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 сжиматься в продольном направлении и перемещаться к центру, прижимаясь к опорной решётке, и центробежных сил, действующих от центра к периферии, оттягивающих её от решётки. Так как на данной поверхности из-за увеличения напора массы по мере удаления от свободного торца, то баланс сил вдоль оси изменяется. Надо учитывать и тот факт, что и продольная и центробежная нагрузки переменны во времени (см. рис. 2 и 3). Под действием комбинированной нагрузки внутренняя поверхность сжимается, уменьшаясь по высоте примерно на 20%, затем, ещё примерно на 10% высоты, на этой поверхности преобладают растягивающие напряжения, под их действием которых поверхность заряда оттягивается от решётки, расположенной в центре, что особенно хорошо проявляется для дульного момента, когда центробежные нагрузки достигают максимального значения, а продольные уже убывают. То есть на этой высоте (примерно 30% от верхнего края) можно рекомендовать размещение расходных отверстий без риска выдавливания топлива через них под действием комбинированной нагрузки. При дальнейшем удалении от свободного торца напряжения, действующие на заряд, в слоях, прилегающих к внутренней поверхности, из-за преобладания продольной нагрузки становятся сжимающими, под действием которых топливо может выдавливаться через отверстия решётки.

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. На рис. 5 показано изменение формы заряда после вылета снаряда за пределы дульного среза, когда на него действуют

только центробежные силы. Как видно из рисунка, свободный торец, деформируясь, упирается в жёсткую преграду, а свободная внутренняя поверхность с течением времени всё больше оттягивается от решётки. Таким образом, разрушение заряда, связанное с выдавливанием топлива через отверстия решётки, возможно только при движении снаряда по каналу ствола, в дальнейшем такой опасности не существует.

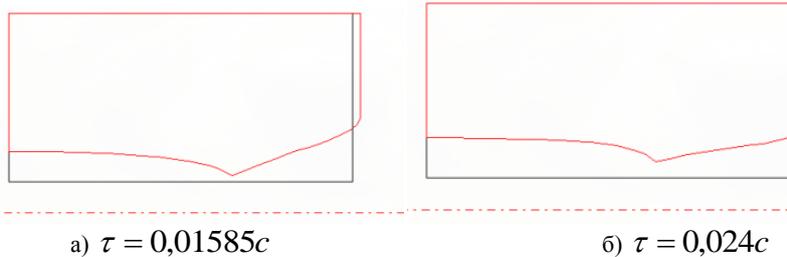


Рис. 5. Динамика деформации заряда после вылета снаряда из канала ствола (при действии на него только центробежных сил)

Наличие выступа на этой поверхности объясняется тем, что сжимающие напряжения, возникающие около угловой точки свободного торца заряда из-за упора его в стенку, препятствуют оттягиванию внутренней поверхности от решётки центробежными силами. Указанный выступ представляет смещённую угловую точку свободного торца, он препятствует одновременному воспламенению заряда по всей поверхности, поэтому целесообразно в данной угловой точке сделать фаску, размером примерно 5 мм.

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.

Расчёты НДС заряда с такими же радиальными размерами, но большей длины, при действии тех же нагрузок показали полную идентичность картины деформирования заряда.

Необходимо отметить, что вследствие деформирования заряда изменяется 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.

Библиографический список

1. *Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В.* Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 328с.
2. *Дунаев В.А.* Численное моделирование сопряженных процессов термомеханики в тепло-энергетических установках // Материалы докладов Всероссийской научно-практической конференции "Первые Окуневские чтения", С.-Петербург, 1997.- с.106-108.
3. *Дунаев В.А., Бригадиров М.Г.* Численное моделирование сопряженных процессов термомеханики РДТТ. "Оборонная техника". 1995 г. - № 8, с.46-49.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ДВУХФАЗНЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В МЕЖСЕКЦИОННОМ ОБЪЕМЕ РДТТ

И.В. ДУНАЕВА, О.А. ЕВЛАНОВА, А.А. КАШИРКИН

Тулский государственный университет

3000012, Тула, пр. Ленина, 92

т.(4872) 35-18-79, факс (4872) 35-00-06, E-mail dwa222@mail.ru

Проблема обеспечения тепловой защиты корпусов двигателей с зарядами из смеси топлива осложняется наличием в продуктах сгорания высокотемпературной конденсированной фазы. В этом случае, помимо эрозионного уноса теплозащитных материалов при взаимодействии их с высокоскоростным газовым потоком, тепловые нагрузки увеличиваются также за счет осаждения высокотемпературных частиц К-фазы на поверхности теплозащитного материала. Следствием этого является интенсивный прогрев материалов в областях осаждения.

Прогнозирование тепловых режимов конструкции в областях тепловой защиты с осаждением части К-фазы и агломератов в лётных условиях по результатам стендовых испытаний не всегда корректно из-за невозможности воспроизведения массовых сил. Типичным примером подобных областей в двигателях с секционными зарядами является область межсекционного объёма.

Для численной оценки параметров осаждения частиц на теплозащитный материал в области межсекционного объёма использовалась следующая математическая модель, рассматривающая течение гетерогенного потока как "движение взаимопроникающих континуумов" [1]:

Система уравнений для газовой фазы имеет вид:

– уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{W}) = 0, \quad \forall x_m \in V_0, t > 0;$$

– уравнение количества движения

$$\rho \frac{d\vec{W}}{dt} = \rho \vec{F} - \text{grad}P + \text{Div} \sigma - \vec{F}_f, \quad \forall x_m \in V_0, t > 0;$$

– уравнение энергии

$$\rho \frac{dE}{dt} = \rho \vec{F} \cdot \vec{W} - \text{div}(P\vec{W}) + \text{div}(\sigma\vec{W}) - e_f, \quad \forall x_m \in V_0, t > 0;$$

– уравнение состояния для идеального газа:

$$P = \rho RT,$$

где V_0 – объём области; t – время, $E = U + W^2/2$ – удельная полная энергия смеси, $U = c_v T$ – удельная внутренняя энергия, c_v – удельная теплоемкость; R – газовая постоянная, \vec{W} – вектор скорости газового потока в данной точке; P и T – местные термодинамические давление и температура; x_m – пространственные координаты; ρ – плотность газа; σ – тензор напряжений вязкости; \vec{F} – вектор плотности внешних массовых сил, \vec{F}_f – вектор приведенных сил межфазового взаимодействия $\vec{F}_f = \frac{1}{8} C_\delta \rho \pi \delta^2 |\vec{W} - \vec{W}_k| * (|\vec{W} - \vec{W}_k|)$; C_δ – коэффициент аэродинамического сопротивления частицы; $e_f = F_f \cdot |\vec{W} - \vec{W}_k|$ – интенсив-

ность обмена удельной полной энергией межфазового взаимодействия (включающая теплообмен, работу межфазовых сил),

Соответствующие уравнения для К-фазы:

- уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho_k}{\partial t} + \text{div}(\rho_k \vec{W}_k) = 0, \quad \forall x_m \in V_o, t > 0;$$

- уравнение количества движения

$$\rho_k \frac{d\vec{W}_k}{dt} = \rho_k \vec{F} + \vec{F}_f, \quad \forall x_m \in V_o, t > 0;$$

- уравнение энергии

$$\rho_k \frac{dE_k}{dt} = \rho_k \vec{F} \cdot \vec{W}_k + e_f, \quad \forall x_m \in V_o, t > 0,$$

где доли объема, занимаемые газовой и К-фазой, характеризуются величинами их объемного содержания (α_g и α_k), и в соответствии с этим вводится понятие приведенной плотности фаз: $\rho = \alpha_g \rho_{g0}$, $\rho_k = \alpha_k \rho_{k0}$.

Замыкание системы осуществляется с помощью двухпараметрической модели турбулентности и краевых условий задачи.

Для расчета рассматриваемых течений используется численный метод, построенный на основе схемы расщепления метода крупных частиц [2], но реализованном на неравномерной сетке метода конечных элементов с заданной функцией распределения параметров по пространству [3]. Необходимость введения нерегулярной сетки объясняется тем, что при использовании численных методов для моделирования таких течений возникают проблемы задания криволинейных границ каналов со сложными формами проточных полостей, характерных для конструкций РДТТ. Особенно важно введение такой сетки при расчете гетерогенных потоков, так как ступенчатая аппроксимация границ приводит к дополнительным ошибкам, связанным с накоплением К-фазы в угловых областях сетки.

По разработанной численной модели созданы алгоритм и программа численного моделирования и проведены исследования газодинамических процессов в межзарядном объеме РДТТ перспективного класса РСЗО. Схема фрагментов исследуемой конструкции представлена на рис. 1.

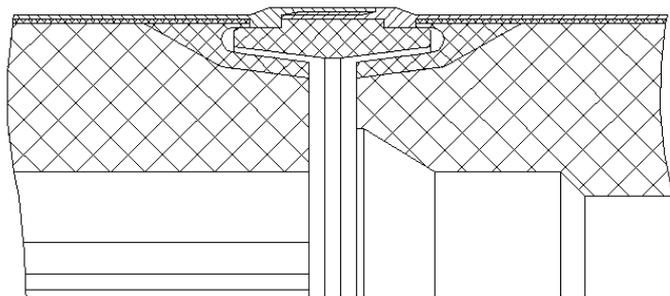


Рис.1. Схема межзарядного объема РДТТ РСЗО

В процессе вычислительных экспериментов проведены расчеты течения продуктов сгорания твердого топлива в межзарядном объеме исследуемого РДТТ с учетом наличия К-фазы.

Рассмотрены несколько вариантов межзарядного объема, отличающихся различным диаметром внутреннего канала головной шашки твердого топлива и формой взодной части канала хвостовой шашки, определена интенсивность теплообмена на поверхности контакта

высокотемпературного газового потока со стенкой камеры сгорания и распределение давления по поверхности торца хвостовой шашки в рассматриваемом объеме при различных вариантах конструкции на стационарных режимах течения.

На рис.2 представлены результаты исследования газодинамического процесса в полости межрядного объема с учетом наличия конденсированной фазы в продуктах сгорания смесового твердого топлива. Анализ рисунков показывает, что при втекании струи в межрядный объем из внутреннего канала шашки происходит расширение потока, при этом частицы к-фазы, вследствие их большей инерционности, отстают от газового потока и не успевают развернуться за газовой струей.

За счет взаимодействия гетерогенного потока с торцом хвостовой шашки возникает локальное повышение давления и поэтому при входе в застойную зону наблюдается разворот потока на 90 градусов. Частицы к-фазы здесь также не успевают развернуться и концентрируются на поверхности хвостовой шашки.

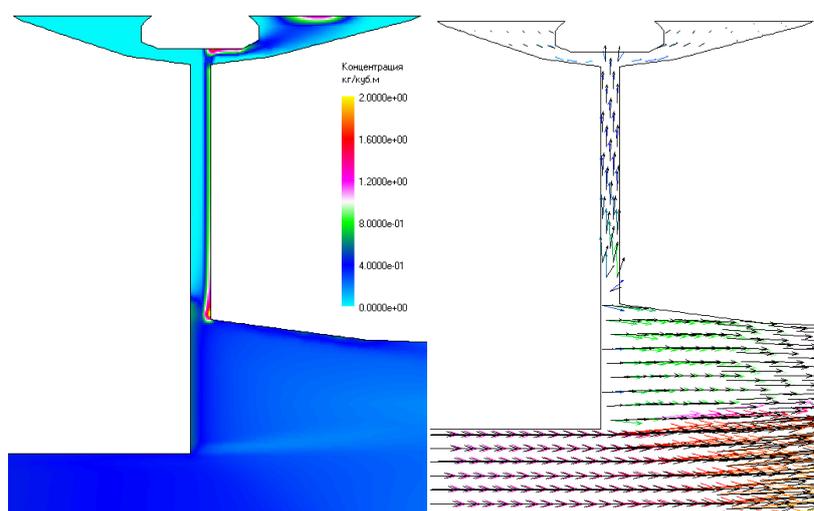


Рис. 2. Распределение концентрации к-фазы и векторная картина течения газа и К-фазы в межрядном объеме

Рисунок показывает, что при входе в застойную зону наблюдаются области локальной концентрации частиц к-фазы на поверхности конструкции камеры сгорания. Учитывая высокую температуру частиц и повышенную интенсивность теплообмена в таких областях осаждения К-фазы, можно сделать вывод о необходимости усиления теплозащиты этих поверхностей конструкции. Полученные характеристики гетерогенного потока в зонах повышенной концентрации частиц позволяют рассчитать необходимые для теплового расчета параметры теплообмена с поверхностью камеры РДТТ.

Библиографический список

1. Нигматулин Р.И. Основы механики гетерогенных сред.– М.: Наука, 1978, 336с.
2. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. - М.: Наука, 1982. 324 с.
3. Дунаев В.А. Численное моделирование сопряженных процессов термомеханики в теплоэнергетических установках // Материалы докладов Всероссийской научно-практической конференции "Первые Окуневские чтения", С.-Петербург, 1997. С.106-108

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В БЕССОПЛОВОМ РДТТ

М.Ю. ЕГОРОВ¹, Д.М. ЕГОРОВ²

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

²*ФГУП «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. внутриваллистического расчёта) является одной из главных задач при разработке и проектировании РДТТ [1, 2]. 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].

Для устранения этого факта в предлагаемой работе предпринята попытка численного исследования динамики внутрикамерных процессов в бессопловом РДТТ с учётом особенностей этого типа ракетных двигателей. Метод исследования – постановка прямого вычислительного эксперимента. Рассматривается сопряжённая задача, включающая в себя:

- нестационарное срабатывание воспламенителя;
- нестационарный прогрев, воспламенение и последующее нестационарное и турбулентное горение заряда твёрдого топлива;
- нестационарное трёхфазное гомогенно–гетерогенное течение воздуха и продуктов сгорания воспламенительного состава и продуктов сгорания 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.

1. Срабатывание воспламенителя. Процесс срабатывания воспламенителя (ВУ) описывается на основе экспериментально-теоретического подхода, предложенного в [6]. Путём решения обратной задачи внутренней баллистики для системы «воспламенитель – имитатор свободного объёма камеры сгорания РДТТ» рассчитывается реальный газоприток от ВУ с учётом особенности горения заряда воспламенительного состава, а именно догорания продуктов сгорания за корпусом ВУ.

Основная система дифференциальных уравнений, описывающих процесс срабатывания ВУ РДТТ, имеет следующий вид:

- изменение давления в корпусе ВУ

$$\frac{dP_{\theta}}{dt} = \frac{R_{\theta} \cdot T_{\theta}}{V_{\theta}} \cdot \left[v_{\theta} \cdot s_{\theta} \cdot (\rho_{\theta}^{uu} - \rho_{\theta}) - \dot{m} \right]; \quad (1)$$

- изменение давления в камере сгорания РДТТ

$$\frac{dP_{kc}}{dt} = \frac{R_{kc} \cdot T_{kc}}{V_{kc}} \cdot \dot{m}. \quad (2)$$

В (1) и (2), далее по тексту приняты обозначения: P – давление; T – температура; V – свободный объём; ρ – плотность; v – скорость горения; t – время; \dot{m} – массовый расход (приход); R – газовая постоянная; S – площадь поверхности горения. Буквенные индексы указывают на параметры воспламенителя (θ), камеры сгорания (kc), шашки (u).

Выразив из (1) \dot{m} , подставив его в (2) и разрешив полученное относительно v_{θ} , имеем

$$v_{\theta} = \frac{1}{s_{\theta} \cdot (\rho_{\theta}^{uu} - \rho_{\theta})} \cdot \left(\frac{V_{\theta}}{R_{\theta} \cdot T_{\theta}} \cdot \frac{dP_{\theta}}{dt} + \frac{V_{kc}}{R_{kc} \cdot T_{kc}} \cdot \frac{dP_{kc}}{dt} \right). \quad (3)$$

Выражение (3) является основным расчётным соотношением, в котором P_{θ} и P_{kc} и их производные по времени определяются экспериментально на специально созданной лабораторной установке.

Однако такой способ определения скорости горения неудобен, так как для каждого конкретного ВУ сначала необходимо провести эксперимент по замеру рабочего давления, а затем осуществить расчёт. Удобнее обобщить и связать напрямую значение скорости горения заряда воспламенителя v_{θ} с параметрами, определяющими процесс горения конкретного воспламенительного состава в корпусе воспламенителя (площадью перфорации корпуса воспламенителя F_{kp} , площадью поверхности горения заряда воспламенителя S_{θ} и свободным объёмом в корпусе воспламенителя V_{θ}), в виде $v_{\theta} = f(F_{kp}, S_{\theta}, V_{\theta})$. Такого рода связи, не вникая в сущность сложного физико-химического процесса горения, можно найти в статистическом подходе, используя полиномиальные модели, например, вида:

$$v_{\theta} = A_0 + A_1 \cdot X1 + A_2 \cdot X2 + A_3 \cdot X1 \cdot X2 + A_4 \cdot X1^2 + A_5 \cdot X2^2 + A_6 \cdot X1 \cdot X2^2, \quad (4)$$

$$X1 = \left(\frac{F_{kp}}{V_{\theta}} - B_1 \right) / B_2, \quad X2 = \left(\frac{S_{\theta}}{V_{\theta}} - C_1 \right) / C_2,$$

а для нахождения коэффициентов полинома применить теорию планирования эксперимента. Здесь $A_0, \dots, A_6, B_1, B_2, C_1, C_2$ – коэффициенты полинома.

По полиномиальной зависимости (4) в дальнейшем определяется газоприток от ВУ в камеру сгорания РДТТ.

2. Воспламенение и горение заряда твёрдого топлива. Описание процесса нестационарного прогрева, воспламенения и последующего нестационарного и турбулентного горения заряда твёрдого топлива (ТТ) базируется на модели Мержанова-Дубовицкого с учётом влияния газовой фазы на процесс горения в конденсированной фазе (к-фазе) [7]. ТТ рассматривается как твёрдое тело, к которому применимы известные уравнения теплопровод-

ности и химической кинетики. Для удобства будем рассматривать эти уравнения в системе координат, связанной с поверхностью горения, направив ось от поверхности в ТТ. Считаем, что реакции в k -фазе удовлетворяют закону Аррениуса. Тогда в предположении «0»-мерности порядка химических реакций данная система уравнений, описывающая процесс имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_k}{\partial t} &= \kappa_k \cdot \frac{\partial^2 T_k}{\partial y_k^2} + \nu_k \cdot \frac{\partial T_k}{\partial y_k} + \frac{Q_k}{c_k} \cdot \Phi_k(T_k); \\ \frac{\partial \beta}{\partial t} &= \nu_k \cdot \frac{\partial \beta}{\partial y_k} + \Phi_k(T_k), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\Phi_k(T_k) = Z_k \cdot \exp\left(-\frac{E_k}{R_0 \cdot T_k}\right)$.

В (5) приняты обозначения: c – удельная теплоёмкость, E – энергия активации, Q – тепловой эффект реакции, R_0 – универсальная газовая постоянная, y – координата, Z – предэкспонент, β – глубина превращения топлива, κ – коэффициент температуропроводности. Буквенный индекс указывает на параметры ТТ (k).

До воспламенения в (5) необходимо положить $\nu_k = 0$. Условие горения принимается в виде $\beta_s = \beta_* = 1$. Это же условие выбирается и в качестве условия воспламенения.

До воспламенения начальные и граничные условия для (5) имеют вид:

$$\begin{aligned} t = 0, \quad y_k \geq 0, \quad T_k = T_0, \quad \beta = 0; \\ t \geq 0, \quad y_k = 0, \quad -\lambda_k \cdot \frac{\partial T_k}{\partial y_k} = \alpha_\tau \cdot (T_g - T_s), \quad \beta < \beta_*; \\ t \geq 0, \quad y_k = \infty, \quad T_k = T_0, \quad \beta = 0. \end{aligned} \quad (6)$$

После воспламенения систему уравнений (5) необходимо решать совместно с уравнениями, описывающими процесс горения через параметры газовой фазы. При этом на поверхности горения необходимо выставлять граничные условия четвёртого рода:

$$\begin{aligned} t > t_*, \quad y_k = 0, \quad T_k = T_s, \quad \beta_s = \beta_*, \\ -\lambda_k \cdot \frac{\partial T_k}{\partial y_k} = q_s - (c_{ps} - c_k) \cdot \rho_k \cdot \nu_k \cdot T_s - \left(a - \frac{1}{\rho_k}\right) \cdot \rho_k \cdot \nu_k \cdot P; \\ t > t_*, \quad y_k = \infty, \quad T_k = T_0, \quad \beta = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

В (6) и (7) дополнительно приняты обозначения: a – коволюм газа, c_p – удельная теплоёмкость при постоянном давлении, q – тепловой поток, α_τ – коэффициент теплоотдачи, λ – коэффициент теплопроводности. Буквенные индексы указывают на параметры газа (g), поверхности горения (s), специальный параметр ($*$) [параметр зажигания].

Основным назначением уравнений газовой фазы зоны горения ТТ является реализация связи между параметрами осреднённого газодинамического течения и тепловым потоком на поверхность ТТ. Для определения этой связи использовались критериальные соотношения в рамках подхода Ж. Ленуара - Дж. Робийера - Г.К. Каракозова. В соответствии с развитыми в рамках этого подхода представлениями, полный тепловой поток на поверхность ТТ (q_s) складывается из двух составляющих: теплового потока, зависящего от давления (q_p), и теплового потока, обусловленного течением газа вдоль поверхности горения (q_u). Таким образом, имеем (см. [5]):

$$q_s = q_p + q_u. \quad (8)$$

Система дифференциальных уравнений (5-7), с учётом замыкающих соотношений (8), интегрировалась численно конечно-разностным сеточным методом. Применялась неравномерная сетка. В расчётах использовались явные и неявные схемы аппроксимации пер-

вого и второго порядка точности. Для разрешения неявных конечно-разностных соотношений применялся метод прогонки.

3. Газовая динамика в камере сгорания бесплового РДТТ. Для математического описания процесса течения в камере сгорания РДТТ будем использовать подходы механики сплошных многофазных сред [7 – 12]. Воздух в камере сгорания, газообразные продукты сгорания воспламенительного состава и продукты сгорания заряда ТТ назовём первой фазой. Мелкодисперсные частицы в продуктах сгорания заряда ТТ (окисел алюминия) – второй фазой. Мелкодисперсные частицы в продуктах сгорания воспламенительного состава (окисел магния) назовём третьей фазой. Первую, вторую и третью фазы будем считать гомогенно-гетерогенной смесью со своими температурами и скоростями движения. В такой системе каждая фаза занимает часть объёма смеси: $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$. Движение их рассматривается как движение взаимопроникающих и взаимодействующих сред.

Полную нестационарную систему вихревых дифференциальных уравнений газовой динамики для осесимметричного (цилиндрическая система координат) гомогенно-гетерогенного потока в камере сгорания РДТТ запишем в виде:

- уравнения неразрывности (сохранения массы)

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho_1}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_1 \mathbf{W}_1) &= G_{gw} + G_{g\theta}; \\ \frac{\partial \rho_2}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_2 \mathbf{W}_2) &= G_{pw}; \\ \frac{\partial \rho_3}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_3 \mathbf{W}_3) &= G_{p\theta}; \\ \frac{\partial(\rho_1 \varphi)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_1 \varphi \mathbf{W}_1) &= \varphi_w \cdot G_{gw} + \varphi_\theta \cdot G_{g\theta}; \\ \varphi &= k, c_p, \mu, \lambda, a;\end{aligned}\tag{9}$$

- уравнения сохранения импульса по осям координат

$$\begin{aligned}\frac{\partial(\rho_1 v_1)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_1 v_1 \mathbf{W}_1) + \alpha_1 \cdot \frac{\partial P}{\partial r} &= -\tau_r^{12} - \tau_r^{13} + W_{rw} \cdot G_{gw} + W_{r\theta} \cdot G_{g\theta}; \\ \frac{\partial(\rho_1 w_1)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_1 w_1 \mathbf{W}_1) + \alpha_1 \cdot \frac{\partial P}{\partial z} &= -\tau_z^{12} - \tau_z^{13} + W_{zw} \cdot G_{gw} + W_{z\theta} \cdot G_{g\theta}; \\ \frac{\partial(\rho_2 v_2)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_2 v_2 \mathbf{W}_2) + \alpha_2 \cdot \frac{\partial P}{\partial r} &= \tau_r^{12} + W_{rw} \cdot G_{pw}; \\ \frac{\partial(\rho_2 w_2)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_2 w_2 \mathbf{W}_2) + \alpha_2 \cdot \frac{\partial P}{\partial z} &= \tau_z^{12} + W_{zw} \cdot G_{pw}; \\ \frac{\partial(\rho_3 v_3)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_3 v_3 \mathbf{W}_3) + \alpha_3 \cdot \frac{\partial P}{\partial r} &= \tau_r^{13} + W_{r\theta} \cdot G_{p\theta}; \\ \frac{\partial(\rho_3 w_3)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_3 w_3 \mathbf{W}_3) + \alpha_3 \cdot \frac{\partial P}{\partial z} &= \tau_z^{13} + W_{z\theta} \cdot G_{p\theta};\end{aligned}\tag{10}$$

- уравнения сохранения внутренней удельной энергии

$$\begin{aligned}\frac{\partial(\rho_2 J_2)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_2 J_2 \mathbf{W}_2) &= q_k^{12} + q_l^{12} + J_{p2} \cdot G_{pw}; \\ \frac{\partial(\rho_3 J_3)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_3 J_3 \mathbf{W}_3) &= q_k^{13} + q_l^{13} + J_{p3} \cdot G_{p\theta};\end{aligned}\tag{11}$$

- уравнение сохранения полной удельной энергии смеси

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho_1 E_1)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_2 E_2)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_3 E_3)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_1 E_1 \mathbf{W}_1) + \operatorname{div}(\rho_2 E_2 \mathbf{W}_2) + \\ & + \operatorname{div}(\rho_3 E_3 \mathbf{W}_3) + \operatorname{div}(\alpha_1 P \mathbf{W}_1) + \operatorname{div}(\alpha_2 P \mathbf{W}_2) + \operatorname{div}(\alpha_3 P \mathbf{W}_3) = \\ & = (E_{gw} \cdot G_{gw} + E_{p2} \cdot G_{pw}) + (E_{ge} \cdot G_{ge} + E_{p3} \cdot G_{pe}) - q_{l0}^1. \end{aligned} \quad (12)$$

Для замыкания системы дифференциальных уравнений (9) – (12) будем использовать уравнение состояния в виде

$$P = (k-1) \cdot \rho_1^u \cdot \left(E_1 - \frac{W_1^2}{2} \right) \cdot \frac{1}{1 - a \cdot \rho_1^u}. \quad (13)$$

В (9) – (13) приняты обозначения: E – полная удельная энергия, J – внутренняя удельная энергия, G – расходно-приходный комплекс, k – показатель адиабаты, q – функция теплового межфазного взаимодействия, v, w – проекции вектора скорости по оси $0R, 0Z$, W – модуль вектора скорости, \mathbf{W} – вектор скорости, r, z – координаты вдоль оси $0R, 0Z$, μ – коэффициент динамической вязкости, τ – функция силового межфазного взаимодействия. Буквенные индексы указывают на параметры газа (g), конвективный (k), лучистый (l), лучистый объёмный (l_0), частицы (p), заряд ТТ (w), воспламенитель (e), истинное значение (u).

Выражения в (9) – (12) для расходно-приходных комплексов, функций силового и теплового межфазного взаимодействия, а также используемые в расчётах дополнительные соотношения подробно изложены в [7, 12].

4. Движение заглушки камеры сгорания. Будем исходить из следующей модели движения заглушки бесоплового РДТТ. На начальный момент времени камера сгорания ракетного двигателя герметично закрыта заглушкой. Заглушка неподвижна. При срабатывании ВУ и воспламенении поверхности горения заряда ТТ давление в камере сгорания РДТТ постепенно возрастает. В момент, когда давление продуктов сгорания в районе дна заглушки достигает некоторого критического значения (давления страгивания), заглушка начинает своё движение. При страгивании и в процессе движения заглушка сохраняет свою первоначальную форму (не разрушается на части) и массу. Траектория движения заглушки совпадает с осью симметрии ракетного двигателя и отклонений в радиальном направлении не имеет.

Движение заглушки бесоплового РДТТ описывается уравнением

$$m_z \cdot \frac{dw_z}{dt} = \int_0^{s_z^l} P_z^l ds - \int_0^{s_z^r} P_z^r ds. \quad (14)$$

В (9) приняты дополнительные обозначения: P_z^l – давление на внутренней поверхности заглушки; P_z^r – давление на внешней поверхности заглушки.

Уравнение движения заглушки бесоплового РДТТ разрешается численно конечно-разностным методом Эйлера.

5. Изменение геометрии поверхности горения заряда ТТ. Перемещение поверхности горения заряда твёрдого топлива в пространстве камеры сгорания по времени работы бесоплового РДТТ учитывается постановкой условий на подвижной границе расчётной области – поверхности горения заряда твёрдого топлива формулируется следующим образом:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho_i}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \varphi = k, c_p, \mu, \lambda, a; \quad W_i^n = v_k; \\ & \frac{\partial E_1}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial J_j}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial P}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad i = 1, 2, 3; \quad j = 2, 3; \end{aligned} \quad (15)$$

В (15) приняты обозначения: \mathbf{n} – нормальный вектор к поверхности, k – показатель

адиабаты, W – скорость потока; v – скорость горения ТТ, E – полная удельная энергия, J – внутренняя удельная энергия. Индексы: 1 – первая фаза гомогенно-гетерогенной смеси, i, j – номер фазы гомогенно-гетерогенной смеси; k – твёрдое топливо (к-фаза), n – нормаль.

Фактически в системе уравнений (15) 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 (9) – (13) в рамках рассматриваемой задачи, с учётом подвижных и активных граничных условий на поверхности горения заряда твёрдого топлива (15), интегрировалась численно методом Давыдова (методом крупных частиц) – методом постановки вычислительного эксперимента [7 – 12]. 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.

Приведём некоторые результаты численного расчёта динамики внутрикамерных процессов при срабатывании бессоплового РДТТ:

- изменение конфигурации камеры сгорания ракетного двигателя по мере выгорания свода заряда твёрдого топлива (рисунок 1). В процессе работы РДТТ в канале заряда формируется критическое сечение, разделяющее дозвуковую и сверхзвуковую области течения продуктов сгорания. Кроме того, геометрическое положение этого сечения меняется во времени работы ракетного двигателя.

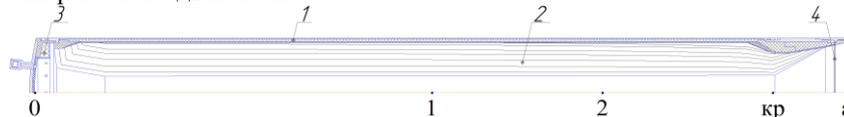


Рис. 1. Изменение конфигурации камеры сгорания ракетного двигателя по мере выгорания заряда твёрдого топлива:

1 – корпус, 2 – заряд твёрдого топлива, 3 – воспламенитель, 4 – заглушка

- распределение газодинамических параметров по объёму камеры сгорания ракетного двигателя крайне неоднородное. По времени работы РДТТ также наблюдаются существенные изменения. Давление в камере сгорания (рисунки 2, 3) интенсивно падает (особенно в районе переднего днища в начальный момент времени работы), температура (рисунок 4) и скорость продуктов сгорания (рисунок 5) 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 (рисунок 2) [основная характеристика двигателя] во времени работы бессоплового РДТТ меняется незначительно. Это является существенным преимуществом данного типа РДТТ.

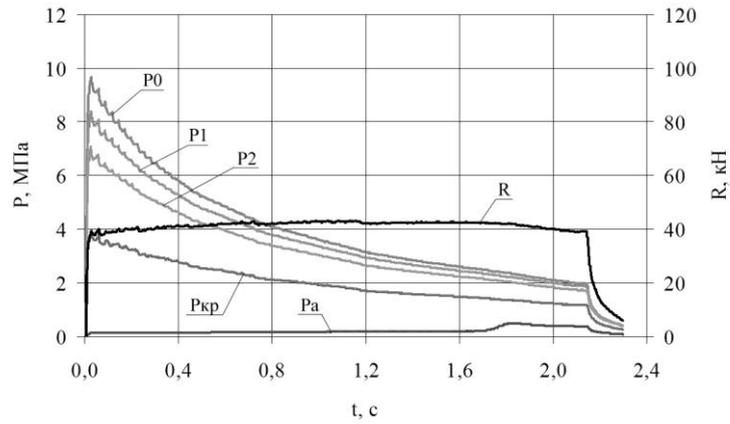


Рис. 2. Изменение давления и тяги во времени

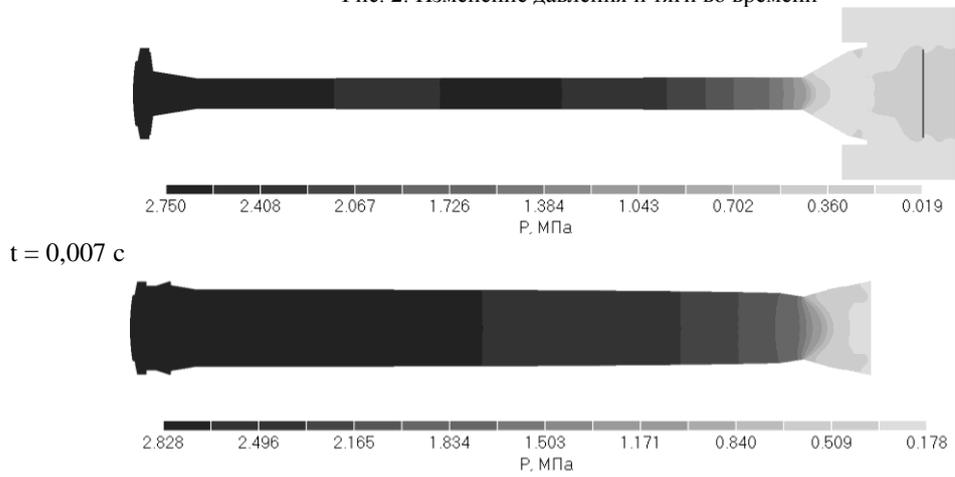


Рис. 3. Распределение давления в камере сгорания в фиксированные моменты времени

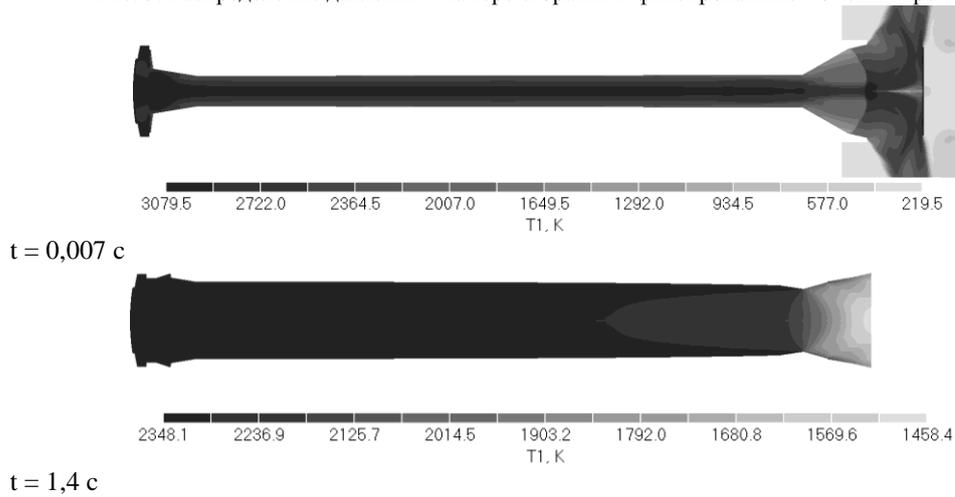


Рис. 4. Распределение температуры газовой фазы в камере сгорания в фиксированные моменты времени

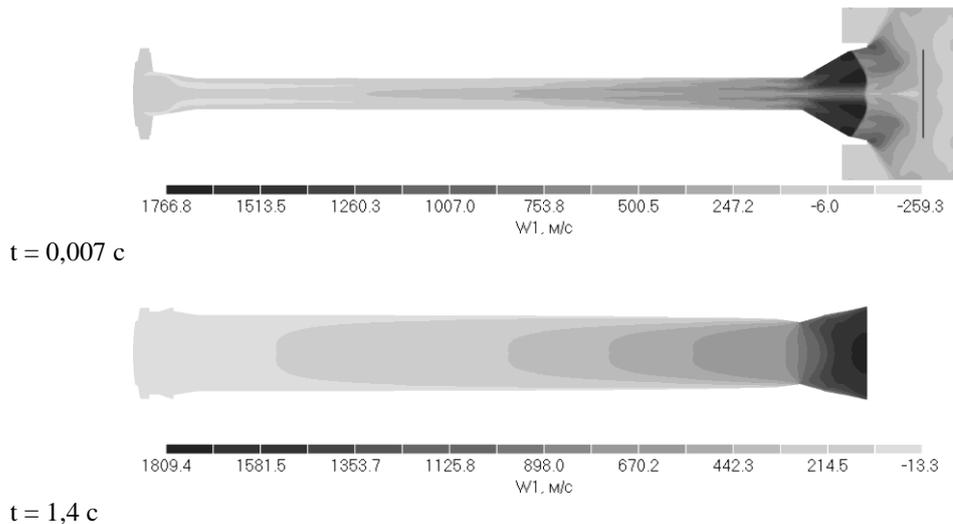


Рис. 5. Распределение осевой скорости газовой фазы в камере сгорания в фиксированные моменты времени

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

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

Библиографический список

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 / РАРАН; А.В. Алиев, Г.Н. Амарантов и др. 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.; под ред. Л.С. Яновского. М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
6. Егоров М.Ю. Дисс. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук – Пермь: ППИ, 1987.
7. Давыдов Ю.М., Егоров М.Ю. Численное моделирование нестационарных переходных процессов в активных и реактивных двигателях. – М.: НАПН, 1999. – 272 с.
8. Нигматулин Р.И. Основы механики гетерогенных сред. М.: Наука, 1978. – 336 с.
9. 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.
10. Давыдов Ю.М. Крупных частиц метод // Математическая энциклопедия. Т. 3. М.: Советская энциклопедия, 1982, – С. 125-129.
11. 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, 1995. – 1658 с.
12. 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.

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 Московской области, ул. акад. Жукова Б.П., 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 термодинамически 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]

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

Решение $P(t, \tau)$ в период запаздывания позволяет найти линеаризованная система уравнений термодинамической модели внутренней баллистики РДТТ. Аналитическое решение линеаризованной системы исключает появление неустойчивости в период возмущения при численном решении нелинейной системы дифференциальных уравнений классической термодинамической модели.

Время запаздывания τ рассматривается как характеристика инерционности процессов горения в газовой фазе, характеристика, 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 Δu . Горение неравновесных продуктов терморазложения топлива в к-фазе в газовой фазе волны горения нестационарное, закон скорости горения определяется с учётом 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 [4]-[6] 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

торцевым зарядом в функции времени работы. График $P(t)$ соответствует стационарному решению, график $P(t, \tau)$ – решению при запаздывании процессов в газовой фазе волны горения с учётом гармонических колебаний скорости горения топлива в к-фазе на одном из участков запаздывания при пульсациях давления. Участком запаздывания считается промежуток времени горения заряда (рис.1), равный времени запаздывания τ_i , с границами, со-

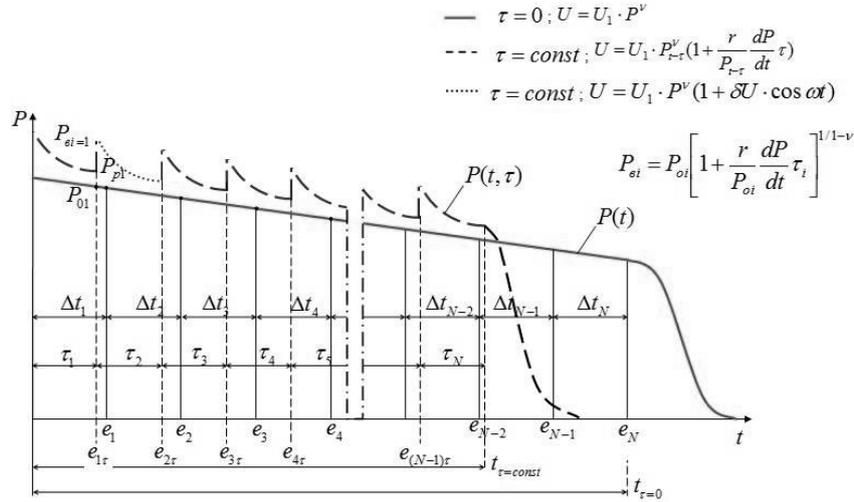


Рис. 1. Временная характеристика изменения давления в камере РДТТ с учётом инерционности процессов в газовой области волны горения ($\Delta t_i > \tau_i$); τ_i - время запаздывания; $\Delta t_i (\tau = 0)$ - интервал времени соответствующий τ_i ; $e_{1,2,...,N} = e_{1r,2r,...,Nr}$; $e_{1,2,...,N}$ -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

ответствующими моменту времени $(t-\tau_i)$ слева и моменту t справа.

Зависимость $P(t)$ невозмущенного процесса находится на основе термодинамической модели внутренней баллистики из решения нелинейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений [1].

$$\frac{dP}{dt} = \frac{k}{V} \left[S \cdot \rho_m \cdot R(\chi \cdot T_p - T) \cdot u + \frac{P}{\rho} (S \cdot \rho_m \cdot u - G - S \cdot \rho \cdot u) \right] \quad (2)$$

$$\frac{dT}{dt} = \frac{T}{V} \cdot \frac{1}{\rho} \times \quad (3)$$

$$\left[S \cdot \rho_m \cdot R(\chi \cdot T_p - T) \cdot u + (k-1) \cdot \frac{P}{\rho} (S \cdot \rho_m \cdot u - G - S \cdot \rho \cdot u) \right]$$

$$\frac{dV}{dt} = S \cdot u \quad (4)$$

$$\frac{de}{dt} = u \quad (5)$$

$$u = u_1 \cdot P^v \quad (6)$$

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (7)$$

$$G = \varphi_2 \cdot F_{кр} \cdot P \cdot \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} / \sqrt{RT} \quad (8)$$

При известных начальных условиях система уравнений (2)-(8) численно интегрируется. Стационарный закон горения (5) как правило, уточняется сомножителем в виде константы K_u , так называемым коэффициентом перехода по скорости горения от УПД к двигателю. Величина K_u назначается по результатам отработки двигателя-аналога или определяется по результатам первых огневых стендовых испытаний.

Импульс давления в камере за полное время работы двигателя t_N ($J_p = \int_0^{t_N} P dt$), определяемый из решения системы уравнений (2)-(8), соответствует максимальному значению, так как значение J_p находится из решения для термодинамически равновесных продуктов сгорания при полном выгорании заряда.

Следует заметить, что значение полного импульса давления при пульсациях давления должно быть равным при допущении изоэнтальпийности пульсаций значению J_p из решения системы уравнений (2)-(8).

Скорость нестационарного горения продуктов терморазложения топлива в к-фазе в газовой фазе волны горения при возмущении (вспышке)

$$u_t = u_1 \cdot P_{t-\tau}^v \left(1 + \frac{r}{P_{t-\tau}} \frac{dP}{dt} \tau \right) \quad (9)$$

находится 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]

$$m_{t-\tau} \cdot d(t-\tau) = m_t \cdot dt, \quad (10)$$

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 (соответствует массовой скорости горения топлива) в момент времени $(t-\tau)$.

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

$$\tau \cdot P^r = const. \quad (11)$$

Записывая (11) в виде суммы определенных интегралов с переменными верхними пределами по времени и учитывая значение производной от сложной функции $d(\tau \cdot P^r)/dt = 0$, нестационарная скорость горения (9) находится с использованием (10) дифференцированием суммы интегралов [9] при переходе от массоприходов к линейным скоростям горения.

Операция дифференцирования выполняется при допущениях о зависимости функции P^r и τ только от времени t и независимости функции P^r от времени запаздывания τ [9].

Скачкообразное сгорание (вспышка) инжектированных и активированных за время t в газовой фазе волны горения продуктов терморазложения топлива в к-фазе (рис. 1) приводит к ступенчатому повышению давления в камере (пульсациям давления) относительно стационарных решений в сравнимых точках горения заряда, которые соответствуют одинаковым выгоревшим сводам заряда при пульсациях давления и стационарном решении $P(t)$ (при численном решении задачи это условие определяется равенством текущих значений

полных интегралов давления).

Давление в камере после вспышки P_{ei} (рис. 1) определяется по формуле

$$P_{ei} = P_{0i} \frac{u_{ii}}{u_{0i}}, \quad (12)$$

где u_{ii} – скорость горения инжектированных в газовую фазу продуктов терморазложения топлива в к-фазе (9); P_{0i} , u_{0i} – соответственно давление и скорость горения стационарного решения.

Скорость горения u_{ii} вычисляется при известных из эксперимента параметрах запаздывания τ и r , значение производной $\left(\frac{dP}{dt}\right)$ определяется расчетным путем при следующих допущениях:

- конечная температура продуктов сгорания при вспышке равна температуре равновесных продуктов сгорания стационарного решения T_{0i} ;
- скорость изменения давления определяется как среднее значение за время запаздывания τ_i .

Тогда, выражая значение давления в камере P_t в момент времени t через $P_{t-\tau}$ по формуле Тейлора с шагом τ по независимой переменной t , получаем

$$\frac{dP}{dt} = \left(\frac{dP}{dt}\right)_{t-\tau_i} = \frac{\Delta P_{t-\tau_i}}{\tau_i}, \quad (13)$$

где $\Delta P_{t-\tau_i}$ – изменение давления в камере при вспышке.

Значение $\Delta P_{t-\tau_i}$ зависит от массы скачкообразно сгорающих продуктов терморазложения топлива в к-фазе в газовой области волны горения $\Delta m_{t-\tau_i}$.

В предельном случае значение $\Delta m_{t-\tau_i}$ равно

$$\Delta m_{t-\tau_i} = S_{0i} \cdot \rho_m \cdot u_{t-\tau_i} \cdot \tau_i, \quad (14)$$

где S_{0i} – поверхность горения заряда в момент времени $(t-\tau_i)$ стационарного решения.

Используя для определения $\Delta P_{t-\tau_i}$ уравнение состояния

$$\Delta P_{t-\tau_i} \cdot V_{0i} = \Delta m_{t-\tau_i} \cdot T_{0i} \cdot R_{0i}, \quad (15)$$

находится значение производной

$$\left(\frac{dP}{dt}\right)_{t-\tau_i} = \Delta m_{t-\tau_i} \cdot T_{0i} \cdot R_{0i} \cdot \frac{1}{V_{0i} \cdot \tau_i}. \quad (16)$$

С использованием (9) и (16) после упрощений формула (12) записывается в следующем виде

$$P_{ei} = P_{0i} \left(1 + r \frac{\Delta P_{t-\tau_i}}{P_{0i}}\right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (17)$$

Значение P_{ei} может быть уточнено с учетом нестационарности скорости горения при вычислении $\Delta m_{t-\tau_i}$ по формуле (14).

Давление вспышки P_{ei} зависит от значения показателей ν в стационарном законе горения; с увеличением ν растёт давление вспышки. Повышенная зависимость скорости

горения от давления увеличивает пульсации давления в камере.

В то же время из (17) видно, что при $\nu = 0$ и инерционной газовой фазе могут существовать пульсации давления, что находится в согласии с выводом из работы [9] о существовании при $\tau > 0$ возмущения массоприхода конечных продуктов в камеру и при постоянном массоприходе. Инерционность газовой фазы волны горения приводит к пульсациям давления в камере с характерной частотой $f = 1/\tau$.

За скачком давления в камере в момент времени t в соответствии с решением (1) находится зависимость давления от времени $P(t, \tau)$ на основе линеаризованной системы уравнений внутренней баллистики.

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

$$\tau_{np} \frac{dP}{dt} = \frac{S \cdot \rho_m \cdot u}{A \cdot F_{кр}} - P. \quad (18)$$

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 $P(t)$.

Обыкновенное дифференциальное уравнение первого порядка (18) представляет собой уравнение Бернулли. Подстановкой новой переменной $y = P^{1-\nu}$ при стационарном законе скорости горения (6) или гармоническом с учетом отклика скорости горения на пульсации давления $u = u_1 \cdot P^\nu (1 + \delta u \cdot \cos \omega t)$ уравнение приводится к линейному, решения которого способом изменения произвольной постоянной Лагранжа [12] находятся в виде трансцендентных алгебраических уравнений.

При гармоническом законе горения топлива на участке запаздывания и известных начальных условиях на его левой границе решение имеет вид [12]

$$P_i = P_{ei} \left[\frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} + \left(1 - \frac{\eta_{0i}}{P_{ei}^{1-\nu}} \right) e^{-\frac{1-\nu}{\tau_{np}} t} + A \cdot \cos \omega t + B \cdot \sin \omega t - A \cdot e^{-\frac{1-\nu}{\tau_{np}} t} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} \quad (19)$$

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

запаздывания;

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

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

$t=(0-\tau_i)$ – 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)

Следует заметить, что при гармоническом законе горения аналитическое решение (19) асимптотически неустойчиво, так как при $t \rightarrow \infty$ сумма 3-го и 4-го членов в квадратной скобке решения представляет собой гармонику. Асимптотическая неустойчивость ре-

шения показывает возможность появления колебаний давления в камере на участках запаздывания, в том числе и периодических [7]. Асимптотическая неустойчивость решения объясняется слабой нелинейностью при гармоническом законе горения уравнения (18).

При стационарном законе горения ($\delta u = 0$) решение линейной системы уравнений асимптотически устойчиво, так как при $t \rightarrow \infty$ $P_i \rightarrow (\eta_0)^{1/(1-\nu)} = const$, то есть давление на участке запаздывания релаксирует к стационарному.

Из (14)-(17) и (19) следует, что при $\tau=0$ $P_{ei}=P_{oi}$; имеет место стационарный режим внутрикамерного процесса. При безинерционной газовой фазе ($\tau=0$) на квазистационарном участке работы скачкообразное горение топлива и пульсации давления отсутствуют.

Из формул (17) и (19) видно также, что при горении топлива в УПД $P_{ei}=P_{oi}=P_i$, так как в УПД $\Delta P_{t-\tau_i} = 0$ и $t_{np} \rightarrow \infty$, что указывает на исключение колебательного характера горения топлива в УПД.

Нетрудно показать, используя (17) и (19), что значения давления зависимости $P(t, \tau)$ выше стационарных значений давления зависимости $P(t)$ (рис. 1). Поэтому при $\tau > 0$ имеет место более быстрое выгорание заряда. Условие равенства интегралов давления в камере за

полное (текущее) время работы $\int_0^{\tau_{Nr}} P(t, \tau) dt = \int_0^{\tau_N} P(t) dt$ позволяет определять как сред-

ние значения коэффициентов перехода по скорости горения от УПД к двигателю, так и их текущие значения в сравнимых точках по формуле $K_u = (P_i/P_{oi})^{1-\nu}$, полученной из условия одинаковой зависимости скорости горения топлива от давления в УПД и в двигателе.

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

На рис. 2 показаны расчетные зависимости давления в камере от времени для модельного двигателя (МД) с массой заряда ≈ 35 кг из смесового маталлизированного топлива, горение которого в двигателе моделируется (имитируется) различными условиями запаздывания в газовой фазе волны горения. Закон скорости горения топлива в УПД характеризуется значением показателя $\nu = 0,58$.

График № 1 на рисунке получен из решения системы уравнений (2)-(8) в соответствии со стационарным законом в УПД. Характер изменения зависимости $P(t)$ отражает изменение поверхности горения заряда в функции выгоревшего свода при значении $K_u = 1$.

График № 2 рассчитан при значениях коэффициента усиления $r = 0,15$ и $\tau = 1$ мс; при этих значениях параметров запаздывания отличие скорости горения в двигателе от УПД составляет $\sim 1,0\%$ ($K_u = 1,0105$); имеет место, несмотря на малую величину K_u , заметное отличие давления $P(t)$ и $P(t, \tau)$ в начале работы двигателя.

Увеличение значений τ и r приводит к существенным изменениям значений давления и характера зависимости $P(t, \tau)$.

График № 3 на рис. 2 рассчитан при значениях $\tau = 3, 1-2, 7$ мс (с увеличением давления время запаздывания уменьшается) и $r = 0,15$. Это приводит к значительным пульсациям давления и увеличению скорости горения за полное время работы на $\sim 3,8\%$ (коэффициент $K_u = 1,0377$ вычислен по средним давлениям за время работы МД в соответствии с графиками № 1 и № 3).

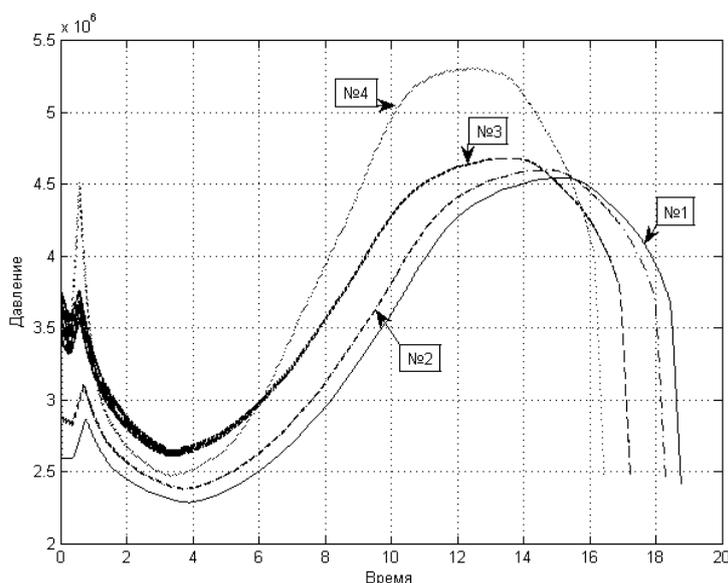


Рис. 2. График №1 - $K_u=1$, график №2 - $K_u=1,0105$,
 график №3 - $K_u=1,0377$, график №4 - $K_u=1,0632$

Коэффициент усиления r как параметр скорости превращения топлива в конечные продукты при возмущении массоприхода влияет на давление вспышки, но в отличие от τ меньше влияет на размах пульсаций давления $\delta P = P_{oi} - P_{pi}$ (рис 1).

График № 4 на рис. 2 рассчитан при изменении r от 0,15 до 2,6 (с увеличением давления коэффициент растёт) и $\tau=1,0$ мс. При этих условиях коэффициент перехода по скорости горения достиг значения $K_u=1,063$. Очевидно, что имеет место сильное влияние коэффициента r при инерционной газовой фазе на коэффициент перехода K_u .

Влияние инерционности газовой фазы на давление в камере проявляется в наибольшей степени в начале работы и уменьшается по мере выгорания заряда. Непосредственно эта закономерность проявляется как уменьшение пульсаций давления и соответственно коэффициента K_u в зависимости от времени работы двигателя. Пульсации давления уменьшаются вследствие снижения скорости изменения давления в камере dP/dt при увеличении свободного объёма и соответственно давления вспышки, из-за увеличения времени пребывания продуктов сгорания в камере и приближения условий горения топлива в двигателе к условиям горения в УПД.

В таблице 1 приведены текущие значения K_u , соответствующие графику 3 на рис. 2. Значения K_u вычислялись в сравнимых точках графиков 3 и 1. Заметим, что в сравнимых точках имеет место равенство поверхностей горения режимов $P(t)$ и $P(t,\tau)$. Из данных таблицы следует, что в начале работы значение коэффициента K_u является максимальным, заметно уменьшается в первой половине времени работы МД и в конце приближается к единице.

Таблица 1

Время, с	0	3,0	4,6	6,3	8,1	9,8	11,6	13,4
K_u	1,17	1,07	1,05	1,03	1,02	1,015	1,01	1,005

На рис. 3 проведены расчетные пульсации давления в камере двигателя, соответствующие зависимости 3 на рис. 2, на временных интервалах в начале, середине и конце рабо-

ты (места временных интегралов показаны на верхних графиках). Характерная частота времени запаздывания $f = 1/\tau$ в течение работы изменялась от 321 Гц до 367 Гц, значение же размаха пульсаций давления от $\delta P = 0,278$ МПа до 0,0026 МПа.

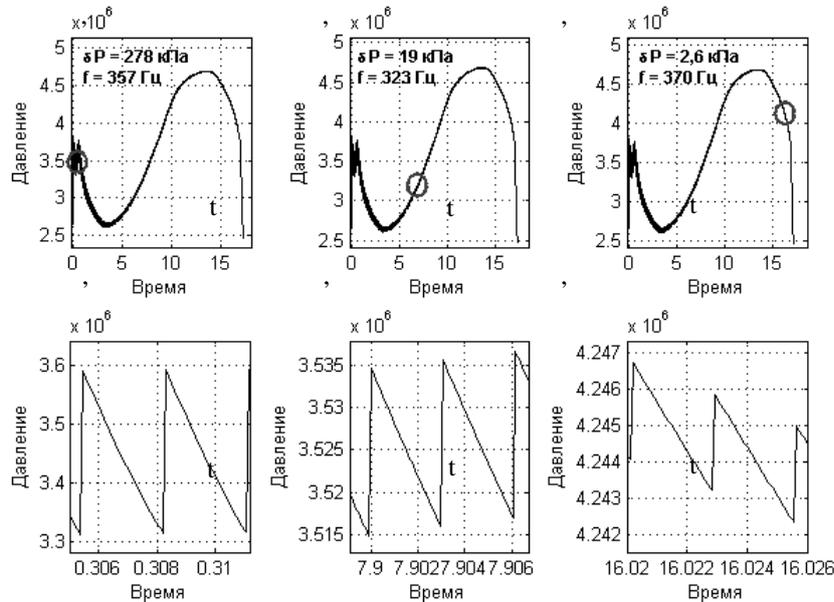


Рис. 3. Пульсации давления в камере

Пульсации давления характеризуют отклонения давления в камере при вспышке и на участке запаздывания от давления стационарного решения, размах же характеризует отклонение давления в камере в момент вспышки от давления релаксации в камере в этот момент времени (рис. 1). Пульсации давления на участках запаздывания влияют на изменение скорости горения топлива в двигателе относительно УПД, размах определяет скачок давления в камере в момент скачкообразного горения продуктов терморазложения топлива в газовой фазе. При периодических пульсациях размах характеризует колебания давления в объёме камеры и зависимость $P(t, \tau)$ представляет собой феноменологическую эпюру колебаний давления в камере.

Феноменологические графики пульсаций давления в МД, рассчитанные с учетом опытных данных по колебаниям давления, представлены на рис. 4 при временах $t \approx 5,38$ с и $t = 8,12$ с. Пилообразный характер зависимостей получен путем «опроса» феноменологической эпюры давления $P(t, \tau)$ «датчиком давления» с шагом по времени $\Delta t = 1$ мс.

Зависимость $P(t, \tau)$ была рассчитана при $\tau = 2,8 - 1,0$ мс и $r = 0,15 - 2,7$. Опытные зависимости пульсаций давления, также имеющие пилообразный характер, качественно подтверждаются расчётными зависимостями.

Собственные частоты горения топлива ω варьировались в диапазоне 10-300 Гц, так как при $\omega > 250-300$ Гц влияние отклика скорости горения в крупногабаритных изделиях на давление в камере практически отсутствует [13]. В малогабаритных изделиях типа исследуемого МД при высоких частотах также не следует ожидать заметного влияния, так как из выражений для A и B формулы (19) следует, что с увеличением ω значения A и B уменьшаются, а при $\omega \rightarrow \infty$ значения A и B стремятся к нулю. Значение амплитуды гармонической скорости горения было принято равным $\delta u = 0,015$ с учетом опытных значений колебаний давления в камере различных типов двигателей и топлив.

Заметного влияния собственных частот горения топлива на давление в камере модельного двигателя не получено.

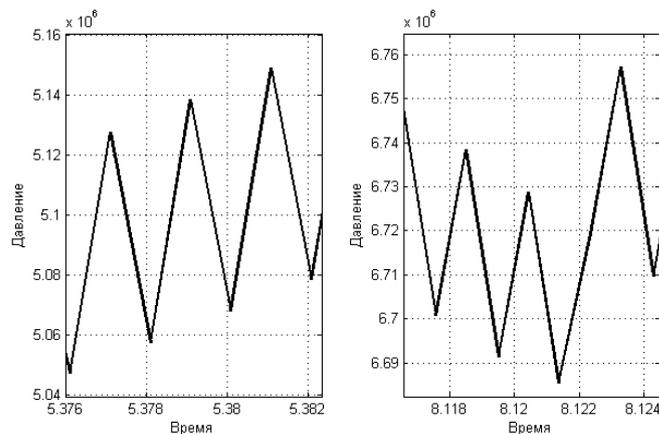


Рис. 4. Пульсации давления в камере пилообразные

В целом из результатов расчетов по идентификации предложенной физико-математической модели на примере модельного двигателя следует, что возмущение массопотока и энергии в камеру вследствие инерционности газовой фазы волны горения является существенным фактором возникновения в камере пульсаций давления.

Заключение

Предложена и численно идентифицирована феноменологическая физико-математическая модель внутрикамерного процесса в РДТТ на квазистационарном участке работы на основе 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.

Библиографический список

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. Сабденов К.О. Теплофизические и гидрогазодинамические эффекты при горении газов и ракетных топлив. Автореферат диссертации 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., Кашипов А.Я., Малинин Л.А. Цалков 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
13. Ларионов Б.И., Милехин Ю.М., Емельянов В.Н., Капранов И.Е. Исследование влияния акустических колебаний давления в камере РДТТ на удельный импульс и колебания тяги. // Известия РАН. – 2011. – вып. 2 (68)

ПРАКТИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ПРЕДЛОЖЕННЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

**В.А. МОНДА, А.Э. ФРОЛКИН, В.Д. СУХОТЕРИН,
С.С. КОНОВАЛОВ, А.К. МАДЖДИ**

*Михайловская военная артиллерийская академия,
г. Санкт-Петербург*

При стрельбе происходит нагрев и перегрев стенок артиллерийского ствола, что ведёт к негативным процессам: к искривлению ствола с дальнейшим уменьшением дальности, меткости, точности и кучности стрельбы; к возникновению микротрещин с возможностью полного разрушения ствола; к механическому износу и уменьшению ресурса и надёжности ствола; к вынужденному прекращению стрельбы на 60-120 минут с целью охлаждения ствола, что значительно снижает боевую эффективность, а кроме того, возникает реальная опасность обнаружения огневой позиции, уничтожения орудия и всего личного состава со стороны противника; и к др. негативным последствиям.

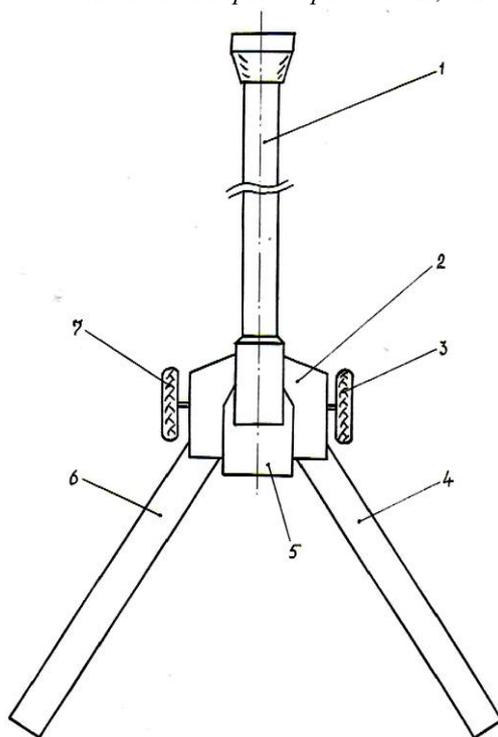


Рис. 1. Артиллерийское орудие

Вопросы быстрейшего охлаждения ствола являются актуальными и в настоящее время, когда происходят локальные войны, межнациональные конфликты и террористические акты.

Одним из эффективных способов охлаждения артиллерийского ствола является жидкостное вынужденное охлаждение, где охладителем может служить вода, специальные охлаждающие и др. жидкости. такая система позволяет вести стрельбу практически без остановок для охлаждения ствола.

Примером артиллерийского неохлаждаемого орудия может служить орудие, показанное на рис. 1, которое содержит следующие основные неподвижные и подвижные элементы, присущие всем буксируемым неохлаждаемым артиллерийским орудиям: стол 1, люлька (неподвижная часть) 2, правое колесо 3, правая станина 4, затвор (подвижная часть) 5, левая станина 6, левое колесо 7.

В качестве охлаждаемого орудия можно рассмотреть орудие, показанное на рис. 2.

Данная конструкция содержит следующие детали системы вынужденного охлаждения: ствол 1, кожух 8, резервуар 9, электродвигатель 10, электронасос 11, радиатор 12, вентилятор 13, шланг 14, соединительные патрубки 15.

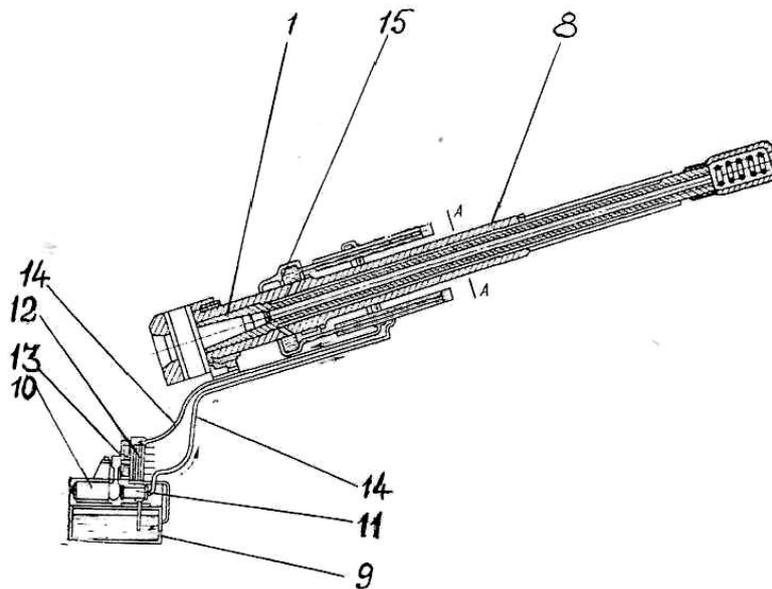


Рис. 2. Охлаждаемое артиллерийское орудие

Такая конструкция системы вынужденного охлаждения ствола имеет ряд недостатков (см. рис. 2):

а) необходимость в электродвигателе 10, в электронасосе 11, в вентиляторе 13, в радиаторе 12, в источнике электропитания, в специальной охлаждающей жидкости;

б) малые: эффективность, надёжность, безотказность, ресурс, безопасность, неуязвимость, живучесть и др.;

в) большие: экономические, временные и технологические затраты при изготовлении, эксплуатации и ремонте;

г) рубашка охлаждения является стационарной, дорогой и трудно изготавливаемой, дорогой и неудобной при техническом обслуживании, дорогой и практически неремонтпригодной;

д) не используется механическая энергия отдачи ствола при стрельбе для обеспечения вынужденного охлаждения ствола.

Предлагается новая конструктивная схема орудия, в котором осуществляется утилизация механической энергии отдачи ствола при стрельбе, показанное на рис. 3, которое состоит из следующих основных подвижных и неподвижных элементов, присущих всем конструкциям ствольной артиллерии, это: ствол 1 (подвижная часть), люлька 2 (неподвижная часть), правое 3 и левое 7 колёса, левая 6 и правая 4 станины, затвор 5 (подвижная часть).

Дополнительные элементы предлагаемой схемы (см. рис. 3) – это: устройство создания воздушного и гидравлического давления 16, расположенное на неподвижной части (люльки) 2; рычаг 17, закреплённый на подвижной части ствола 1; съёмная рубашка охлаждения 19; входной коллектор 18 подачи охладителя в рубашку охлаждения; выходной коллектор 20 сбора охладителя с дальнейшей его перекачкой в гофрированную ёмкость в стакане; баллон 11 для накопления сжатого воздуха; гофрированная ёмкость 22 сильфонного типа для жидкого охладителя в левой станине; пружина 23 для поджатия гофрированной ёмкости 22 с жидким охладителем.

Специальное устройство 16 (см. рис. 3) создания воздушного и гидравлического давления содержит следующие детали (см. рис. 4): корпус 24 подвижной верхней крышки; упорную плиту 25; главную рабочую пружину 26; гофрированную ёмкость сильфонного типа 27 для забора и выдавливания воздуха в баллон 21 (см. рис. 3); правый 28 и левый 38 фиксаторы удержания крышки рабочего стакана после выстрела в сжатом состоянии; корпус неподвижного рабочего стакана 19; опорную подвижную плиту 30 для рабочих пружин в стакане; гофрированную ёмкость сильфонного типа 31 для жидкого охладителя; рабочую пружину 32; обратный клапан 33 подачи жидкого охладителя в рубашку охлаждения; канал (трубку) 34 для подачи жидкого охладителя в рубашку охлаждения; канал (трубку) 35 для подачи жидкого охладителя из ёмкости 22 (см. рис. 3) левой станины 6 в ёмкость 31 стакана 29; опорную неподвижную нижнюю плиту 36 стакана 29; обратный клапан 37 подачи жидкого охладителя из ёмкости 22 (см. рис. 3) станины 6 в гофрированную ёмкость 31 стакана 29; обратный воздушный клапан 39 забора и выдавливания воздуха в баллон 21 (см. рис. 3) в станине 6; левое (40) и правое (42) сквозные отверстия для воздушного равновесия внутри корпуса устройства 16 (см. рис. 3); канал (трубку) 41 выходного воздушного

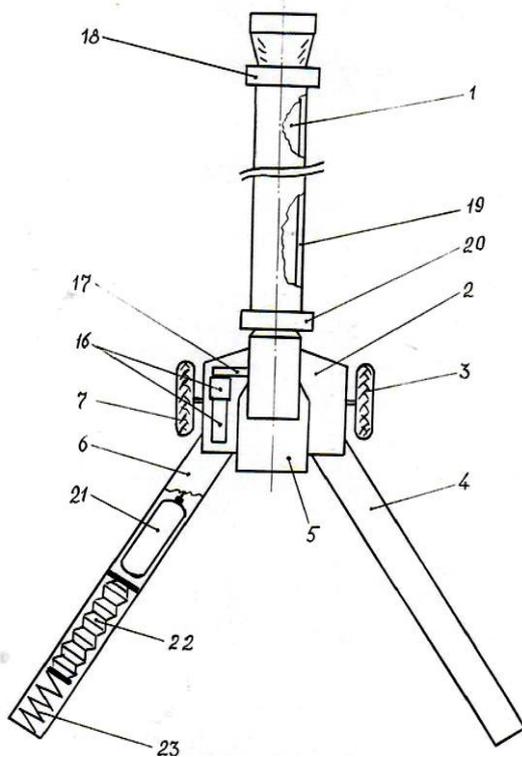


Рис. 3. Артиллерийское орудие с утилизацией механической энергии

канала для подачи сжатого воздуха в баллон 21 (см. рис. 3) в станине 6.

Необходимо отметить, что съёмная рубашка жидкостного охлаждения 19 ствола 1 (см. рис. 3) из нержавеющей стали может иметь наружную поверхность в виде поперечного круглого медного оребрения 43, как показано на рис. 7. Это позволяет ещё более ускорить процесс охлаждения ствола. Такой вид оребрённого естественного охлаждения (без наличия жидкого охладителя) способен сократить время охлаждения ствола со 120 минут до 30 минут, а если вместо жидкого охладителя в каналах охлаждающей системы прокачивать наружный воздух (например, из баллона 21 (см. рис. 3)), то время охлаждения ствола может сократиться до 10-15 минут. Такой способ охлаждения является резервным, например, в случае аварийной ситуации и поломки жидкостной системы охлаждения или при отсутствии жидкого охладителя на позиции. Воздух, накопленный в баллоне 21 (см. рис. 3), может быть также использован и для других целей, например, для воздушного запуска поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) самоходных артиллерийских установок, бронетехники, передвижных дизельных электростанций и др. техносистем.

Рассмотрим предлагаемое устройство в статике (перед стрельбой). Перед стрельбой необходимо заполнить систему охлаждения жидким охладителем, который заливается (см. рис. 3) в съёмную рубашку охлаждения 19 через входной коллектор 18, заполняя выходной коллектор 20 и гофрированную ёмкость 31 в неподвижном стакане 29 (см. рис. 4). Жидким охладителем также заполняется гофрированная ёмкость 22 в левой станине 6 (см. рис. 3).

Исходное положение рабочего устройства 16 (см. рис. 3) перед стрельбой подробно

показано на рис. 4, где главная рабочая пружина 26 находится в разжатом состоянии, в таком же состоянии находятся гофрированная ёмкость 27 для забора и выдавливания порции воздуха, пружина 32 с гофрированной ёмкостью 31 для выдавливания жидкого охладителя.

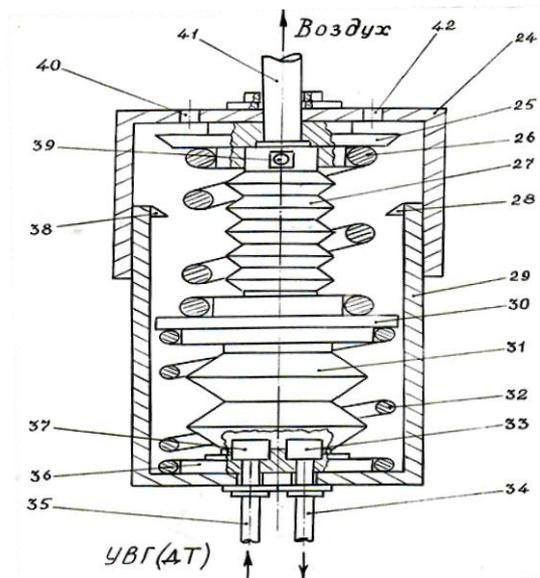


Рис. 4. Рабочее устройство перед стрельбой

торы 28, 38;

в) порция сжатого воздуха из ёмкости 27 (см. рис.5) поступила в баллон 21 (см. рис. 3), из которого частично – направилась для продувки канала ствола после выстрела;

г) главная рабочая пружина 26 (см. рис.5) начинает разжиматься, переводя опорную плиту 30 в нижнее положение, сжимая пружину 32 и гофрированную ёмкость 31 с жидким охладителем, при этом разжимается воздушная гофрированная ёмкость 27 (см. рис. 6) и через обратный воздушный клапан 39 (см. рис. 4) производится забор новой порции воздуха;

д) жидкий охладитель из гофрированной ёмкости 31 (см. рис. 6) под давлением через обратный клапан 33 (см. рис. 4) и канал (трубку) 34 поступает во входной коллектор 18 (см. рис. 3), передвигая всю ранее залитую жидкость и обеспечивая вынужденную конвекцию в рубашке охлаждения 19, поступая далее в выходной коллектор 20, а в конце - поступаая в гофрированную ёмкость 22 (см. рис. 3) в левой станине 6;

е) при поступлении жидкого охладителя в гофрированную ёмкость 22 (см. рис.3) в левой станине 6 эта ёмкость начинает разжиматься и сдавливать пружину 23;

ж) после установления равновесия всей гид-

В ёмкостях 21, 27 содержится воздух нормального наружного давления, в ёмкостях 22, 31 – жидкий охладитель без дополнительного давления (см. рис. 3, 4).

Рычаг 17 (см. рис.3), жёстко закреплённый на подвижной части орудия (на стволе), плотно прилегает к подвижной крышке 24 (см. рис.4) рабочего устройства 16 (см. рис.3).

При выстреле (в динамике) происходят следующие процессы:

а) резкая и мощная отдача назад ствола 1 (см. рис.3) перемещает при помощи рычага 17 крышку 24 (см. рис. 4) рабочего устройства 16 в сжатое состояние;

б) крышка 24 (см. рис.5), сжимая главную пружину 26 и гофрированную воздушную ёмкость 27, фиксируется выступами упорной плиты 25 за фикса-

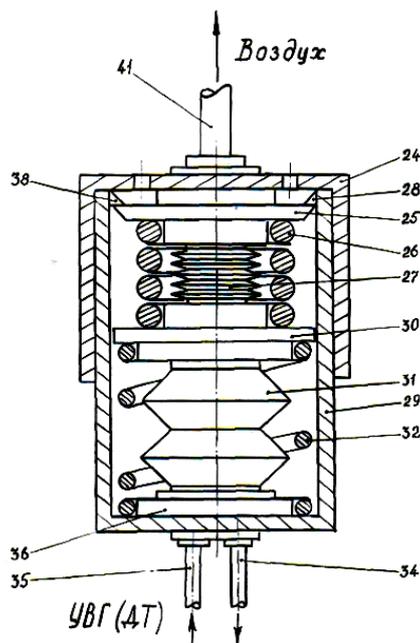


Рис. 5. Рабочее устройство при выстреле

равлической системы охлаждения сжатая пружина 23 начнёт разжиматься и сжимать гофрированную ёмкость 22, а жидкий охладитель по каналу (трубке) 35 через обратный клапан 37 (см. рис.4) начнёт поступать в гофрированную ёмкость 31 (см. рис.6);

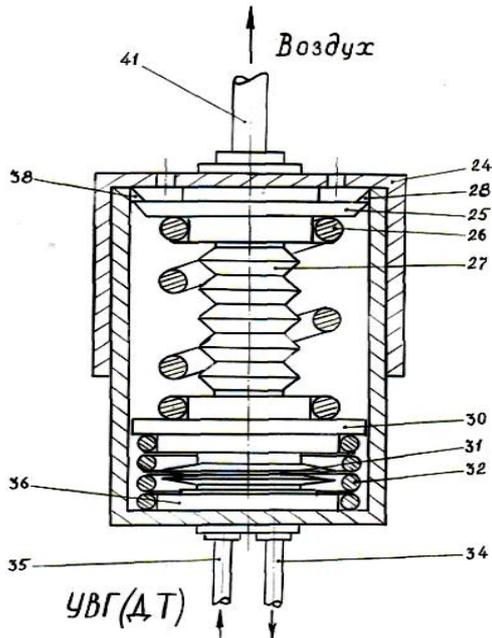


Рис. 6. Рабочее устройство после выстрела

з) одновременно начинает полностью разжиматься пружина 32 (см. рис. 6), которая будет разжимать гофрированную ёмкость 31, поднимать вверх опорную плиту 30 совместно с гофрированной ёмкостью 27, пружиной 26 и упорной плитой 25 (фиксаторы 28, 38 при этом автоматически убираются) до полного соприкосновения наружной поверхности крышки 24 (см. рис. 6) с поверхностью рычага 17 (см. рис.3), после чего система снова готова к следующему выстрелу.

Такой рабочий цикл происходит после каждого выстрела орудия. Необходимо отметить, что главная рабочая пружина 26 (см. рис. 4,5,6) не просто обеспечивает прокачку жидкого охладителя через каналы рубашки охлаждения с дальнейшим её возвращением в гофрированную ёмкость 22 в левой станине 6 (см. рис. 3), но и создаёт и поддерживает в рубашке

охлаждения и во всей системе зону критических давлений, где коэффициент теплофизических свойств «В» способен увеличивать коэффициент теплоотдачи к жидким углеводородным горючим (УВГ) и охладителям (УВО) в 2-3 раза. В качестве жидких охладителей предлагается использование жидких УВГ (УВО), например, дизельное топливо, которое всегда есть в наличии в боевых машинах, в самоходных артиллерийских установках (САУ) и т.д.

Данная система жидкостного охлаждения ствола с утилизацией механической энергии отдачи ствола при выстреле является эффективной, экономичной и надёжной.

При отсутствии жидкого УВГ (УВО) данная система позволяет в качестве охладителя использовать воздух из баллона 22 (см. рис. 3). При этом необходимо перед стрельбой: 1) подсоединить воздушные каналы к входному коллектору 18 (см. рис. 3), а выходной коллектор 20 оставить открытым – для сброса воздуха в атмосферу после прохождения рубашки охлаждения; 2) работу гофрированной ёмкости 31 (см. рис. 4,5,6) и обратных клапанов 33, 37 использовать для забора и подачи воздуха в общую воздушную систему (в баллон 22 (см. рис. 3) или в систему продувки канала ствола после стрельбы), для чего необходимо открыть доступ воздуха в трубку 35 и переключить трубку 34 к воздушной системе.

Для повышения эффективности и живучести данной системы охлаждения артиллерийского ствола можно предложить разместить такую же систему и в правой станине с общим рабочим устройством 16 (см. рис. 3) или с таким же устройством, но размещённым справа от ствола. Возможны следующие варианты перекачки жидкого охладителя: а) из левой станины – через рубашку охлаждения ствола – в правую; б) из правой станины – через рубашку охлаждения ствола – в левую; в) из левой станины – через рубашку охлаждения ствола – в левую; г) из правой станины – через рубашку охлаждения ствола – в правую.

При аварийных ситуациях и выходе из строя системы жидкостного охлаждения можно перейти на воздушное охлаждение, используя при этом или только левую воздушную систему, или только правую. Но для повышения эффективности воздушного охлаждения возможно использовать и сразу обе воздушные системы.

Предполагается, что съёмные жидкостные (и гибридные) рубашки охлаждения будут конструктивно состоять из секторов, длина и количество которых будет зависеть от конкретной длины ствола рассматриваемого орудия. Наиболее оптимальной длиной одного сектора является длина (50 – 80) см. Каждый съёмный сектор должен иметь резьбовые гнёзда с прокладками для крепления входных и выходных гидравлических соединительных патрубков, маркировку своего места крепления на стволе (что очень важно, особенно для сужающихся стволов), а также - не менее двух специальных замков-стяжек.

Съёмные гибридные рубашки охлаждения секторного типа являются наиболее эффективными, надёжными и удобными в эксплуатации, открывается возможность доступных и качественных профилактических работ по техническому обслуживанию и ремонту, что практически невозможно при стационарных рубашках охлаждения.

Научной новизной данной разработки являются:

а) утилизация механической энергии отдачи артиллерийского ствола при выстреле с целью обеспечения вынужденного (жидкостного или воздушного) его охлаждения, из-за чего отпадает необходимость в электромоторе, в электронасосе, в вентиляторе, в электропитании и т.д.;

б) применение жидкого углеводородного горючего (дизельного топлива) вместо воды или специальных охлаждающих жидкостей;

в) создание и поддержание в рубашке охлаждения зоны критических давлений, что автоматически (без каких-либо затрат) – за счёт теплофизических свойств жидкого углеводородного горючего (охладителя) – увеличивает коэффициент теплоотдачи к жидкому углеводородному горючему (охладителю) в 2-3 раза;

г) гидравлическая (и пневматическая) система охлаждения ствола лишена проблем, связанных с гидравлическими (и пневматическими) поршнями и цилиндрами, путём применения подвижных гофрированных объёмов сильфонного типа и пружин;

д) специальное устройство 16 (см. рис. 3), способное:

– обеспечивать вынужденную конвекцию жидкого охладителя в рубашке охлаждения в зоне критических давлений;

– накапливать сжатый воздух для продувки ствола после каждого выстрела, для продувки и удаления остатков жидкого охладителя после учебных или боевых стрельб, для создания вынужденной конвекции воздуха в рубашке охлаждения – в аварийных ситуациях или при отсутствии жидкого охладителя, для дозаправки воздушных баллонов запуска дизельных ДВС САУ, бронетехники, специальных автомобилей, мобильных дизельных электростанций и др. техносистем;

е) размещение гидравлических и пневматических ёмкостей системы охлаждения – или в левой, или в правой, или в обеих станинах артиллерийского орудия (т.е. отпадает необходимость в наличии специального резервуара и в его размещении рядом с орудием, как показано на рис. 2);

ж) гибридная съёмная рубашка охлаждения секторного типа (см. рис. 7) (её достоинства были описаны ранее), таких конструкций для ствольной артиллерии не существует;

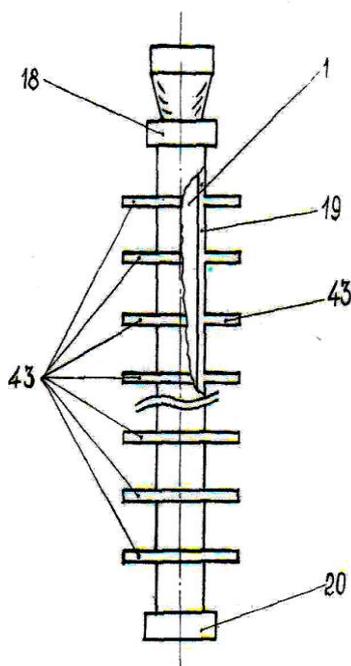


Рис. 7. Ствол артиллерийского орудия с рубашкой охлаждения секторного типа

- з) система охлаждения ствола, которая позволяет:
- при наличии жидкого углеводородного охладителя – вести стрельбу без перерывов для охлаждения ствола;
 - при отсутствии жидкого охладителя или в аварийных ситуациях и поломках гидравлической системы – охлаждать ствол вынужденной конвекцией воздуха в каналах рубашки охлаждения, что сокращает штатное время охлаждения ствола со 120 минут до 10-15 минут;
 - при выходе из строя всей системы (жидкостного и воздушного) вынужденного охлаждения ствола – охлаждать ствол наружным круглым поперечным оребрением гибридной рубашки охлаждения, что сокращает штатное время охлаждения ствола со 120 минут до 30 минут.

Выводы

Главное достоинство предложенной новой системы охлаждения ствола заключается в том, что она позволит вести стрельбу практически без каких-либо перерывов для его охлаждения. На данное устройство подана и зарегистрирована заявка на изобретение РФ.

Применение данной разработки значительно повысит ресурс, боевую эффективность, надёжность, безопасность, живучесть и экономичность перспективной и современной отечественной ствольной артиллерии.

Библиографический список

1. Монда В.А., Алтунин В.А. Артиллерийский ствол с универсальным наружным охлаждением. Заявка на изобретение РФ № 2010126784 от 30.06.2010 г.
2. Монда В.А., Алтунин В.А. Разработка перспективных систем охлаждения артиллерийских стволов. Сб. научно-технических статей КВВКУ за 2010г. Казань: Изд-во «Отечество», 2011. Ч.1. с. 127-132

АНАЛИЗ РЕСУРСА СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

В.А. МОНДА, А.Э. ФРОЛКИН, В.Д. СУХОТЕРИН, С.С. КОНОВАЛОВ, А.К. МАДЖДИ
*Михайловская военная артиллерийская академия,
г. Санкт-Петербург*

При стрельбе артиллерийских орудий на канал ствола воздействуют постоянные тепловые нагрузки, увеличивающиеся по мере увеличения темпа огня, что приводит к изменению геометрических характеристик зарядной камеры, диаметальному износу канала ствола орудия и неизбежно влечет за собой изменение положения снаряда в камере при зарядании и увеличение прорыва пороховых газов при выстреле. Это влечет за собой падение начальной скорости снаряда, увеличение разброса начальных скоростей от выстрела к выстрелу и ухудшение характеристик рассеивания снарядов.

В этих условиях решение задачи снижения влияния тепловых нагрузок на износ канала ствола представляется возможным за счет технических решений по результатам изучения процесса изменения физического состояния ствола артиллерийского орудия (АО) с увеличением настрела и прогнозирования на этой основе живучести (ресурса) артиллерийских стволов [3,4].

В полигонных условиях оценку ресурса артиллерийских стволов проводят по результатам испытаний образцов АО. Важнейшей частью информации для оценки ресурса стволов являются результаты испытаний, проводимых с целью контроля критериев предельного состояния.

По своей сути критерии предельного состояния представляют собой отказы, которые

можно разделить на параметрические и функциональные [4].

Под параметрическими отказами ствола обычно понимают изменения его баллистических характеристик в сторону ухудшения, вызванные износом канала ствола до критических значений. В соответствии с [4] к ним относятся:

1. Уменьшение начальной скорости до величины, при которой ограничивается способность артиллерийской системы выполнять стоящие перед ней задачи, либо не обеспечивается взведение взрывателя снаряда при стрельбе на наименьшем заряде.

2. Значительное ухудшение кучности боя, характеризующееся увеличением рассеивания снарядов при стрельбе, т.е.:

$$[K_p] \leq 8 \text{ - для полевых орудий;}$$

$$[K_p] \leq 2 \text{ - для танковых орудий,}$$

где

$$K_p = \frac{V_{д(В)} V_{б}}{V_{д(В)}^T V_{б}^T}; \quad (1.1)$$

$V_{д}$ – срединное отклонение по дальности; $V_{в}$ – срединное отклонение по высоте; $V_{б}$ – срединное боковое отклонение; $V_{д(В)}^T$ – табличные значения.

Помимо рассмотренных основных критериев для оценки остаточного ресурса (живучести) ствола выделяют и ряд дополнительных, которые, как правило, являются вспомогательными из-за ограниченной возможности фактического применения. К ним относят увеличение отпечатка полей нарезов на ведущем пояске снаряда, падение максимального давления в канале ствола, изменение показателей износа Δd и ΔL до критических значений, где Δd – диаметральный износ, ΔL – удлинение зарядной каморы.

Под отказами функционирования понимаются:

– усталостное разрушение ствола;

– невзведение взрывателя при стрельбе на наименьшем заряде, в результате чего происходят отказы в действии снаряда (при более 30% отказов при применении основного взрывателя ствол бракуется);

– ухудшение функционирования снарядов. Сюда относят срыв и срезание ведущих (обтюрирующих) поясков, неправильный полет снарядов на траектории, что приводит к большим недолетам, неправильное действие снарядов у цели, преждевременное срабатывание взрывателей, появление отказов или траекторных разрывов снарядов вследствие неправильной работы взрывателей, увеличение разброса срабатывания дистанционных взрывателей;

– перевод в браковочную категорию при наличии существенных неисправностей ствола.

Ствол АО признается достигшим предельного состояния (выработавшим свой ресурс) в случае, если имеет место хотя бы один из перечисленных случаев функциональных или параметрических отказов.

Таким образом, отказы, определяющие предельное состояние ствола, могут быть связаны либо с износом канала ствола, при сохранении общей циклической прочности, либо с его разрушением в результате развития неисправности ствола.

Для идентификации параметрических отказов необходимо произвести анализ параметров системы "ствол - заряд - снаряд" и системы условий её работоспособности.

Степень работоспособности ствольных комплексов и их эффективность определяются в моделях решения боевых задач, которые принято считать внешними моделями [5]. Работу ствола принято характеризовать внутренними моделями напряженно-деформированного состояния, нагрева, износа, динамики и т.д. [3].

Как правило, связи между внутренними и внешними моделями функционирования очень сложны и установить их возможно лишь эмпирическим путем. Так, для выбраковки стволов в связи с недопустимым уменьшением дальности стрельбы (параметр внешней

модели) производят измерение диаметра канала ствола (параметр внутренней модели) и, лишь затем, зная из опыта, как связаны между собой износ ствола и дальность стрельбы, производят выбраковку.

В свою очередь, рассматривая взаимодействие в системе "ствол - заряд - снаряд" и принимая во внимание имеющиеся случаи, классифицируемые как отказ ствола [5,6], нетрудно заметить, что отказ ствола проявляется не столько как выход за определенные пределы его параметров, сколько как отказ одного из элементов названной конфигурации (зависимый отказ). Так, например, невзводимость взрывателя снаряда при выстреле (отказ снаряда) является следствием чрезмерного износа канала ствола (отказ ствола).

Формализация условий работоспособности осуществляется в виде неравенства:

$$A_i \neq A_i', \quad (1.2)$$

где A_i - параметр ствола; A_i' - допустимое значение этого параметра [1,2].

Нормативы допустимых значений параметров определяются из анализа как внутренних, так и внешних моделей функционирования и содержатся в технической документации на образец вооружения.

Исходя из сложившихся физических представлений о процессах, происходящих в стволе АО, возможно по внутренним задачам функционирования провести выделение следующих нескольких групп параметров, прогноз которых может быть осуществлен уже на стадии проектирования АО:

– параметры, описывающие напряженно-деформированное состояние, а также прочность (общую поперечную, продольную и местную) ствола и его частей, характеризующие ствол как составную часть орудия.

Условия работоспособности с учетом этих параметров формализуются системой зависимостей в следующем виде:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{ндс}} &\leq \sigma'_{\text{ндс}}, \\ P_i &\geq P_i', \\ \varepsilon_i &\leq \varepsilon_i', \end{aligned} \quad (1.3)$$

где $\sigma_{\text{ндс}}$ - матрица-столбец значений показателей напряженно-деформированного состояния ствола (эквивалентные напряжения в нарезке ствола, максимальные напряжения в районе эжекторных отверстий, осевые напряжения перед дульным тормозом и т.п.); $\sigma'_{\text{ндс}}$ - матрица-столбец допустимых значений показателей напряженно-деформированного состояния; P_i - матрица-столбец значений параметров, характеризующих несущую способность ствола (упругие и возможные сопротивления: предел упругого сопротивления моноблока, предел возможного сопротивления скрепленного ствола, упругое сопротивление оболочки лейнированного ствола, условный предел упругого сопротивления скрепленного ствола, условный предел упругого сопротивления разрушающего давления и т.д.); P_i' - матрица-столбец требуемых сопротивлений, установленных опытным путем; ε_i - матрица-столбец значений показателей, характеризующих массу, моменты инерции, координаты центра масс ствола, расширение ствола при выстреле в месте крепления с люлькой, температура поверхности камеры и т.д.; ε_i' - матрица-столбец допустимых значений этих параметров.

– параметры, описывающие ствол как механическую колебательную систему, формализуются неравенством вида:

$$\gamma_i \leq \gamma_i', \quad (1.4)$$

где γ_i - матрица-столбец, включающая в себя значения параметров: дульный угол, статический прогиб ствола, поперечная жесткость ствола, а также частоты собственных (поперечных, продольных и радиальных) колебаний и т.п.; γ_i' - матрица-столбец допустимых значений этих параметров.

– параметры, описывающие изменение формы, размеров и состояния поверхности ствола, формализованные неравенством вида:

$$\delta_i \leq \delta_i', \quad (1.5)$$

где δ_i - матрица-столбец значений показателей, характеризующих износ канала ствола, как то удельный, диаметальный износ, удельное удлинение зарядной камеры, глубина зоны плавления, глубина зоны структурных превращений, глубина зоны пластической деформации, средняя длина трещины на поверхности канала и т. д.; δ_i' - матрица-столбец критериев работоспособного состояния ствола показателям износа, получаемых исходя из работы внешних моделей функционирования ствола, т.е. в условиях эксплуатации, когда можно рассматривать и проанализировать такую важнейшую характеристику, как технический ресурс ствола.

Вывод

Анализируя современные артиллерийские системы и учитывая, что технические решения в области артиллерии направлены на усовершенствование боевых характеристик при одновременном ужесточении режимов ведения огня, все более важным становится изучение вопросов влияния нагрева стволов на условия работоспособности для различных групп параметров. авторами предлагается новая, запатентованная конструктивная схема охлаждения ствола артиллерийского орудия, в котором осуществляется утилизация механической энергии отдачи ствола при стрельбе [6]. Применение данной разработки значительно повысит ресурс, боевую эффективность, надёжность, безопасность, живучесть и экономичность перспективной и современной отечественной ствольной артиллерии.

Библиографический список

1. *Белов А.В.* Основы оценки надежности артиллерийских орудий по результатам испытаний. Л.: Изд-во ЛМИ, 1983. -54с.
2. *Белов А.В., Вяценок Ю.Л., Шурыгин В.А.* Информационно-системные основы анализа и оценки надежности артиллерийских орудий на стадии НИОКР. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 1998. -76 с.
3. *Зайцев А.С.* Проектирование артиллерийских стволов. Ч.2. Специальные вопросы. Л.: Изд-во ЛМИ, 1988. -114с.
4. *Чуев Ю.В.* Проектирование артиллерийских комплексов. М.: Машиностроение, 1976.-216 с.
5. *Монда В.А., Алтунин В.А.* Пути развития жидкостной и газовой артиллерии/ Сб. научно-технических статей КВВКУ. Казань: Изд-во «Казанского ВВКУ», 2009. Ч.1. с.75-77.
6. *Монда В.А., Алтунин В.А.* Артиллерийский ствол с универсальным наружным охлаждением. Заявка на изобретение РФ № 2010126784 от 30.06.2010г.

АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ИЗНОС СТВОЛОВ Артиллерийских орудий

В.А. МОНДА, А.Э. ФРОЛКИН, В.Д. СУХОТЕРИН, С.С. КОНОВАЛОВ, А.К. МАДЖДИ
*Михайловская военная артиллерийская академия,
г. Санкт-Петербург*

Влияние типа снаряда на износ стволов.

Стрельба из АО производится с применением БПС, КУМС, ОФС, которые по своей конструкции имеют различные технические характеристики и, следовательно, по-своему влияют на величину износа КС (табл.1).

Из данных таблицы видно, что БПС по сравнению с КУМС и ОФС обладают более высокими баллистическими характеристиками, в 1,6 – 1,8 раз превышающими характеристики ОФС и КУМС по начальной скорости и давлению пороховых газов (ПГ), что вызывает повышенный эрозионный износ на начальном участке цилиндрической части ствола. Под действием давления ПГ сектора ведущего кольца БПС раскрываются и, прижимаясь к стенкам КС, вызывают повышенный механический износ. Следовательно, износ гладкостенных

стволов, а значит и расход ресурса стволом, обусловлены, главным образом, применением БПС. В результате обработки опытных данных по износу КС пушек Т-12, У-5ТС, установлена ориентировочная величина диаметрального износа на 1 выстрел при стрельбе как БПС, так и КУМС, ОФС. Результаты представлены в табл.2.

Таблица 1.

Влияние типа снаряда, баллистических характеристик на износ КС

АО	P_{\max} , кгс/см ²	V_0 , м/с	Износ на 1 выстрел, (микрон)	
			в начале цилиндрической части	в средней части
при стрельбе БПС				
Д-68	4166	1666,1	2	7
	3671	1617,5	10	5
Д-81	4952	1823,7	19	10
	4505	1800,5	17	8
	4505	1800,5	15	8
при стрельбе ОФС				
Д-68	2047	801,4	1	0
Д-81	3716	859,8	4	0
	3352	848,9	2	0
	3352	848,9	3	0
при стрельбе боекомплектом (БК)				
Д-68	-	-	6	3
	-	-	4	1
Д-81	-	-	11	4
	-	-	7	2
состав БК: Д-68 - 40 выстр., Д-81 - 37 выстр. (40 % БПС, 40 % ОФ, 20 % КУМС);				

Из данных таблицы следует, что диаметральный износ канала, а значит и расход ресурса стволов при стрельбе БПС значительно больше, чем при стрельбе калиберными КУМС и ОФС (в 6 – 10 раз), что доказывает существенное влияние на износ применяемых типов боеприпасов.

Таблица2.

Удельный диаметральный износ КС пушек Т-12, У-5ТС

Тип снаряда	Диаметральный износ на 1 выстрел одиночным огнем при ТЗ +15° С, (микрон)					
	Т-12			У-5ТС		
	на расстоянии от дульного среза, мм					
	5130	4890	2500	4800	4610	2500
БПС	5,0	4,0	2,5	11,0	9,5	10,5
КУМС, ОФС	0,25	0,2	-	0,3	0,25	-

Влияние типа и температуры заряда на износ стволов.

Давление в КС возникает в результате действия пороховых газов, образующихся при горении порохового метательного заряда, и может изменяться от выстрела к выстрелу в зависимости от применяемых типов зарядов (полные, усиленные, уменьшенные) и их температуры. Поскольку для стрельбы из АО применяются боевые заряды, имеющие различную конструкцию и массу пороха, а, следовательно, энергетику выстрела и определенную интенсивность физико-химических воздействий на ствол, значения максимального давления (P_{\max}) и начальной скорости (V_0) для каждого из орудий будут отличаться. Этим объясняется разброс точек измерений, получаемых при оценках технического состояния стволов. В табл.3 содержатся значения изменения максимального давления в КС для орудий 2А65, Д-30, 2С7, полученные при ресурсных испытаниях. Эти же данные после обработки по методу наименьших квадратов приведены на рис.1.

Анализируя результаты приведенных ресурсных испытаний различных АО, пред-

ставленные на рис.1, можно утверждать, что падение максимального давления в КС сохраняется для орудий с различной энергетикой, но углы наклона аппроксимирующих зависимостей существенно отличаются между собой. Так, падение P_{max} для рассматриваемых нарезных орудий (Д-30, 2А65) к концу проведения испытаний для каждого из стволов составляет 2,2%, 5,4% и 11,3% соответственно. Меньшее значение падения P_{max} для ствола Д-30 (в 2 – 5 раз) объясняется более низкими энергетическими свойствами и мощностью орудия по сравнению со стволами 2А65, стреляющими с применением метательных зарядов большей массы, в более сильных условиях нагружения и, соответственно, обладающими меньшим техническим ресурсом (по настрелу).

Таблица 3.

Изменение P_{max} с настрелом 152 мм 2А65

АО	Настрел, выстр.	P_{max} кгс/см ²	АО	Настрел, выстр.	P_{max} кгс/см ²	АО	Настрел, выстр.	P_{max} кгс/см ²
2А65	20	2662	Д-30	39	2345	2А65	509	2576
	442	2547		2318	2357		911	2570
	546	2510		2976	2312		1058	2566
	779	2385		2984	2318		1286	2536
2А65	823	2391		2992	2319	1292	2519	
	1197	2256		3848	2324	1440	2527	
	1212	2237		4474	2323	1449	2438	
	1312	2222		4482	2301			
	1328	2258	4490	2293				

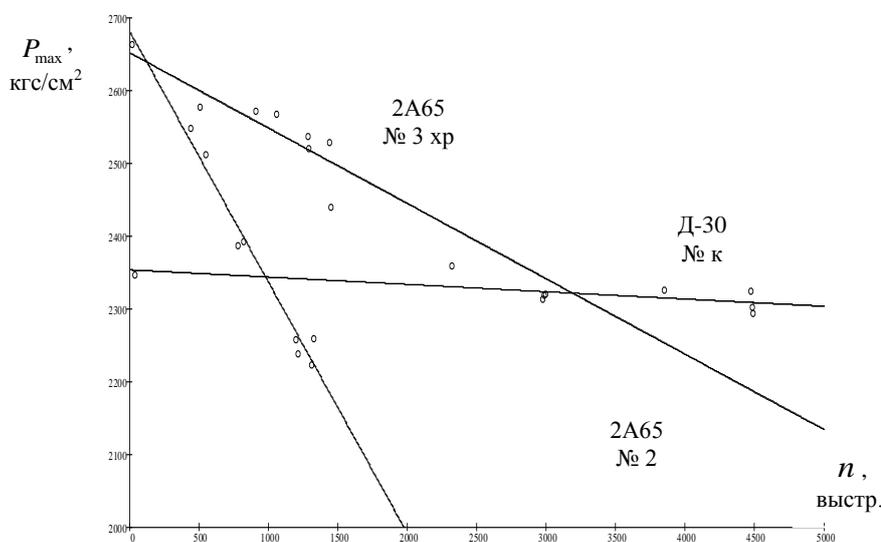


Рис.1. Изменение максимального давления с настрелом 152 мм 2А65, 122 мм Д-30

Экспериментальные данные по изменению баллистических характеристик стволов 2А65, 2С7, Д-30 показывают влияние типа заряда на начальную скорость полета снарядов для каждой из рассматриваемых систем (рис.2).

Падения начальных скоростей снарядов, представленные на рис.2, показывают, что имеется разница в падении баллистических характеристик различных орудий, которая объясняется тем, что при стрельбе из орудий большой мощности снарядами большой массы

происходит более интенсивный износ ствола, а, следовательно, и более резкий расход ресурса.

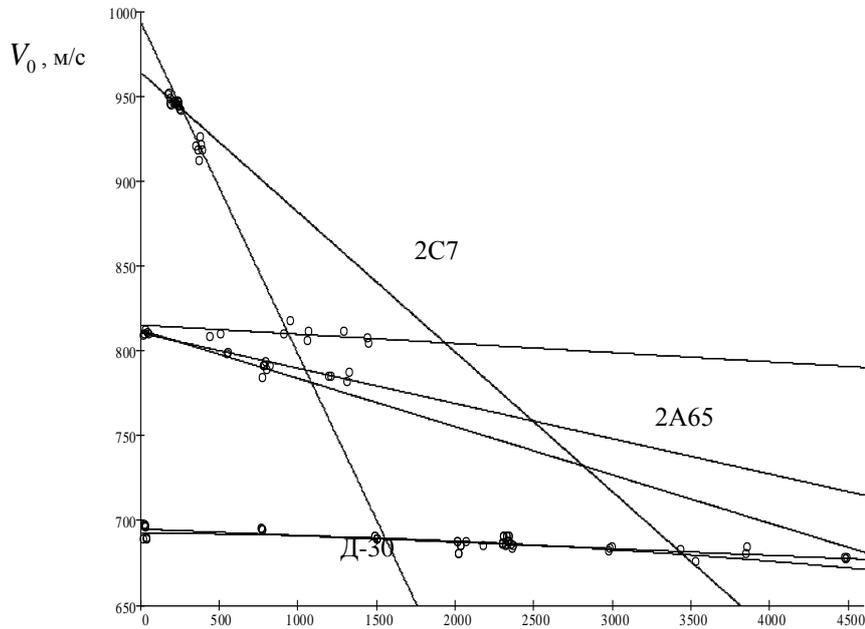


Рис.2. Изменение V_0 с настрелом АО

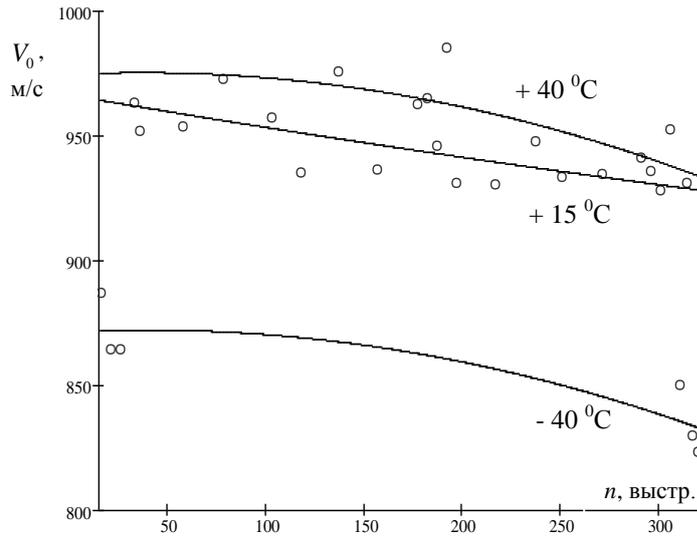
Повышение температуры нагрева ствола, особенно при стрельбе n , выстр. имом ведения огня, влияет на температуру заряда (ТЗ) выстрела, изменяя тем самым его первоначальные энергетические свойства (табл.4). Кроме того, применение боевых зарядов повышенной и пониженной температуры (от -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$), может быть связано с эксплуатацией АО в различных климатических зонах.

Таблица 4.

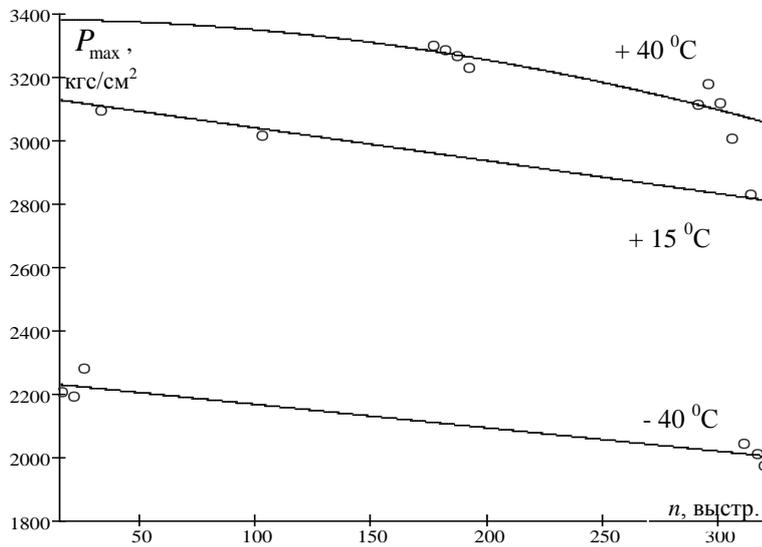
Влияние ТЗ на баллистические характеристики ствола СП 2С7

№ ствола	Настрел, выстр.	ТЗ, $^{\circ}\text{C}$	V_0 , м/с	P_{\max} , кгс/см 2	№ ствола	Настрел, выстр.	ТЗ, $^{\circ}\text{C}$	V_0 , м/с	P_{\max} , кгс/см 2
1	16	-50	886,6	2203	2	197	15	930,7	-
	21	-50	864,2	2190		217	15	930,3	-
	26	-50	863,8	2279		237	15	947,4	-
	311	-50	849,9	2039		251	15	932,8	-
	317	-50	829,4	2008		271	15	934,3	-
	320	-50	823,1	1970		314	15	930,5	2825
2	6	15	966,3	3165	3	11	50	974,8	3381
	33	15	963	3092		177	50	962	3297
	36	15	951,3	-		182	50	964,4	3282
	58	15	953	-		187	50	945,7	3265
	78	15	972,3	-		192	50	984,8	3227
	103	15	956,9	3011		291	50	940,8	3107
	118	15	935,1	-		296	50	935,6	3176
	137	15	975,4	-		301	50	927,9	3114
	157	15	936,3	-		306	50	952,1	3002

Анализ опытных данных по отстрелу стволов АО показывает, что с увеличением ТЗ баллистические характеристики стволов возрастают (рис.3). Это выражается в повышении P_{max} в зарядной камере и начальной скорости снаряда V_0 . Таким образом, использование зарядов с повышенной температурой приводит к увеличению износа КС и дополнительному расходу ресурса по сравнению с условиями стрельбы из орудия при определенных «эталонных» условиях.



а) на начальную скорость



б) на максимальное давление

Рис.4. Влияние температуры заряда на баллистические характеристики стволов 203 мм 2С7 (с настрелом)

Это подтверждается проведенными исследованиями при отстреле стволов гладкоствольных пушек Т-12, У-5ТС БПС выстрелами, имеющими различную температуру. В результате обработки опытных данных по износу стволов указанных пушек установлена ориентировочная величина износа на один выстрел при различных ТЗ (табл.5).

Из данных таблицы следует, что при стрельбе БПС из стволов Т-12, У-5ТС, износ с изменением ТЗ изменяется:

1) при ТЗ +40 °С эрозионный и механический износ увеличивается в 1,2 раза по сравнению с износом при температуре + 15 °С;

2) при ТЗ – 40 °С эрозионный износ уменьшается \approx в 2 раза, а механический в 1,5 раза по сравнению с износом при ТЗ + 15 °С;

3) при стрельбе КУМС и ОФС износ КС Т-12 и У-5ТС с увеличением ТЗ от + 15 °С до + 40 °С возрастает на 30 %, однако по своей величине этот износ остается пренебрежимо мал по сравнению с износом, вызываемым БПС.

Таблица 5.

**Удельный диаметральный износ пушек Т-12, У-5ТС
при стрельбе БПС различной температуры**

Тип снаряда	Температура заряда, °С	Диаметральный износ на 1 выстрел, одиночным огнем, (микрон)					
		Т-12			У-5ТС		
		на расстоянии от дульного среза, мм					
		5130	4890	2500	4800	4610	2500
БПС	+ 40	6,0	4,8	3,0	13,5	10,5	12,5
	+ 15	5,0	4,0	2,5	11,0	9,5	10,5
	- 40	2,5	2,0	1,7	5,5	4,7	7,0
КУМС, ОФС	+ 40	0,29	0,26	-	0,4	0,31	-

Влияние режима огня на износ стволов.

В процессе проведения стрельбы из АО с различным режимом ведения огня происходит разогрев ствола. Увеличение температуры его внутренней и внешней поверхности происходит неравномерно, что обусловлено воздействием высокой температуры горения ПП, а также увеличением скорости продвижения снаряда по каналу ствола (таблица 6).

Таблица 6.

Температура ствола 203 мм 2С7 при стрельбе с высоким режимом огня

Число выстрелов в группе	Время отстрела группы	Скорострель- ность, выстр/мин	Температура, °С				
			ствола на расстоянии от казенного среза, мм			камеры на расстоя- нии от казенного среза, мм	
			8670	6900	5270	1775	50
7	5 мин, 19 с.	1,31	-	-	-	-	-
8	8 мин, 01 с.	1,39	-	-	-	-	-
перерыв	4 мин, 10 с.	-	155	145	85	55	45
9	5 мин, 15 с.	1,71	-	-	-	-	-
6	10 мин	0,60	-	-	-	-	-
перерыв	3 мин, 15 с.	-	215	210	145	70	55
10	25 мин, 49 с.	0,38	205	200	150	80	65
7	4 мин, 32 с.	1,77	-	-	-	-	-
8	4 мин, 05 с.	1,71	-	-	-	-	-
перерыв	3 мин, 18 с.	-	153	138	73	28	28
9	9 мин, 01 с.	0,89	-	-	-	-	-
6	8 мин, 19 с.	0,72	-	-	-	-	-
перерыв	4 мин, 13 с.	-	233	213	138	63	43
10	25 мин, 04 с.	0,36	238	223	158	68	28

Повышение температуры нагрева ствола, особенно при стрельбе с высоким режимом ведения огня, приводит к понижению механических свойств металла КС, вследствие чего понижается его сопротивление износу. Это приводит к нарушению соосности снаряда и канала ствола, значительному уменьшению обтюрации пороховых газов, прорыву их между ведущим пояском снаряда и поверхностью канала (дном нарезов), что в дальнейшем приводит к разбросу начальных скоростей полета снарядов и, как следствие, падению дальности и кучности стрельбы.

На основе опытных данных были получены значения удельного диаметрального износа КС для гладкостенных пушек Т-12 и У-5ТС в условиях их отстрела с высоким режимом огня (табл.7).

Из сопоставления данных, приведенных в табл.5,7, следует, что при стрельбе БПС с высоким режимом огня диаметральный износ увеличивается по сравнению со стрельбой одиночным огнем: для Т-12 примерно в 2 раза, для У-5ТС – в 1,2 раза. Указанные соотношения, как показали исследования, остаются в силе также при температуре выстрела $\pm 40^{\circ}\text{C}$.

Таблица 7.

Удельный диаметральный износ пушек Т-12, У-5ТС при стрельбе БПС, с высоким режимом огня

Тип снаряда	Температура заряда, $^{\circ}\text{C}$	Диаметральный износ на 1 выстрел, при стрельбе с высоким режимом огня, микрон					
		Т-12			У-5ТС		
		на расстоянии от дульного среза, мм					
		5130	4890	2500	4800	4610	2500
БПС	+ 15	10	8,0	5,0	13,5	11,5	12,5

При стрельбе КУМС и ОФС с высоким режимом огня в объеме одного боекомплекта износ КС практически отсутствует, также как и при стрельбе одиночным огнем. Однако замечено, что при стрельбе с высоким режимом огня из ствола пушки Т-12 в объеме 1 боекомплекта, состоящего из 30 КУМС и ОФС и 50 БПС, износ КС на один выстрел с БПС снарядом оказался примерно в 1,2 раза больше, чем при стрельбе одними БПС в объеме 80 выстрелов при прочих равных условиях.

Исследования также показывают, что процесс изменения показателей, определяющих техническое состояние ствола, не носит постоянный характер и зависит от темпа стрельбы из АО (табл.8). Более подробное рассмотрение зависимостей показателей износа ствола при увеличении настрела позволяет заключить, что интенсивность износа ствола для конкретного режима работы достаточно точно описывается уравнениями первого порядка.

Таблица 8.

Результаты расчетов по определению углов наклона аппроксимирующих зависимостей УЗК 152 мм 2С5 при стрельбе в различных режимах

Стреляность	Режим	Удлинение зарядной камеры по кольцу 163,4 мм, мм	
		$tg a$	a , град
0 - 106	одиночн	0,107	6
236 - 316	режимн	0,15	8,5
468 - 552	режимн	0,146	8,3
714 - 934	одиночн	0,104	5,9

Влияние режима нагружения ствола на износ канала ствола проявляется в изменении угла наклона аппроксимирующей зависимости. Причем, при стрельбе в различных условиях нагружения ствола (темп стрельбы, номер заряда и т.п.) (рис.5) углы наклона аппроксимирующих зависимостей сохраняют свое значение при любом количестве повторений режимов. Это означает, что для предельного состояния ствола можно записать

$$D d_{i\partial\partial\partial} = e_{(i)} D d(n_i),$$

где $D d(n_i)$ - износ ствола в i - м режиме стрельбы.

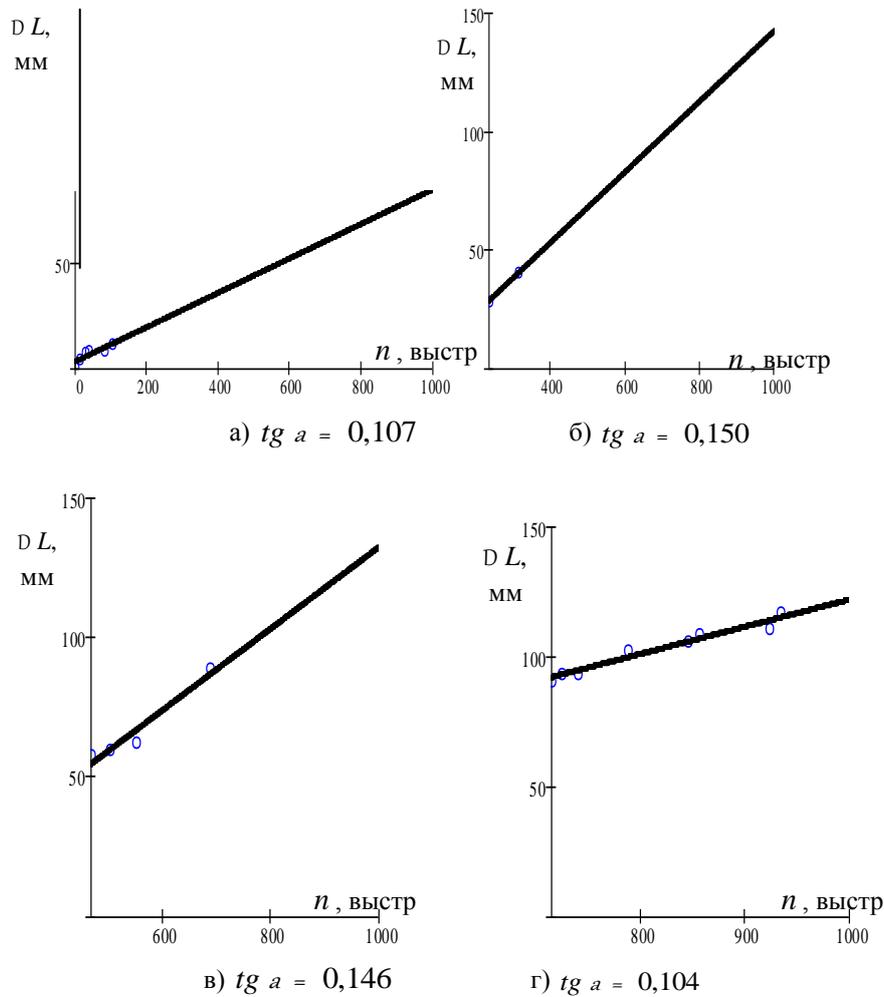


Рис.5 (а, б, в, г). Влияние режима стрельбы на изменение угла наклона аппроксимирующих зависимостей изменения УЗК с настрелом 152 мм 2С5

Таким образом, выявление наличия четкой корреляционной связи предельного состояния ствола с конкретным показателем его физического состояния позволяет существенно ограничить объемы ресурсных испытаний при их планировании.

Необходимо отметить, что при проведении ресурсных стрельб их условия проведения задаются при некоторых «приведенных» условиях: стрельба основным зарядом на наибольшем заряде при его температуре $+15^{\circ}\text{C}$. При этом зачастую не указывается режим огня, который, в свою очередь, оказывает значительное и во многом определяющее влияние на технический ресурс ствола (табл.8).

Влияние режима огня на ресурс стволов 57 мм ЗИС – 2

Число выстрелов в группе, шт.	Скорострельность, выстр/мин	Перерыв между группами, мин	Число выстрелов в цикле, шт.	Одиночных выстрелов, %	Ресурс ствола, выстр.
40	12	15	200	23	1750
20	12	30	200	29	3700

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЖИВУЧЕСТИ СТВОЛОВ С УЧЕТОМ НОВЫХ СХЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ

В.А. МОНДА, А.Э. ФРОЛКИН, В.Д. СУХОТЕРИН, С.С. КОНОВАЛОВ, А.К. МАДЖДИ

Михайловская военная артиллерийская академия,

г. Санкт-Петербург

Расчёты показывают, что съёмные рубашки наружного естественного воздушного охлаждения способны сокращать время охлаждения артиллерийского ствола (период молчания) до 30 минут. Авторами разработана методика расчёта, создания и эксплуатации таких рубашек практически для всех типов и калибров артиллерийских стволов.

Основными этапами методики являются:

1. Анализ тепловых режимов стволов при стрельбе и в период молчания.
2. Анализ негативных процессов при нагреве и перегреве стволов.
3. Анализ существующих способов и систем охлаждения стволов.
4. Анализ свойств различных металлов и сплавов при их нагреве и естественном воздушном охлаждении (включая время полного охлаждения до температуры окружающей среды).
5. Анализ зависимости качества охлаждения ствола от вида и типа металла или сплава, применяемого для внутренней стенки рубашки, а также от величины возможных воздушных зазоров между поверхностью ствола и рубашкой.
6. Анализ влияния вида и типа оребрения рубашки на эффективность охлаждения ствола (рассматриваются: продольное, поперечное, продольно-поперечное, винтовое и др. оребрения).
7. Расчёт и анализ эффективности поперечного (квадратного, круглого, гибридного) оребрения.
8. Расчёт и конструирование оптимальных параметров рубашки охлаждения (толщины цилиндрической части; толщины, высоты и шага рёбер; количества секторов по длине ствола; учёт температурного расширения и др.).
9. Расчёт и конструирование замков – стяжек, обеспечивающих максимальное соприкосновение контактных групп металлов и сплавов.
10. Расчёт и проектирование системы контроля тепловых режимов ствола при наличии рубашки воздушного естественного охлаждения (координаты размещения датчиков контроля и гнезд их крепления; пульт контроля и др.).
11. Разработка инструкции по эксплуатации рубашки охлаждения (при стрельбе, при транспортировке, при хранении).

Разработаны примеры поэтапного расчёта, выбора и конструирования оптимальных и эффективных рубашек охлаждения, новые запатентованные конструктивные схемы и др. наглядные материалы. Показаны пути дальнейшего совершенствования рубашек охлаждения такого типа.

Применение материалов статьи повысит ресурс, надёжность, боевую эффективность и безопасность существующих и перспективных артиллерийских систем.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА РЕСУРСА СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

В.А. МОНДА, А.Э. ФРОЛКИН, В.Д. СУХОТЕРИН, С.С. КОНОВАЛОВ, А.К. МАДЖДИ

Михайловская военная артиллерийская академия,
г. Санкт-Петербург

Одним из недостатков ствольной артиллерии является быстрый нагрев и перегрев ствола. Этот процесс очень опасен, т.к. связан: с образованием различных по величине и направлению внутренних напряжений в стенках ствола, с образованием микротрещин и трещин на внутренних поверхностях канала ствола, с его изгибом из-за неравномерного естественного охлаждения (особенно в дождливую и ветренную погоду), с уменьшением дальности и точности стрельбы, с возможностью его разрыва, с обязательным периодом молчания с целью его охлаждения и т.д.

На нагрев ствола тратится примерно 33% кинетической энергии заряда (Рис.1). Допускается нагрев ствола у дула до 670К. Величина температурного пика на внутренних стенках ствола после выстрела реально может достигать 1880К.

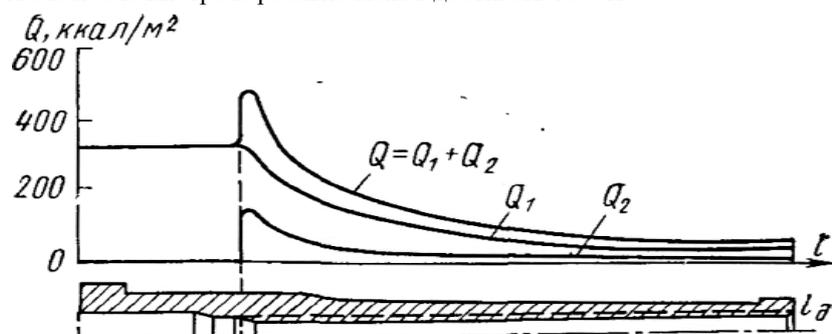


Рис. 1. Количество тепла, поступающего на поверхность канала ствола от одного выстрела:

Q_1 —количество тепла, поступающего в стенки ствола от пороховых газов;
 Q_2 —от работы трения ведущего пояска снаряда

При охлаждении ствола между выстрелами (если позволяет обстановка) необходимо учитывать, что за 1 час температура ствола в среднем понижается с 573К до 373К. Изгиб ствола может происходить при неорганизованном естественном охлаждении, а также при интенсивном нагреве в ходе непрерывной стрельбы. При этом, например, при нагреве наружной поверхности ствола от 473К до 673К радиус кривизны изменяется от 220 м до 180 м. Особенно быстро увеличивается изгиб при значительной разностенности ствола. В этом случае изгиб ствола происходит выпуклостью в сторону более толстой стенки. Следует учесть, что при нагреве стволов до (570-620) К прочность ствола нарушается незначительно, а сильно изменяются кучность (в 2-3 раза) и меткость стрельбы. Так, например, при стрельбе одного из орудий очередями 15 выстрелов в группе со скорострельностью 5 выстрелов в минуту и с перерывами между очередями в 15 мин наблюдалось следующее падение дальности по мере разогрева ствола, показанные в таблице:

Таблица

Номер группы	Дальность стрельбы, м	Номер группы	Дальность стрельбы, м
1	17885	5	17510
2	17880	6	17500
3	17750	7	17400
4	17675	-	-

Влияние нагрева ствола на эффективность стрельбы трудно учитывать, так как он меняется от выстрела к выстрелу.

Сильное влияние на кучность и меткость стрельбы из разогретого ствола оказывает одностороннее охлаждение под действием ветра или дождя, которое искривляет ствол в сторону, откуда происходит охлаждение. Все эти недостатки пытаются устранить различными методами и способами: применением «холодных порохов», соблюдением правил стрельбы с перерывом для охлаждения, постоянным визуальным контролем за состоянием артиллерийского орудия, замером диаметра канала ствола и др.

Одним из способов увеличения ресурса, надёжности и сокращения времени для охлаждения обычной артиллерии является возможность создания охлаждаемых систем. Наиболее перспективными методами увеличения ресурса и надёжности артиллерийских систем является разработка новых конструкций с различными способами искусственного охлаждения.

Как правило, для охлаждения ствола подаётся команда «Прекратить стрельбу», и в течение 90-120 минут выдерживается режим молчания (температура ствола при этом понижается, например, с 350⁰С (623К) до 100⁰С (373К), а при молчании в течение 2-3 часов – до температуры окружающего воздуха), что очень опасно и недопустимо в период современных локальных войн и террористических актов.

На основе анализа отечественных и зарубежных источников информации, а также разработанных авторами новых конструктивных схем можно провести анализ и классификацию существующих и перспективных способов охлаждения артиллерийских стволов:

Существующие способы:

а) естественное охлаждение без какой-либо рубашки охлаждения (подаётся команда «Прекратить стрельбу!»), изменение температурного поля во времени в стенке ствола от одного выстрела показано на рис. 2;

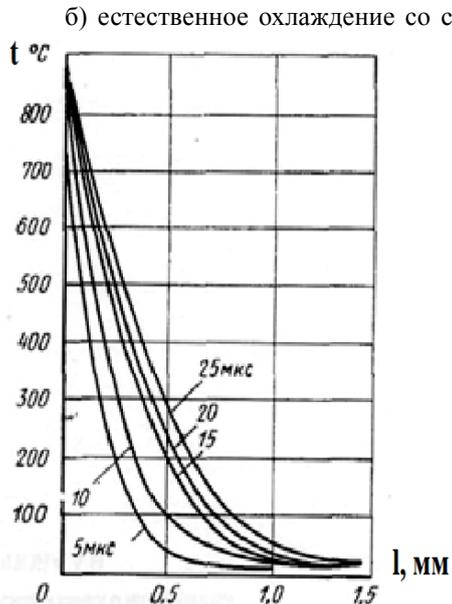


Рис. 2. Изменение температурного поля в стенке ствола

применяется);

ж) искусственное жидкостное охлаждение внутренних стенок ствола путём впрыски-

б) естественное охлаждение со стационарной (продольной, поперечной, продольно-поперечной) рубашкой наружного охлаждения (применяется в основном для скорострельных пушек);

в) естественное охлаждение со съёмной рубашкой охлаждения или съёмными радиаторами (применяется в основном для скорострельных пушек);

г) естественное охлаждение конструкции быстросменных стволов (применяется для малокалиберной артиллерии);

д) автоматическая продувка стволов воздухом (способ искусственного охлаждения вынужденной конвекцией окружающего воздуха) после каждого выстрела, но этот способ применяется в основном для удаления газов после выстрела;

е) искусственное жидкостное охлаждение омыванием наружной поверхности ствола (наружное жидкостное охлаждение) химическими реагентами (углекислотой) через известное количество выстрелов, что быстро охлаждает ствол до минусовых температур (в артиллерийских системах Сухопутных войск ВС РФ этот способ не

вания жидкости (внутреннее жидкостное охлаждение) различными устройствами (подвижными форсунками, вставляемой трубой и др.) после нескольких выстрелов (применяется редко, т.к. возникает опасность появления микротрещин, поэтому в Сухопутных войсках ВС РФ не применяется);

з) искусственное жидкостное межслойное охлаждение (способ вынужденной конвекции охлаждающей жидкости (воды) по специальным каналам между внутренней трубой и кожухом ствола) является эффективным, т.к. обеспечивается непрерывное и равномерное охлаждение при сравнительно малом расходе жидкого охладителя, что способствует повышению живучести ствола, может применяться как в автоматических (зенитных) пушках с калибром 57-85 мм, так и в орудиях среднего и крупного калибров (недостатками являются: трудности изготовления стационарной системы вынужденного охлаждения на заводе одновременно с созданием ствола и орудия в целом, применение в качестве охладителя воды (что вызывает опасность в зимнее время из-за возможного разморозения системы, проблемы с коррозией и др.), использование электронасоса, специального бака, шлангов, источника электропитания, радиатора, вентилятора и др.) – в артиллерийских системах Сухопутных войск ВС РФ этот способ не применяется;

к) комбинированное искусственное жидкостное охлаждение ствола (комбинация межслойного охлаждения казённой и средней части ствола и наружного охлаждения его дульной части) – вследствие сложности конструктивного решения эта схема находится в стадии исследования и разработки, практического применения пока не получила.

Перспективные способы:

а) естественное наружное охлаждение ствола съёмными рубашками охлаждения из лёгких сплавов цветных металлов с оптимальным оребрением и системой теплового контроля (режим молчания обеспечивается до 30 минут);

б) искусственное наружное воздушное (газовое) вынужденное охлаждение ствола съёмными рубашками охлаждения с экономичной системой прокачки охладителя с использованием утилизированной механической энергии отката при стрельбе (обеспечивается: вынужденное охлаждение ствола воздухом или газом (метан); продувание ствола воздухом после каждого выстрела);

в) искусственное наружное воздушное (газовое) гибридное охлаждение ствола (применяются съёмные гибридные рубашки охлаждения, где охлаждение осуществляется путем продувки воздуха (газа) в каналах рубашки охлаждения и одновременно – при помощи наружных ребер). При этом также используется утилизация механической энергии отката ствола при стрельбе с обязательной воздушной продувкой внутреннего канала ствола. Расчеты показывают, что для необходимого уровня охлаждения ствола потребуется 10-20 минут;

г) искусственное наружное жидкостное вынужденное охлаждение ствола съёмными рубашками охлаждения с экономичной системой прокачки охладителя с использованием утилизированной механической энергии отката при стрельбе и системой контроля за тепловыми процессами при стрельбе (обеспечивается: эффективное, равномерное и экономичное (мало затратное) охлаждение ствола при полном тепловом контроле; продувание ствола воздухом; режим молчания сводится к нулю. При необходимости возможно заменить жидкий охладитель на воздух (при отсутствии жидкого охладителя), т.е. в экстремальных ситуациях можно вернуться к п.п. в)).

д) гибридное искусственное наружное жидкостное вынужденное охлаждение ствола съёмными рубашками охлаждения с оптимальным оребрением естественного воздушного охлаждения, с экономичной и эффективной системой прокачки жидкого охладителя, с воздушной продувкой канала ствола после каждого выстрела, с системой теплового и гидравлического контроля (эта система будет наиболее рациональной и эффективной, т.к. она сможет более качественно, равномерно и непрерывно охлаждать ствол вынужденной конвек-

цией жидкого охладителя в съёмной наружной рубашке с рёбрами естественного наружного воздушного охлаждения, а также – охлаждать внутренние стенки ствола (и удалять вредные пороховые газы) после каждого выстрела вынужденной конвекцией окружающего воздуха, где вынужденная конвекция жидкого и воздушного охладителей обеспечивается экономичной конструктивной схемой утилизации механической энергии отката при стрельбе, обеспечивается необходимое и достаточное охлаждение ствола при любой интенсивности стрельбы без режима молчания, повышается живучесть, безопасность, ресурс и надёжность ствола и орудия в целом). Данная конструкция, как и предыдущая, позволяет охладить ствол как жидким охладителем, так и обычным воздухом (или газом метан) с обязательной продувкой внутреннего канала ствола воздухом. В качестве жидкого охладителя авторами предлагается использовать жидкие углеводородные горючие (УВГ) и охладители (УВО). Для артиллерийских систем Сухопутных войск ВС РФ наиболее практичным представляется жидкое УВГ (УВО) – дизельное топливо (ДТ), т.к. почти все транспортные средства и энергоустановки в основном используют ДТ(по охлаждающим возможностям не уступает авиационным горючим ТС-1 и РГ-1). В качестве газообразного УВГ (УВО) перспективным является использование природного газа метана, т.к. запасы его в сотни раз превосходят запасы нефти и сейчас многие виды техники переводятся на газ метан.

Последняя схема не является совершенной, т.к. существует ряд направлений по её модернизации и повышению качества, что входит в дальнейшие научные и творческие планы авторов.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ИЗНОСА СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

МОНДА В.А.

*Михайловская военная артиллерийская академия,
г. Санкт-Петербург*

В процессе стрельбы канал ствола артиллерийского орудия претерпевает необратимые изменения. Эксплуатация стволов приводит к износу внутренней поверхности канала, который характеризуется сравнительно равномерным увеличением диаметра как по полям, так и по нарезам. Износ канала ствола, т.е. изменение контура канала ствола, размеров и качественного состояния его элементов (камеры, нарезов), возникает вследствие многократно повторяемого чрезвычайно мощного воздействия на его поверхности пороховых газов и ведущих частей снарядов. Процесс износа канала ствола относится к весьма сложному явлению и протекает в результате действия на металл следующих факторов:

- теплового воздействия пороховых газов, вызывающего температурные напряжения в стенках ствола и, как следствие, появление мелких закалочных трещин;
- химического действия пороховых газов, которое изменяет структуру поверхностного слоя канала ствола из-за его цементирования и азотирования;
- эрозионного действия пороховых газов, вызывающего механическое удаление мельчайших частичек металла с поверхности канала и образование трещин;
- механического действия ведущих частей снаряда на поверхность ведущей части канала, которое образует наклеп, снижает вязкость и стирает стенки.

Уже после первых выстрелов, произведенных из вновь изготовленного ствола, в начале нарезов можно наблюдать появление мелких трещин. По мере дальнейшей стрельбы (после 200—300 выстрелов) трещины увеличиваются и образуют сетку с замкнутыми петлями, постепенно распространяющуюся по каналу в направлении к дульной части, при этом наблюдаются сплющивание и стирание полей в начале нарезов.

После 1000 – 2000 выстрелов большинство трещин будут сориентированы вдоль оси канала ствола из-за эрозионного действия пороховых газов, кроме того, наблюдается выкол полей у начала нарезов. Боевые грани стираются, поля округляются. Износ ведущей части ствола происходит неравномерно как в поперечном сечении, так и по длине ствола. Установлено, что в поперечном сечении износ характеризуется увеличением диаметра канала по полям, в два-три раза превосходящим увеличение диаметра по наредам, в результате чего глубина нарезов уменьшается и грани их сглаживаются.

Износ полей нарезов по длине ствола, с увеличением количества выстрелов, показан на рис. 1.

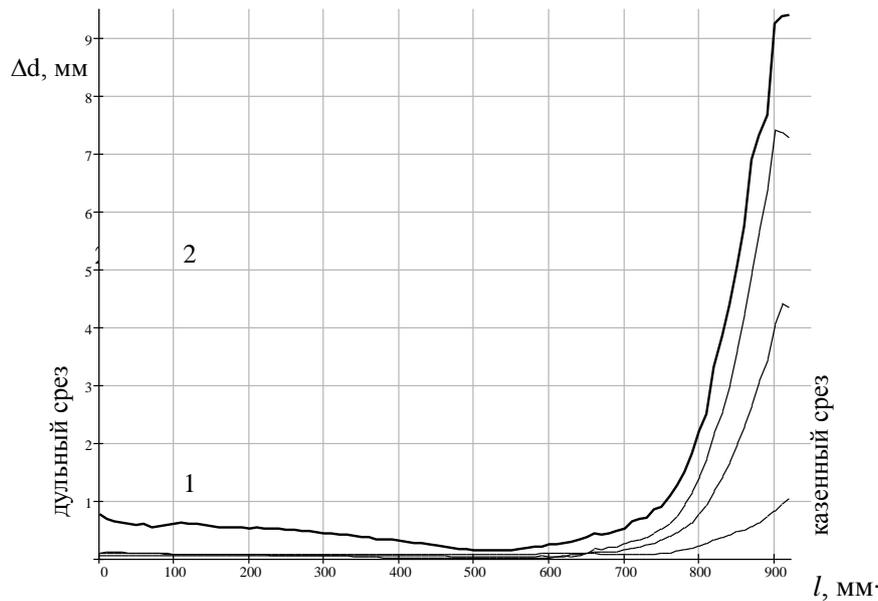


Рис. 1. График изменения износа канала по длине ствола 125 мм Д-81

В зависимости от величины износа, канал ствола АО можно условно разделить на 4 зоны (рис. 2).

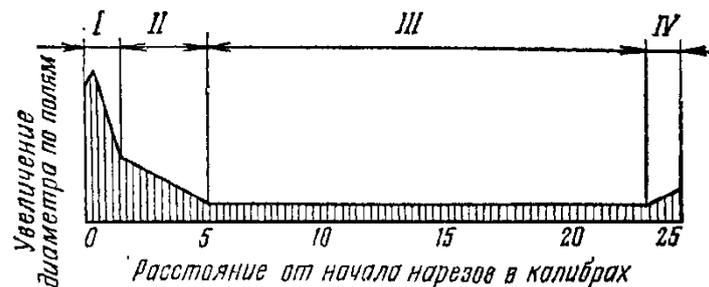


Рис. 2. График зависимости износа канала от длины ствола.

Зона 1. Зона максимального износа. Характеризуется наибольшим увеличением диаметром канала ствола вследствие износа. Образуется в месте стыка соединительного конуса и начала нарезов. Участок достигает в длину 2-3 калибра. В связи с интенсивностью износ зарядная камера получает дополнительное удлинение по которому производится выбраковка и категорирование нарезных стволов.

Зона 2. Зона среднего износа. Характеризуется постепенным уменьшением износа в направлении дульного среза. Обычно, образуется на длине от 4 до 8 калибров.

Зона 3. Зона равномерного износа. Характеризуется наибольшей длиной. Износ на этом участке сравнительно равномерен по всей длине. На этом участке наблюдается наиболее интенсивное отложение меди, а у орудий большой мощности – также отложение стали, что представляет большую опасность, поскольку ведет к уменьшению диаметра канала ствола.

Зона 4. Зона увеличивающегося износа. Образуется на длине до 2-х калибров у дульной части. Прорыв пороховых газов, при выходе снаряда из канала ствола, вызывает оплавление и вынос пороховыми газами металла ствола.

В поперечном направлении износ канала также неравномерен, поскольку увеличение диаметра по полям, обычно, превосходит в несколько раз увеличение диаметра по нарезам. Подобная неравномерность прослеживается и при износе боевых и холостых граней полей нарезов. Усиленный износ вершин и граней полей нарезов ведет к сглаживанию полей к уменьшению глубины нарезки, что приводит к увеличению удельного давления боевой грани поля на выступ ведущего пояска снаряда. А это, в свою очередь, способствует срезанию ведущего пояска снаряда при стрельбе, что нарушает нормальное движение снаряда по каналу и, в конечном счете, отражается на дальности и кучности стрельбы.

Исходя из существования нарезных и гладкостенных орудий следует учитывать тот факт, что износ, в каждом из них, свои особенности.

Свои отличительные признаки износа КС имеет тип заряжания артиллерийский системы: раздельно-гильзовое и унитарное.

Увеличение пути движения снаряда до врезания ведущего пояска в нарезы приводит к ухудшению обтюрации пороховых газов, а это в свою очередь, сказывается на понижении баллистических характеристик: максимального давления, давления форсирования. Таким образом, увеличение, за счет износа, начального объема камеры, сказывается на уменьшении пути снаряда по каналу ствола, что в конечном итоге приводит к падению начальной скорости снаряда.

У нарезных орудий унитарного заряжания износ начала нарезной части ствола приводит к тому, что врезание ведущего пояска в нарезы осуществляется снарядом уже имеющим довольно значительную скорость. В этом случае, как и у орудий раздельного заряжания, осуществляется прорыв пороховых газов в начале движения ствола, что в итоге приводит не только к падению начальной скорости снаряда, но и за счет значительного трения ведет к срезанию у снаряда ведущего пояска (табл. 1). Нарезные стволы артиллерийских орудий теряют свои боевые качества именно вследствие износа канала ведущей части ствола.

Таблица 1.

Изменение баллистических параметров артиллерийских орудий в зависимости от условий заряжания

Условия заряжания	Уменьшение P_{\max} , %	Уменьшение V_0 , %	Изменение длины камеры ΔL , мм
При раздельном заряжании	10.5	4,0	28
При унитарном заряжании	2.5	1.3	–

Износ канала ствола приводит к изменению таких баллистических параметров орудия, как наибольшее давление пороховых газов, начальная скорость и рассеивание снарядов. Падение максимального давления обусловлено в первую очередь уменьшением плотности заряжания из-за увеличения длины камеры заряжания, сопротивления врезанию ведущего пояска в нарезы, а также увеличения износа ведущей части канала. Это приводит к уменьшению начальной скорости снаряда и значительно увеличивается рассеивание снарядов, понижается кучность и точность стрельбы. Все это приводит к необходимости увеличения расхода боеприпасов при поражении различных целей огнем артиллерии.

ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАТРОНОВ ДЛЯ ПОДВОДНОЙ СТРЕЛЬБЫ

В.Ю. СЛАДКОВ, Л.А. КОНЮХОВА

*Тульский государственный университет, 300012, г. Тула, пр-т Ленина, 95,
т. (4872) 35-26-25, факс (4872) 35-00-06, sladkovv@inbox.ru*

В настоящее время существует целый ряд специфических видов и форм боевой деятельности, когда автоматическое подводное стрелковое оружие (АПСО) является основным оружием борьбы. К ним относятся 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.

Однако для ведения боевых действий в столь специфических условиях подходят далеко не все существующие образцы стрелкового оружия. Это обусловлено воздействием ряда особенных неблагоприятных факторов, возникающих при стрельбе под водой, основными из которых являются ее высокая плотность и непременно заполнение канала ствола водой.

Первое обстоятельство снижает дальность стрельбы и устойчивость пули на траектории. Второе приводит к увеличению давления пороховых газов в канале ствола и импульса, действующего на подвижные части автоматики, что может привести к разрушению конструкции оружия.

В настоящее время в нашей стране и за рубежом ведется разработка новых и модернизация существующих подводных стрелковых комплексов. При этом основные усилия разработчиков направлены на увеличение дальности и кучности стрельбы, увеличение пробивного и проникающего действия пули, унификацию патронов для стрельбы, как под водой, так и на суше, а также на разработку методов выбора оптимальных конструктивных и баллистических параметров патрона и подводного оружия.

При создании патрона, обычно выбор рациональных значений каждого параметра производится по отдельности при строгой фиксации всех остальных, что не позволяет определить оптимальные его характеристики.

Таким образом, становится очевидной необходимость разработки программно-методического комплекса, позволяющего проводить многопараметрическую оптимизацию патронов для АПС.

Постановка задачи многопараметрической оптимизации заключается в выборе целевой функции (критерия оптимизации), определении варьируемых параметров (независимых переменных), расчетных параметров от которых зависит безопасная и надежная работа системы и ограничений на эти параметры [1].

Совокупность варьируемых переменных должна быть полной, т.е. обеспечивать полное определение характеристик системы в рамках принятой модели. Общее число переменных определяет размерность задачи оптимизации (размерность факторного пространства).

Математически задача оптимизации формулируется следующим образом. Найти экстремум целевой функции вида

$$F_c = f(\bar{A}, \bar{B}, \bar{X})$$

при наличии ограничений:

$$X_{i \min} \leq X_i \leq X_{i \max}, \quad B_{i \min} \leq B_i \leq B_{i \max}, \quad i = 1, n,$$

где $\bar{A} = (a_1, a_2, \dots, a_n)$ - вектор фиксированных (заданных) параметров;

$\bar{B} = (b_1, b_2, \dots, b_n)$ - вектор расчетных параметров, на которые накладываются ограничения;

$\bar{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ - вектор независимых переменных;

$\bar{X}_{\min} = (x_{1\min}, x_{2\min}, \dots, x_{n\min})$, $\bar{X}_{\max} = (x_{1\max}, x_{2\max}, \dots, x_{n\max})$ - нижний и верхний пределы изменения независимых переменных;

$\bar{B}_{\min} = (b_{1\min}, b_{2\min}, \dots, b_{n\min})$, $\bar{B}_{\max} = (b_{1\max}, b_{2\max}, \dots, b_{n\max})$ - нижний и верхний пределы изменения расчетных параметров.

В качестве целевой функции, характеризующей функционирование АПСО, примем эффективную дальность стрельбы, под которой понимается дальность, на которой пуля пробивает костюм подводника или стекло его маски, толщиной 5 мм.

Для пули, аналогичной по форме пуле 5,66 мм патрона для подводной стрельбы, разработанного в ЦНИИТОЧМАШ (рисунок 1) эффективная дальность $D_{эф}$ стрельбы определяется [2]:

$$D_{эф} = 2 \frac{\rho_n}{\rho_v} \cdot \frac{L_n}{C_x(V)} \left[1 - \frac{\bar{L}_{гч}}{3} \cdot (2 + \bar{d}_{кав}^2) \right] \cdot \ln \frac{V_0}{V_{эф}} \quad (1)$$

где $\bar{L}_{гч} = \frac{L_{гч}}{d}$ - относительная длина головной части пули;

$\bar{d}_{кав} = \frac{d_{кав}}{d}$ - относительный диаметр кавитатора;

V_0 - начальная скорость пули;

$V_{кав}$ - эффективная скорость встречи пули с преградой.

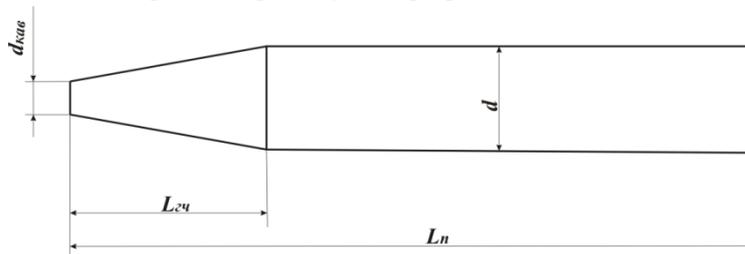


Рис. 1. Пуля 5,66 мм патрона для подводной стрельбы

Анализ зависимости (1) показывает, что в качестве независимых переменных (оптимизируемых параметров) при заданном калибре целесообразно принять геометрические размеры пули: $d_{кав}$ - диаметр кавитатора, l_n - длину, $l_{гч}$ - длину головной части, ρ_n - плотность материала пули; и параметры заряда, определяющие начальную скорость пули: f_t - силу топлива, $m_{зар}$ - массу заряда, a_1 - наименьшую толщину горящего свода пороха.

Тогда целевая функция запишется в виде:

$$D_{эф} = f(d_{кав}, l_n, l_{гч}, \rho_n, f_t, m_{зар}, e_1) \quad (2)$$

На независимые переменные накладываются ограничения, выбираемые из конструктивных соображений, определяемые в основном параметрами оружия.

Расчетными параметрами, на которые накладываются ограничения, являются: максимальное и дульное давления в канале ствола, определяемые из условия прочности 107Анала ствола и правильной работы автоматики оружия; и скорость движения пули в воде, обеспечивающая устойчивость ее движения за счет образования кавитационной каверны.

При решении задачи оптимизации использовались известные математической модели для расчета внутри и внешнебаллистических параметров подводного выстрела [3, 4].

При разработке проекта оптимизации патрона для АПС использовался программный комплекс IOSO [5], позволяющий легко осуществить интеграцию всех требуемых математических моделей в единый расчетный блок и автоматизировать процесс поиска альтернативных оптимальных технических решений. Простой и удобный «трех – шаговый» алгоритм работы IOSO позволяет повысить эффективность своей работы за счет уменьшения времени и стоимости разработки проекта. В комплексе IOSO используется метод многокритериальной оптимизации, позволяющий находить множество Парето – оптимальных точек одновременно в рамках решения одной задачи оптимизации. Центральным местом данного метода оптимизации является представление на каждой итерации поиска множества Парето в виде двух этапов: аппроксимации целевых функций в некоторой области и поиска экстремумов этих функций.

Предварительная процедура IOSO заключается в формировании начального плана эксперимента (выбора начальной точки), которое может осуществляться как пассивным способом (использование информации о варьируемых параметрах, критериях оптимизации и ограничениях, полученной ранее), так и активным способом, когда множество, генерируется в начальной области поиска в соответствии с заданным законом распределения.

Для тестирования разработанного программно-методического комплекса была проведена оптимизация штатного 5,66 мм патрона для подводной стрельбы. В качестве начальной точки были приняты характеристики существующего патрона.

В таблице представлены результаты оптимизации для штатного 5,66 мм патрона, и гипотетического патрона калибром 7,62 мм.

Таблица

Параметры патрона	Калибр патрона		
	5,66 мм		7,62 мм
	штатный	оптимальный	оптимальный
$d_{кав}$ (мм)	1,9	1,57	2,47
$l_{2ч}$ (мм)	38,5	26,6	45
l_n (мм)	120	123	180
f_t (Н·м/кг)	788970	821664	750727
$m_{зар}$ (г)	1,13	0,9	1,54
e_l (мм)	0,46	0,47	4,19
P_{max} (МПа)	314	328	300
V_0 (м/с)	218	222	292
$D_{зб}$ (м)	36	45	60

Из таблицы следует, что проведенная оптимизация штатного патрона позволяет увеличить эффективную дальность стрельбы на 25 %, при выполнении ограничений. Такое увеличение дальности достигнуто в основном за счет снижения силы сопротивления при движении пули в воде. Для патрона калибром 7,62 мм определены оптимальные значения основных параметров, обеспечивающих значительную эффективную дальность стрельбы, составляющую 60 метров.

Следует отметить, что выбранный критерий оптимизации не полностью характеризует эффективность реально применения подводного оружия. Прежде всего, это связано с тем, что видимость под водой редко достигает 30 метров и существенно зависит от глубины погружения, освещенности и наличия взвешенных в воде веществ. Поэтому на практике не всегда следует

стремиться к увеличению эффективной дальности подводной стрельбы. Вместе с тем разработанный комплекс не накладывает принципиальных ограничений на выбор целевой функции и математической модели, в качестве которой может быть принята, например, удельная убойная энергия пули. Кроме того, интенсивное развитие средств электронной разведки и наведения на цель, может обеспечить точное прицеливание на значительных расстояниях.

Таким образом, разработанный программно-методический комплекс, позволяет определять оптимальные параметры патронов для подводной стрельбы, и может быть использован при модернизации существующих АПСО, и создании новых, уменьшая временные и материальные затраты на обработку изделия.

Библиографический список

1. *Растрюгин Л.А.* Статистические методы поиска. — М., 1968.
2. *Ваденина А.В.* Анализ влияния геометрических параметров пули на убойную дальность стрельбы. - Региональная конференция «Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов», Тула, 2010 г., с. 193
3. *Данилов Ю.С., Борисов А.Ю., Свертилов В.Н.* Численный метод решения основной задачи внутренней баллистики подводного выстрела. – Научно-технический сборник Тульского ВАИУ, 1997.
4. *Данилов Ю.С., Борисов А.Ю., Свертилов В.Н.* Моделирование движущейся пули в воде и алгоритм определения её параметров. – Научно-технический сборник Тульского ВАИУ, 1996.
5. Справка IOSO: Программа многокритериальной распараллеленной оптимизации IOSO PM. – www.iosotech.com.

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 эро-

зионный износ направляющей части. Прогнозируемый уровень живучести этой трубы без применения защитного покрытия КС составляет 260-280 выстрелов на полном заряде.

Учитывая необходимость разработки и принятия на вооружение новых боеприпасов повышенного могущества и связанное с этим резкое снижение уровня живучести труб артиллерийских орудий, проблема повышения уровня живучести является весьма актуальной как для отечественной, так и для зарубежной артиллерии.

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 применение защитного покрытия канала.

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

Технология хромирования канала ствола.

Технология хромирования канала ствола АО включает подготовку поверхности электрохимическими способами: электрохимическое хонингование (ЭХХ) поверхности камерной части и конусов и электрохимическая размерная обработка (ЭХО) направляющей части канала на участке под покрытие, с последующим нанесением хрома. Завершающей стадией процесса нанесения покрытия является стабилизирующий отпуск (обезводороживание).

Для подготовки поверхности под хром производственный участок оснащается установкой для проведения ЭХО и ЭХХ с системами подачи и фильтрации электролита и технологической оснасткой. Для нанесения покрытия используется установка хромирования с системами терморегуляции и подачи электролита, специальной технологической оснасткой, анодами. Для снятия хромового покрытия используется установка расхромирования.

Анализ применения технологии хромирования в России и за рубежом.

Защитное покрытие из гальванического хрома, являющееся наиболее отработанным и доступным на данный момент, широко используется за рубежом (в США, ФРГ) для повышения уровня живучести труб артиллерийских орудий (рис. 1).

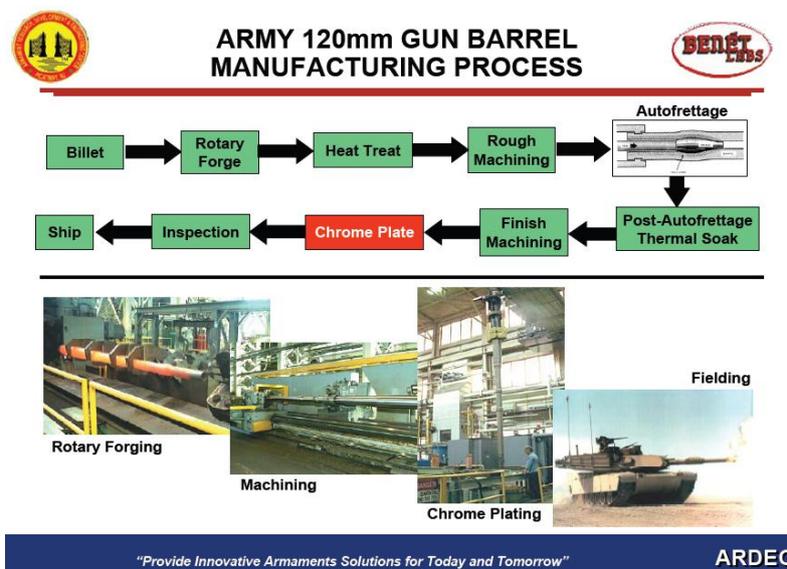


Рис. 1. Производственный процесс 120-мм танковой тушки

Исследовательские работы по изысканию новых материалов и новых способов нанесения покрытия по причине недостаточного финансирования далеки от завершения. В качестве альтернативы покрытия из гальванического хрома рассматриваются такие способы, как ионно-плазменное нанесение и технология швейцарской фирмы «ТОРОСROM». По имеющимся материалам, хромирование труб пушек Leopard проводится голландской фирмой. Для подготовки поверхности используется электрохимическое полирование (способ аналогичен применяемому в РФ). Хромирование проводится для получения покрытия из твердого хрома в стационарной ванне. Технологический процесс хромирования труб используемый за рубежом, приведен на рис. 2 и 3.

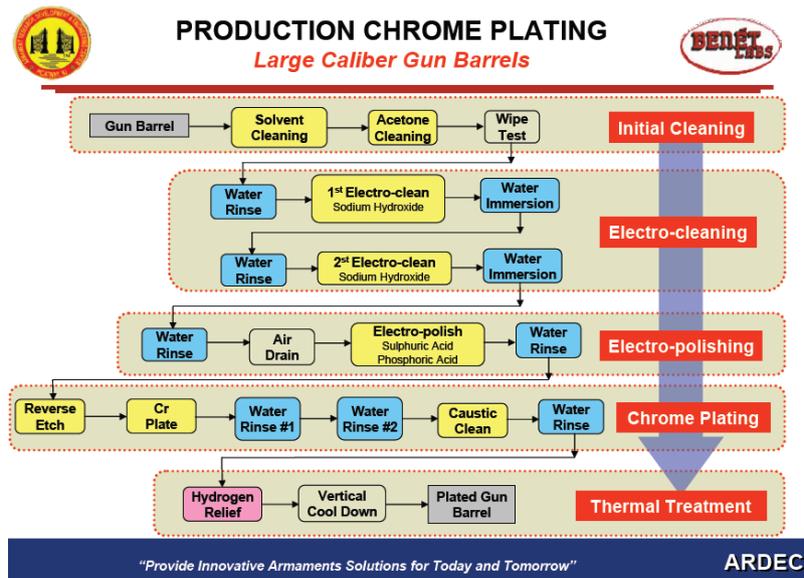


Рис. 2. Технологический процесс хромирования труб НАТО



Рис. 3. Технологический процесс хромирования труб НАТО

Технология хромирования, разработанная в РФ, позволяет получать покрытие с подслоем из «мягкого» хрома и поверхностным слоем из твердого износостойкого хрома. Подслоем имеет беспористую структуру с незначительным числом трещин, вследствие чего прямой доступ пороховых газов к границе хрома со сталью ограничен. Стойкость такого покрытия значительно выше, чем покрытия, состоящего только из твердого хрома.

Живучесть труб пушек «L55» по критерию износа составляет 700 приведенных выстрелов (ОБПС DM13). Такой достаточно высокий уровень живучести обусловлен конструкцией ведущих устройств БПС (катушечный тип), исключающей преждевременное разрушение покрытия от локальных нагрузок, а также меньшей агрессивностью продуктов горения порохов нитрогуанидинового класса.

Применение защитного покрытия канала ствола используется также и для пушек M256 (США). По материалам открытых источников (рис. 4), защитное покрытие из гальванического хрома, обеспечивающее высокий уровень живучести в условиях применения штатных выстрелов, при увеличении огневой мощи пушек за счет увеличения массы заряда и снаряда, скорости и максимального давления пороховых газов, а также за счет повышения калорийности порохов, имеет недостаточную стойкость. Отмечено также, что локальные нагрузки со стороны оперения кумулятивных снарядов оказывают разрушающее воздействие на хромовое покрытие. В местах схода покрытия воздействие продуктов горения экспериментального заряда при последующих выстрелах приводит к локальному износу (рис. 5) с последующей выбраковкой трубы по критерию допустимой глубины эрозии (не более 5мм). При этом расчетный уровень живучести пушки M256 при стрельбе только экспериментальными выстрелами M829E3 составил 269 выстрелов. При стрельбе штатными выстрелами M865 живучесть трубы составляла 1000 выстрелов.

Результаты по уровню живучести (180 – 200 выстрелов с образованием каверн, сколов, эрозии на поверхности канала ствола) получены и на зарубежных системах при уровне нагружения 13 МДж – системы L44, L55 при стрельбе снарядами DM53 –Германия и M-256 при стрельбе снарядами M829A3 – США с использованием МЗ с температурой горения свыше 3200°K.



Рис. 4. Проблемы обеспечения живучести хромированных стволов актуальны и для зарубежных систем (L-55 с DM53, M-256 с M829E3) – наличие сколов, каверн, эрозии металла

Для решение проблемы повышения живучести стволов по зарубежным материалам разработчики АВ прикладывают большие усилия, в том числе на проведение фундаментальных исследований, и тем не менее она далека от окончательного решения, при значительно меньшем уровне дульной энергии зарубежных аналогов – 18 МДж (рис. 6).



Рис. 5. Разрушение защитного покрытия ствола

Пушки для стрельбы прямой наводкой

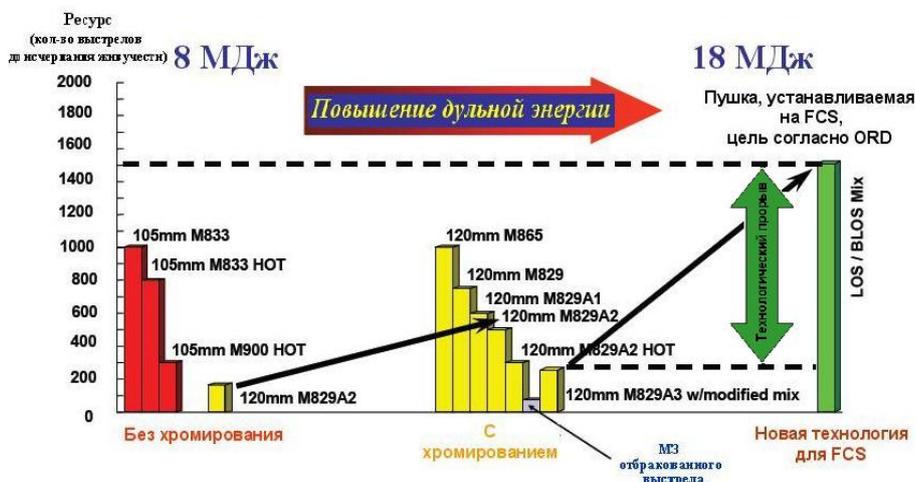


Рис. 6. Пушки для стрельбы прямой наводкой

Одним из видов защитных покрытий являются покрытия на основе тантала, но для внедрения на стволах пушек M256, XM360 (США) с повышением живучести с 180 до 400 ударов требуется по материалам публикации порядка 1 млрд. долларов.

По данным открытых источников, в США также существует проблема обеспечения оптимальной адгезии хрома. Из-за различия в технологических параметрах при хромировании адгезия может различаться от трубы к трубе. Данные о технологии нанесения защитного покрытия из гальванического хрома, применяемой в США, отсутствуют, но, исходя из информации, что покрытие полностью состоит из твердого хрома, можно предполагать, что

технология аналогична применяемой для хромирования труб «L55».

Известно, что покрытие из твердого хрома пронизано сквозными трещинами, разделяющими его на фрагменты. Пороховые газы, проникая через трещины к границе хрома со сталью, приводят к постепенному отслаиванию фрагментов хрома и их сходу. Чем выше температура и уровень давления пороховых газов, тем быстрее идет процесс схода покрытия. Таким образом, наличие естественных трещин в хrome ухудшает его защитные свойства. Имеются данные о патенте США на способ получения покрытия из плотного хрома, хорошо работающего при сдвиговых нагрузках, но информация о его внедрении в серийное производство отсутствует.

Выводы.

На основании накопленного опыта изготовления и испытаний труб с нанесением защитных покрытий следует вывод о том, что проблема обеспечения живучести трубы может быть решена только в случае комплексного подхода – как за счет мероприятий по снижению разгарно-эрозионного и механического воздействия элементов выстрела, так и за счет технологических мероприятий по повышению стойкости покрытия.

Вместе с тем, обеспечение заданного уровня живучести труб танковых пушек и АО невозможно только за счет технологических мероприятий при хромировании трубы. Они должны быть дополнены мероприятиями по снижению разгарно-эрозионного действия выстрела, таких, как, например, снижение температуры горения метательного заряда и введение в него флегматизирующих добавок, а также мероприятиями по снижению уровня локальных нагрузок на покрытие за счет доработки ведущих и стабилизирующих элементов снарядов, за счет применения новых материалов (например, углепластик).

Для решения задачи повышения уровня живучести необходимо развитие связей ведущих промышленных организаций с учреждениями, занимающимися фундаментальной наукой, а также с организациями, проводящими исследования прикладного характера, что позволит максимально использовать потенциал отечественной науки.

Библиографический список

1. *Захаренков В.Ф.* История и современное состояние моделирования термоэрозионного износа стволов при выстреле. Труды научно-практич. конф., посвященной 100-летию И.И.Иванова. БГТУ, 15-18 сентября 1999г. Стр. 65-75.
2. *Орлов Б.В., Ларман Э.К., Маликов В.Г.* Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий. М., Машиностроение, 1976, 432 с.
3. *Захаренков В. Ф., Агошков О. Г., Королёв А. А., Девяткин В. А.* Живучесть артиллерийских стволов и пути ее повышения. Оборонная техника. Серия14. Исследования. Конструирование. Испытания. – М.: НТЦ «Информтехника». – 2011. – Вып. № 6-7.
4. *Захаренков В. Ф.* Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий: учеб. СПб.: БГТУ, 2010.
5. Influence of the «Critical Velocity» phenomenon on chromium-plated gun barrels // J. Pressure Vessel Technol. Aug. 2003. Vol. 125, Iss. 3. P. 352.
6. Lawton B., Laird M. P. B. Influence of gas leakage on heat transfer and wear in gun barrels // 16th Intern. Symp. on Ballistics, San Francisco, United States, 1996.
7. Vigilante G. N., Mulligan Ch. P. Cylindrical magnetron sputtering (CMS) of coatings for wear life extension in large caliber cannons // J. Materials and Manufacturing processes. London: Publishing Taylor and Francis Group, 2006. Vol. 21, Iss. 6. P. 621-627.
8. Mr. Michael Audino. Erosion Mitigation Technology for Large Caliber Launch Systems // US Army Benet Laboratories part of the US Army Armaments Research, Development and Engineering Center, National Defense Industrial Association Guns & Ammunition/Missiles & Rockets Conference

Секция 4

**Динамика и прочность
газо-жидкостных тепломеханических систем**



ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА В РАЗОГРЕТЫХ ПРЕДЕЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ СТРЕЛБЫ 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 в нарезных и гладкоствольных системах, разогретых в процессе отстрела боекомплекта, а также определено допустимое по безопасности время пребывания изделия в стволах различных систем.

Для обеспечения надежного функционирования управляемого снаряда в различных орудиях необходима оценка безопасности нахождения изделия в разогретых в процессе стрельбы штатными снарядами нарезных и гладкоствольных системах.

Заряженное изделие будет контактировать (граничные условия 3-го рода) со стволом по поверхности ведущего пояска, а также по центрирующему утолщению, расположенному над боевой частью (БЧ). Оценка безопасности заключается в определении времени достижения критической температуры определенных узлов изделия, при которой возможно самопроизвольное срабатывание топливных элементов и взрывчатого вещества, оценка работоспособности – в определении времени сохранения свойств каждого узла, достаточных для его надежного функционирования.

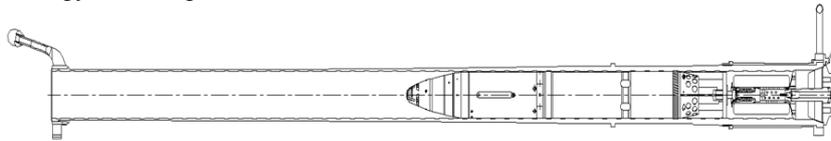


Рис. 1. Схема размещения изделия в стволе нарезного орудия

Отличительной особенностью внутренней баллистики рассматриваемых систем (нарезной ствол и ведущий поясок изделия с готовыми нарезами) являются большие площади утечек, максимально в 4 раза превосходящие эту величину для гладкоствольных систем, приводящие к контакту высокоскоростного потока горячих газов с внутренней поверхностью ствола на длине снаряда. Из-за ускорения потока после прохождения критических сечений над утолщениями и завихрения при течении по винтовым нарезах в кольцевой полосе между стволом и снарядом резко интенсифицируются теплообменные процессы, что, по сравнению с гладкоствольными системами, приводит к значительно большему разогреву ствола орудия.

Известно, что предельные режимы стрельбы производятся при начальной температуре системы и окружающей среды 0 ± 10 °С. С ростом температуры на каждые 10 °С количество выстрелов сокращается на 10%.

В работе приняты следующие предельные режимы огня штатными снарядами для различных систем: 70...90 выстрелов за 60 минут с переменным темпом.

При этом следует отметить, что максимальная температура ствола может достигаться не после отстрела рекомендуемого боекомплекта, а до резкого увеличения интервала между выстрелами (с 8...12 до 60 с), что для рассматриваемых систем характерно после 30 минут стрельбы в предельном режиме. Этот вывод подтвержден экспериментальными замерами температуры ствола для одной из нарезных систем.

Таблица 1.

Экспериментальные значения уровня нагрева ствола

Произведенные выстрелы/время, мин.	Точка 1 (250 мм от диафрагмы метательного заряда)	Точка 2 (1200 мм от диафрагмы метательного заряда)	Точка 3 (2600 мм от диафрагмы метательного заряда)
7/1	70	60	–
21/3	139	73	44
30/5	175	309	95
35/10	180	282	108
37/15	180	–	–
56/30	181	256	227
86/60	182	259	233

Расчет нагрева ствола при темповой стрельбе

Расчет теплового состояния проведен в осесимметричной постановке, хорошо приспособленной для данного класса задач.

Вследствие влияния большого времени нагрева (60 минут) и габаритных характеристик на тепловое состояние конструкции, следует учитывать осевое перетекание тепла от более нагретых частей к менее нагретым, поэтому задача требует решения в двухмерной постановке, а, строго говоря, в пространственной.

Первоначально необходимо определить параметры порохового газа, протекающего через зазор между стволом и штатным снарядом. Условно область течения можно разделить на 3 зоны (рисунок 2):

- зона низких скоростей и высоких давлений (камера);
- зона высоких скоростей и низких давлений (область перед снарядом);
- зона высоких скоростей и давлений (зазор между стволом и снарядом).

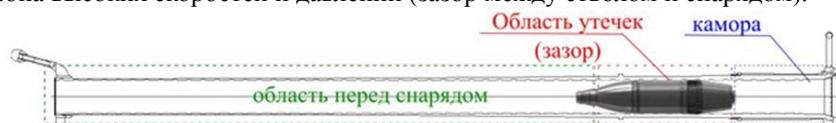


Рис. 2. Зоны течения продуктов сгорания МЗ

На рисунках 3, 4 представлены уровни давления и температур по времени одиночного выстрела для различных областей ствола.

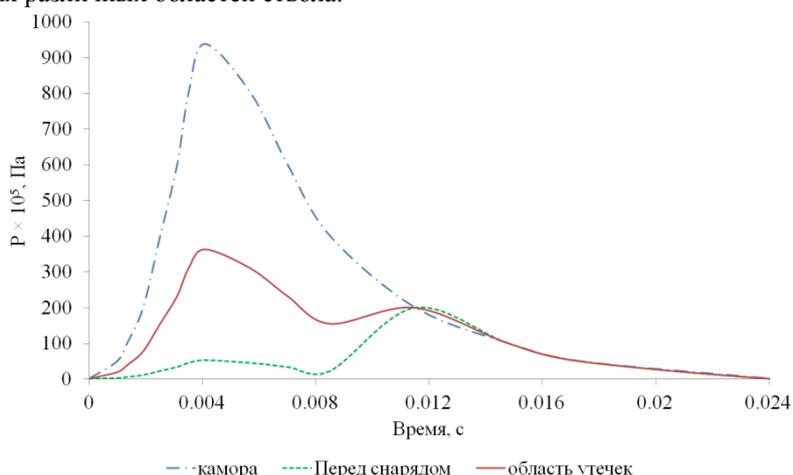
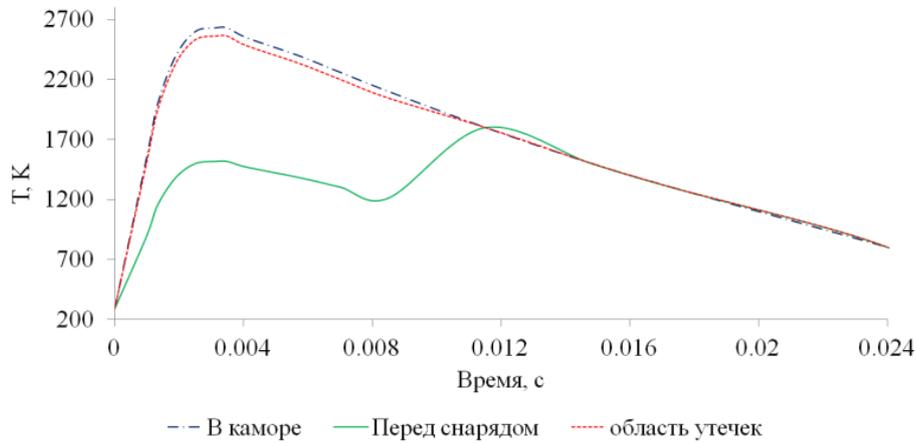


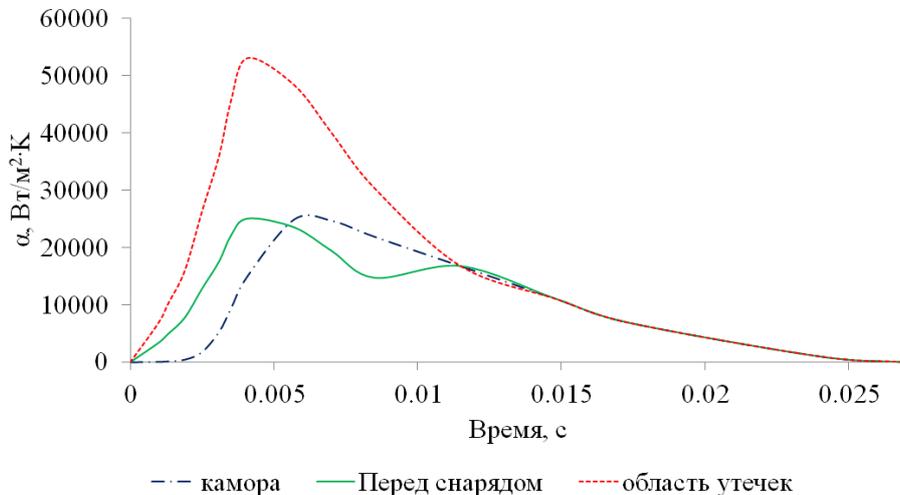
Рис. 3. Уровни давления пороховых газов для различных областей ствола



С использованием полученных распределений параметров газа в стволе проведен расчет коэффициентов теплоотдачи в стенку ствола (рисунок 5) по следующей зависимости:

$$\alpha = \frac{\lambda_{\Gamma}}{d_{\text{ЭКВ}}^{0.2}} \left(\frac{V_{\Gamma} P_{\Gamma}}{\mu_{\Gamma} R T_{\Gamma}} \right)^{0.8} Pr^{0.43}$$

где: λ_{Γ} – коэффициент теплопроводности порохового газа; μ_{Γ} – динамическая вязкость; V_{Γ} – скорость газа; P_{Γ} – скорость газа; T_{Γ} – температура газа; Pr – критерий Прандтля; $d_{\text{ЭКВ}}$ – характерный размер.



Из графика коэффициента теплоотдачи видно, что наиболее интенсивный теплообмен будет проходить в кольцевой полости между стволом и снарядом. Это вызвано как достаточно высокими параметрами порохового газа в зазоре между стволом и снарядом, так и изменением эквивалентного диаметра конструкции.

Волнообразность графика коэффициента теплоотдачи в зазоре связана с изменением параметров порохового газа вследствие движения снаряда по стволу – в начале в данной

области идет течение через зазор (между стволом и снарядом), а после прохождения снарядом данной области устанавливаются параметры, идентичные параметрам в заснарядном объеме.

Далее, используя полученные значения параметров теплового нагружения, проведем расчет температуры фрагмента ствола в 2-хмерной постановке при темповой стрельбе (рисунок 6).

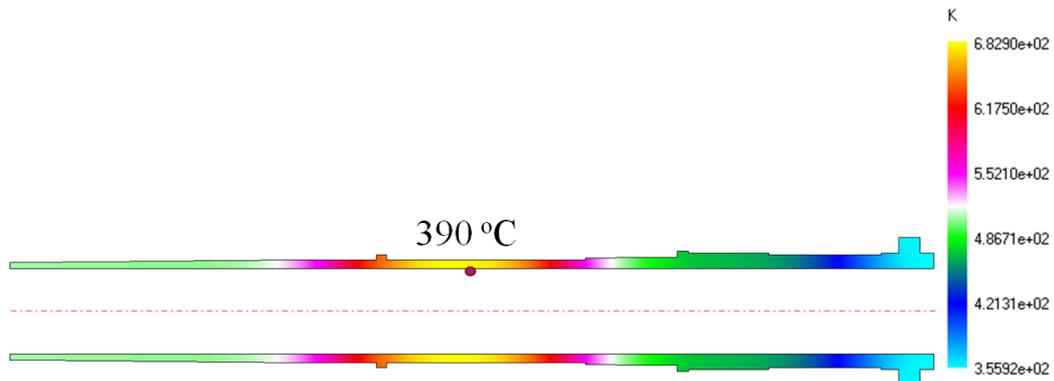


Рис. 6. Распределение температур по длине ствола к 61-му выстрелу

Анализируя полученные результаты, легко заметить, что распределение тепла по стволу имеет характерные участки, такие, как казенник, зона расположения метательного заряда (МЗ) и др., где температурное поле практически однородно. Так, после 61-го выстрела ствол можно условно разделить на 6 участков, где:

- 1 – казенник
- 2 – зона расположения МЗ
- 3 – зона перехода МЗ-штатный снаряд
- 4 – зона утечек над штатным снарядом
- 5 – зона перед снарядом (формирование установившегося течения газа)
- 6 – свободный объем перед снарядом



Рис. 7. Разделение ствола на характерные участки (внутри каждого участка температурное поле однородно).

Динамика изменения температуры на указанных участках ствола с учетом осевого перетекания тепла в процессе отстрела боекомплекта показана на рис. 8. Отсутствие данных по условиям проведения эксперимента (начальная температура ствола и температура окружающей среды) не позволяют полностью его смоделировать, но можно говорить об удовлетворительной сходимости результатов для района расположения МЗ и зоны перед снарядом.

Из анализа рисунка 8 можно сделать вывод, что наиболее теплонагруженным участком ствола является участок начального расположения штатного снаряда. Это связано с повышенным коэффициентом теплоотдачи α в данной области, по сравнению с заснарядным объемом из-за наличия утечек газа через ведущий поясок. При этом достижение темпера-

турного максимума в некоторых зонах ствола происходит к 60-ому выстрелу, так как в дальнейшем происходит значительное снижение темпа стрельбы. После 60-ти выстрелов изменение температуры различных участков ствола происходит в основном из-за перераспределения тепла в осевом направлении.

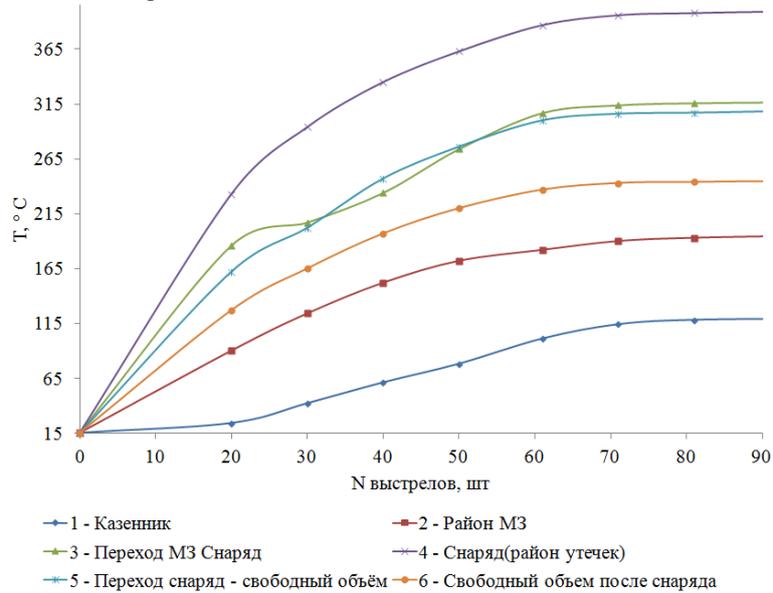


Рис. 8. Результаты расчета температур в различных сечениях ствола

Расчет уровня нагрева изделия, находящегося в горячем стволе

На рисунке 9 представлен фрагмент расчета распределения температуры в системе «ствол-снаряд». Очевидно, что наиболее интенсивно прогреваются области контакта снаряда со стволом (район расположения пояска и центрирующих утолщений), при этом далее тепло быстрее распространяется по материалам с большим коэффициентом теплопроводности (металлам). Поэтому максимум температуры рассматриваемых узлов и элементов снаряда (ВВ БЧ, МЗ, заряд ТТ) наблюдается в зонах контакта горячих и взрывчатых веществ с разогретыми стенками корпуса снаряда. К моменту достижения максимальной температуры БЧ и МЗ среднеобъемная температура этих узлов остается достаточно низкой и находится в пределах их работоспособности. Равномерное поле температур по результатам расчета устанавливается в системе «ствол-снаряд» через 1-1,5 часа.

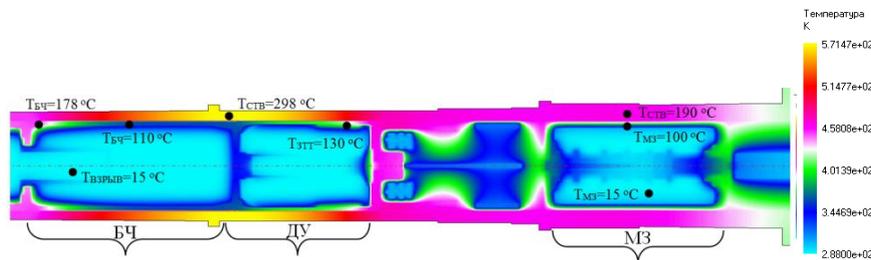


Рис. 9. Распределение температуры в расчетной области (система «ствол-снаряд») к моменту времени 8 минут

Анализ полученных результатов показывает превышение к моменту времени 4 минуты допустимой по безопасности температуры ЗТТ, следовательно, данный узел изделия является лимитирующим элементом, определяющим время нахождения изделия в разогретом стволе.

В таблице 2 представлены максимальные значения уровня нагрева составных частей управляемого снаряда.

Таблица 2.

Результаты расчета максимальных температур составных частей изделия

Наименование составных частей	Допустимая температура, °С		Рассчитанная (эксперим. *) температура, °С
	безопасность	работоспособность	
БЧ	220	160	174 (192,2)
Заряд ТТ	100	92	147 (156)
МЗ	176/90	–	131 (138,2)

*– в эксперименте изделие помещалось в ствол после термостатирования до $T_{нач}=50$ °С.

Согласно исследованиям разработчиков узла БЧ, работоспособность БЧ в первую очередь обусловлена работоспособностью узла инициирования – взрывателя, так как при достижении его предельно допустимой температуры возможна потеря чувствительности ВВ к инициированию. При этом температура ВВ БЧ в окрестности расположения взрывателя также не должна превышать этого значения. Таким образом, исходя из полученного распределения температуры по толщине ВВ, можно сделать вывод о работоспособности узла БЧ в течение 10 минут.

В заключении дадим обобщенные результаты по исследованию теплового состояния системы «ствол-снаряд» после отстрела боекомплекта в течение 60 минут.

На рисунке 10 представлено распределение температуры по длине ствола в момент помещения в него управляемого снаряда. В таблице 3 представлена динамика нагрева внутренних узлов снаряда.

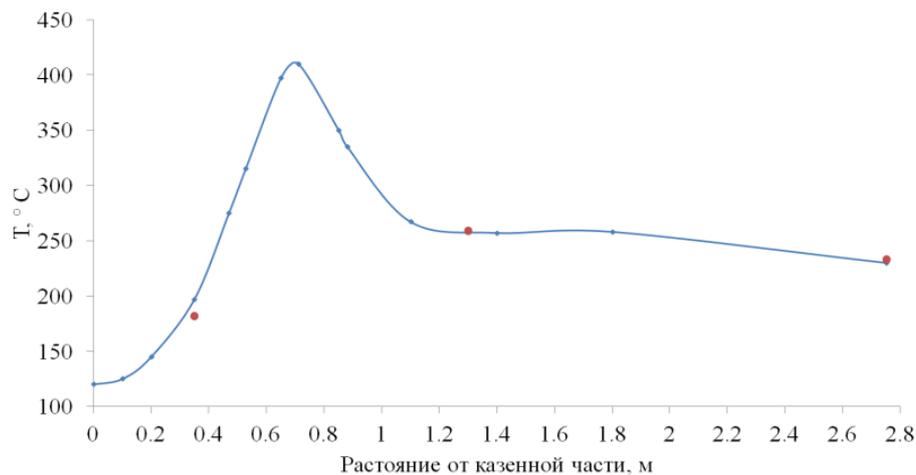


Рис. 10. Распределение температуры по длине ствола нарезного орудия в момент помещения в него управляемого снаряда

Таблица 3.

Динамика нагрева внутренних узлов снаряда

t, мин	Температура узлов снаряда, °С			
	МЗ	Заряд ГТ	БЧ	
			ВВ БЧ	Взрыватель
1	30	32	150	15
2	55	58	164	25
3	74	78	170	35
4	90	96	174	45
10	122	135	170	67
20	131	147	166	77

– работоспособен
 – неработоспособен
 – небезопасен

Итоговый вывод:

- Допустимое по безопасности время пребывания управляемого снаряда в разогретых предельном режиме стрельбы стволах 120-мм орудий при $T_{нач}=15$ °С составляет:
 - для нарезных систем – 4 минуты;
 - для гладкоствольных систем – 4,5 минуты.
 По работоспособности время составляет:
 - для нарезных систем – 3,5 минуты;
 - для гладкоствольных систем – 4 минуты.
- Допустимое по безопасности время пребывания управляемого снаряда в разогретых предельном режиме стрельбы стволах 120-мм орудий при $T_{нач}=50$ °С составляет:
 - для нарезных систем – 2,5 минуты;
 - для гладкоствольных систем – 3 минуты.
 По работоспособности время составляет:
 - для нарезных систем – 2 минуты;
 - для гладкоствольных систем – 2,5 минуты.

Во всех случаях лимитирующим узлом является заряд маршевого двигателя. Наиболее интенсивно прогревается область заряда под бронировкой вблизи оголения. В случае термостатирования изделия до 50 °С область прогрева заряда выше допустимых по безопасности температур существенно увеличивается (включая зоны оголения и цилиндрическую забронированную поверхность).

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 5

Взрыв, удар, защита



НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ВЗРЫВОБЕЗОПАСНОСТИ НАДВОДНЫХ КОРАБЛЕЙ И ПОДВОДНЫХ ЛОДОК

А.Г. НИКОРА, Е.С. ФЁДОРОВ, В.В. МОРОЗОВ

Войсковая часть 3349

Обеспечение взрывопожаробезопасности (ВПБ) кораблей ВМФ является одной из первоочередных задач, поскольку аварии, связанные с пожарами, могут приводить к катастрофическим последствиям.

Проблемы обеспечения ВПБ кораблей ВМФ можно разделить на следующие основные направления:

- совершенствование нормативно-технической и методической документации;
- модернизация и создание систем пожарной сигнализации и автоматического включения средств пожаротушения.
- модернизация и создание перспективных средств активной и пассивной противопожарной защиты.

1. Совершенствование нормативно-технической и методической документации.

Нормативной базой для обеспечения ВПБ кораблей ВМФ являются руководящие документы ВМФ, документы системы ОТТ ВМФ, отдельно выпускаемые совместные Решения ВМФ и промышленности, директивы МО РФ (ГК ВМФ), а также нормы и правила, которые отражены в государственных и отраслевых стандартах. Действующее в настоящее время ОТТ были сформированы в конце 80-х годов применительно к надводным кораблям и подводным лодкам II и III поколений.

В настоящее время задачи обеспечения ВПБ кораблей ВМФ решаются в соответствии с вышеуказанной нормативной базой. Однако в основных действующих руководящих и нормативно-технических документах ВМФ не учтены особенности:

- новых технических средств и систем обнаружения пожаров;
- использования новых систем и средств пожаротушения и взрывопредупреждения;
- комплектования кораблей новыми типами боеприпасов и местами их хранения (хранилищ боезапаса);
- внедрения на кораблях систем, обеспечивающих информационную поддержку командного состава при борьбе с взрывами и пожарами;
- оборудования кораблей современными противопожарными конструкциями, огнезащитными и иными покрытиями;
- обеспечения безопасности личного состава кораблей с учетом современных требований к безопасности военной службы.

Таким образом, явно видна необходимость корректировки основных руководящих документов ВМФ и отраслевых стандартов, определяющих требования к системам и средствам обеспечивающим взрывопожаробезопасность кораблей и судов ВМФ.

Кроме того, в обеспечение ВПБ проектируемых и строящихся кораблей ВМФ необходимо разработать ряд отраслевых нормативно-технических документов.

2. Модернизация и создание систем пожарной сигнализации и автоматического включения средств пожаротушения.

Одна из непосредственных причин значительного ущерба и потерь личного состава от пожаров на кораблях и судах ВМФ заключается в недостатках современных средств обнаружения пожара и автоматики для включения мощных стационарных средств пожаротушения, которыми в настоящее время оборудуются все надводные корабли и подводные лодки.

Имели место как внезапные необоснованные включения средств пожаротушения без необходимости в неаварийных помещениях (АПЛ «Нерпа» в 2008 году), так и несрабатывание этих средств (АПЛ «Святой Даниил Московский» в 2006 году).

В качестве систем пожарной сигнализации на строящихся кораблях и судах ВМФ используются: «Касатка» («Касатка-М»), «Краб», «Краб-М», «Гамма», «Оса».

В настоящее время, в рамках Федеральной целевой программы «Развитие морской техники России», ОАО «НПФ «Меридиан» совместно с ЦНИИ им. академика Крылова, ОАО НПО «Завод «Энергия» и ОАО «НПО «Прибор» разработало и изготовило систему раннего обнаружения пожара с использованием датчиков газового анализа, контроля содержания аэрозолей в охраняемых помещениях и тепловизионных камер с использованием многокритериального алгоритма оценки пожароопасной ситуации. Однако, как уже указывалось выше, для систем данного типа отсутствуют методики и нормативно-технические документы по выбору типов и размещению пожарных датчиков, критериев оценки пожароопасной ситуации по используемым типам датчиков, что значительно затрудняет их развитие в части расширения их возможностей на предмет обнаружения пожара на ранней стадии.

Кроме того, в настоящее время отсутствует экспериментальное подтверждение достаточности средств ВПБ хранилищ новых и перспективных комплексов оружия, а также научно обоснованных и имеющих экспериментальное подтверждение требований к системам и средствам обнаружения пожара. Необходимо модернизировать экспериментальную базу, выполнить расчетно-экспериментальную оценку эффективности средств взрывобезопасности погребов, определить необходимый объем модернизации средств ВПБ и обосновать условия их испытаний. На этой основе необходимо провести необходимую доработку средств ВПБ и провести испытания модернизированной системы.

Данное обстоятельство указывает на необходимость проведения ряда НИОКР с целью разработки и создания комплекта систем и устройств, обеспечивающих высокоэффективную как противопожарную защиту кораблей в целом, так и противопожарную и противовзрывную защиту хранилищ (погребов) боезапаса новых комплексов оружия кораблей ВМФ в частности. Данная работа должна выполняться с проведением огневых натуральных испытаний непосредственно на объекте, схожих по своим характеристикам с существующими корабельными конструкциями.

3. Модернизация и создание перспективных средств активной и пассивной противопожарной защиты

Укомплектование кораблей новыми типами боеприпасов и местами их хранения (хранилищ боезапаса), оборудование кораблей современными противопожарным конструк-

циями, огнезащитными и иными покрытиями требует проведения соответствующих испытаний подтверждающих решения принимаемые ЦКБ-проектанами кораблей в плане обеспечения ВПБ специальных помещений заказа.

Одним из основных направлений деятельности полигона «Ржевка» являются испытания корабельных конструкционных материалов, элементов общекорабельных систем и конструктивной защиты, систем противопожарной и противовзрывной защиты ракетных погребов.

«Объект-61» – испытательный комплекс средств ВПБ погребов надводных кораблей, сооруженный после расследования катастрофы, связанной с взрывом боезапаса в погребе зенитных управляемых ракет и дальнейшим пожаром и гибелью личного состава (погибло 24 человека) произошедшей 30 августа 1974 года на большом противолодочном корабля «Отважный».

Он расположен на стационарной испытательной площадке «Пугарево» и включает в себя:

- опытовый натурный отсек корабля пр. 61;
- командный пункт;
- помещение предусилителей;
- хранилище ракет;
- насосную станцию и водяные цистерны;
- коммутационные линии энергоснабжения, теплоснабжения, связи и измерительного комплекса.

Опытовый натурный отсек представляет собой кормовую часть корабля пр.61 (район 190-222 шпангоутов). Отсек установлен на фундамент, вмонтированный в бетонную площадку.

В отсеке размещены погреба №№ 6 и 7, коридоры и другие корабельные помещения, обеспечивающие проведение испытаний.

В погреба устанавливались штатные системы средств ВПБ:

- система быстродействующего автоматического орошения;
- ингибиторная система;
- система автоматического включения средств пожаротушения;
- система автоматического включения средств противопожарной защиты;
- выхлопные устройства для отвода пороховых газов в атмосферу и защиты погреба от избыточного давления.

Таблица

Характеристики погребов опытового отсека

№ погреба	Параметр погреба				
	Длина, м	Ширина, м	Высота, м	S палубы, м ²	V погреба, м ³
№ 6	3,0	5,6	4,65	15,8	73,5
№ 7	5,5	5,6	8,0	28,6	264,0

Основные цели огневых натуральных испытаний по проверке достаточности и эффективности систем и средств ВПБ корабельных хранилищ ракетных комплексов:

проверка эффективности штатных систем и средств ВПБ погреба при несанкционированном срабатывании двигателя ракеты;

- определение характера и протекания аварийного процесса в погребе при боевом повреждении двигателя ракеты одиночным осколком;
- проверка теплового и силового воздействия газопламенной струи работающего или поврежденного двигателя ракеты на рядом расположенные ракеты, оборудование, погреба, корабельные конструкции;
- определение состава газовой среды внутри погреба после окончания аварийной работы двигателя;
- выработка рекомендаций по использованию ингибиторной и других систем погреба;
- определение возможности дальнейшего повышения эффективности систем и средств ППВЗ;
- накопление экспериментальных данных для создания теории расчетов экспериментальных режимов внутри погребов для корректировки норм и требований к проектированию ВПБ ЗУРО кораблей ВМФ.

Баллистическая установка для имитации боевого повреждения двигателя ракеты одиночным осколком

В период 1986-90 г.г. на «Объекте-61» в соответствии с Решениями ВМФ, СВ, МСП и МОП №№ 702/2/0944, 702/2/0979 и 702/2/0999 от 21.02.84 г., 21.02.85 г. и 06.01.87 г. соответственно, проводились огневые натурные испытания систем и средств ППВЗ корабельных погребов ЗРК «Кортик», «Ураган» и «Кинжал».

На испытания поставлялись с заводов – изготовителей зенитные ракеты со штатным снаряжением двигательной установки и инертной БЧ, телеметрическая ракета в инертном снаряжении с установленными в ней датчиками t и P , габаритно-весовые макет ракеты.

Для огневых натуральных испытаний ЗРК «Кортик», «Ураган» и «Кинжал» было проведено переоборудование опытового отсека под погреба вышеперечисленных комплексов:

- применительно к погребу № 6 корабля проекта 1155.1;
- применительно к погребу № 7 корабля проекта 956;
- применительно к погребу № 3 корабля проекта 1155.

Для регистрации и обработки информации, поступающей от датчиков и сигнализаторов, расположенных в погребе, а также на «боевых» и телеметрических ракетах, использовался измерительно-вычислительный комплекс на базе радиометрической станции МА-9МК, обеспечивающей контроль необходимых параметров в охраняемом помещении.

В настоящее время рассматривается вопрос о возобновлении испытаний средств ВПБ погребов новых ЗРК современных надводных кораблей с привлечением заинтересованных представителей заказывающих управлений и предприятий промышленности.

В 2012 году, на основании Заключения Экспертного Совета ВМФ по теме «Состояние работы по разработкам и внедрению систем обеспечения взрывопожаробезопасности на действующих, модернизируемых, проектируемых и перспективных надводных кораблях и

подводных лодках Военно-Морского Флота.

Цели натурных испытаний систем противопожарной безопасности:

1. Оценка работоспособности изделия АПЗ-028 при фактических физических воздействиях поражающих факторов современного оружия.
2. Оценка работоспособности изделий противопожарной безопасности при возникновении пожаров различного характера в защищаемых специальных помещениях.
3. Исследование источников пожара (контроль характеристик окружающей среды защищаемого помещения) для оценки возможности улучшения характеристик испытуемого образца.

Для безусловного выполнения принятых решений, требований руководящих документов по обеспечению ВПБ при проектировании и строительстве новых кораблей ВМФ основной целью экспериментально-испытательной базы полигона определена задача по готовности, совместно с заинтересованными предприятиями ОПК, к решению задач по:

Разработке:

- методик и программ ЭВМ оценки живучести современных проектов кораблей при боевых и эксплуатационных повреждениях;
- программ и методик испытаний систем пожаротушения НК и ПЛ;
- схем конструктивной противопожарной защиты НК, исходя из условий обеспечения их живучести, принятой организации борьбы за живучесть, параметров горючей нагрузки и средств пожаротушения помещений аварийной зоны;
- систем обнаружения пожара и пожаротушения нового поколения с учетом фоновой обстановки, диагностирования предпожарных состояний и автоматического определения параметров пожара.

Развитию:

- автоматизации процессов тушения и сокращения численности аварийных партий;
- систем информационной поддержки для обеспечения всех руководителей борьбы за живучесть и дежурно-вахтенной службы;
- систем ППВЗ хранилищ боезапаса перспективных комплексов оружия;
- эффективных систем объемного и локального пожаротушения с применением безопасных для личного состава огнетушащих веществ и присадок.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 6

Эффективность действия



МЕТОДЫ РАСЧЕТА УЩЕРБА ОБЪЕКТУ ИЗ ОТДЕЛЬНЫХ ЦЕЛЕЙ ОТ ОГНЯ АРТИЛЛЕРИИ С УЧЕТОМ ОБУЧЕННОСТИ

В.П. АНДРИЙЧУК

Михайловская военная артиллерийская академия, г. Санкт-Петербург

Автором разработаны и предлагаются использовать следующие методы расчета ущерба объекту из отдельных целей огнем артиллерии с учетом обученности, которые отличаются в зависимости от исходных данных.

В методах принят показатель эффективности в виде величины ущерба противнику W_{03}^p при выполнении огневой задачи с учетом уровня подготовки, измеряемый в расчетных единицах (р.е.) боевого потенциала.

Далее предлагается краткое содержание первого метода, в которой в качестве исходной информации об уровне подготовки принимаются *ошибки по Курсу подготовки артиллерии (КПА) или Сборнику нормативов*, соответствующие оценкам каждого должностного лица артиллерийского формирования по предмету боевой подготовки «Стрельба и управление огнем» (СУО).

Предлагаемый метод имеет следующий алгоритм расчетов.

Определяются:

- значения сведенных срединных ошибок с учетом уровня подготовки специалистов формирования ($E_{д0}^{под}, E_{н0}^{под}$) [5];
- параметры, влияющие на значение приведенной площади поражения снарядов;
- параметры способа обстрела.

С использованием полученных величин и назначенного расхода снарядов определяется «реальная» степень поражения отдельных целей ν – го типа объекта $M_{\nu}^{оц}$ и величина ущерба W_{03}^p при выполнении огневой задачи с учетом уровня подготовки

$$M_{\nu}^{оц} = f(E_{д0}^{под}, E_{н0}^{под}, N, S_{п\nu}, n_{г}, n_{ф}, h_x, h_z),$$

$$W_{03}^p = \sum_{\nu=1}^B A_{\nu}(t) M_{\nu}^{оц} n_{\nu}^{\Sigma},$$

- где
- N – расход снарядов, назначенный для поражения цели, шт.;
 - $S_{п\nu}$ – приведенная зона поражения ν – й цели (m^2);
 - $n_{г}, n_{ф}$ – количество точек прицеливания по дальности, направлению;
 - h_x, h_z – расстояние между точками прицеливания по дальности, направлению (м);
 - B – количество типов отдельных целей;
 - $A_{\nu}(t)$ – коэффициент важности отдельной цели ν – го типа на момент начала ее поражения t (р.е.);
 - n_{ν}^{Σ} – общее количество отдельных целей ν – го типа в составе групповой цели.

Далее предлагается краткое содержание второго метода, в котором в качестве исходной информации об уровне подготовки принимаются *совершенные ошибки* каждого должностного лица на занятии при ведении огня или при выполнении мероприятий подготовки СУО.

Предлагаемый метод имеет следующий алгоритм расчетов.

Определяются значения параметров, определяющих степень реализации возможностей формирования (уровень его подготовки) в зависимости от ошибок при поражении цели (при выполнении мероприятий подготовки СУО и ведении огня):

1) отклонения центра рассеивания снарядов от центра цели по дальности и по направлению;

2) параметры, влияющие на значение приведенной площади поражения;

3) параметры способа обстрела.

Определяются ошибки для каждого:

младшего специалиста;

сержанта, выполняющего огневые задачи по КПА;

должностного лица органов управления формирования;

офицера командования формирования.

Рассчитываются суммарные ошибки.

С использованием полученных величин определяется количество n_g пораженных отдельных целей g – го типа и ущерб объекту $W_{OЗМСИ}^P$ при выполнении огневой задачи с учетом параметров из п.1, 2, 3 **методом статистических испытаний** (в соответствии с положением плоскости стрельбы по отношению к цели). Ущерб объекту $W_{OЗМСИ}^P$ определяется по зависимости

$$W_{OЗМСИ}^P = \sum_{g=1}^B A_g(t) n_g .$$

Степень поражения отдельных целей g – го типа объекта в соответствии с *совершенными* ошибками каждого должностного лица на занятии можно также определять **аналитически** [3] по зависимости

$$M_g^c = \Theta \left(1 - e^{-\frac{NS_{nb}}{S_{з.р.р}}} \right),$$

где $S_{з.р.р}$ – площадь зоны равномерного рассеивания снарядов, м²;

Θ – вероятность накрытия цели зоной равномерного рассеивания.

Площадь зоны равномерного рассеивания принимается в виде прямоугольника $S_{з.р.р} = \Phi_{з.р.р} \Gamma_{з.р.р}$. Размеры зоны равномерного рассеивания рассчитываются по формулам

$$\Gamma_{з.р.р} = \sqrt{26,4B\delta o^2 + (n_r^2 - 1)h_x^2},$$

$$\Phi_{з.р.р} = \sqrt{26,4B\delta o^2 + (n_\phi^2 - 1)h_z^2},$$

где $B\delta o, B\delta o$ – сведенные срединные характеристики рассеивания снарядов по дальности, направлению, м.

Вероятность накрытия цели зоной равномерного рассеивания Θ определяется как произведение вероятности накрытия цели по дальности на вероятность накрытия цели по фронту, т.е. $\Theta = \Theta_r \Theta_\phi$. Вероятность накрытия цели зоной равномерного рассеивания по дальности рассчитывается по формуле

$$\Theta_r = F(x_2) - F(x_1),$$

где $F(x)$ – функция распределения нормального закона; x_2 и x_1 – дальняя и ближняя гра-

ности области распределения.

Значения x_2 и x_1 определяются по формулам

$$x_2 = \frac{\delta x + 0.5\Gamma_{з.р.р.}}{\sigma_x}; \quad x_1 = \frac{\delta x - 0.5\Gamma_{з.р.р.}}{\sigma_x},$$

где δx – удаление центра зоны равномерного рассеивания от центра цели по дальности (преднамеренное или вследствие ошибок), м;

σ_x – средняя квадратическая ошибка определения установок по дальности с учетом глубины цели ($\sigma_x = \frac{E\delta\sigma'}{\rho\sqrt{2}}$, $E\delta\sigma' = \sqrt{E\delta\sigma'^2 + 0,038\Gamma_{ц}^2}$), м.

Вероятность накрытия цели зоной равномерного рассеивания по направлению рассчитывается по формуле

$$\Theta_{\Phi} = F(x_4) - F(x_3).$$

Значения x_4 и x_3 определяются по формулам

$$x_4 = \frac{\delta z + 0.5\Phi_{з.р.р.}}{\sigma_z}; \quad x_3 = \frac{\delta z - 0.5\Phi_{з.р.р.}}{\sigma_z},$$

где δz – удаление центра зоны равномерного рассеивания от центра цели по направлению (преднамеренное или вследствие ошибок), м;

σ_z – средняя квадратическая ошибка определения установок по направлению с учетом фронта цели ($\sigma_z = \frac{E\delta\sigma'}{\rho\sqrt{2}}$, $E\delta\sigma' = \sqrt{E\delta\sigma'^2 + 0,038\Phi_{ц}^2}$), м.

Определяется ущерб, наносимый объекту противника

$$W_{ОЗ}^p = \sum_{g=1}^B A_g(t) M_g^c n_g^{\Sigma}.$$

Для всех этих методов необходимы боевые потенциалы пораженных отдельных целей (элементов) объекта $A_g(t)$. И если для средств ближнего боя эти величины определены во многих источниках, то для объектов противника, не участвующих в ближнем бою, таких величин нет. Поэтому автором предлагается подход к расчету боевых потенциалов личного состава, вооружения и техники объектов противника, не участвующих в ближнем бою.

Подход к расчету боевых потенциалов личного состава, вооружения и техники объектов противника, не участвующих в ближнем бою

Каждый объект, в соответствии с «Единой системой исходных данных», имеет в своем составе личный состав, образцы вооружения, КШМ, автомобили с радиоэлектронными средствами (РЭС), автомобили, ТЗМ и т.п.

В соответствии с «Экспериментальной методикой оценки боеспособности формирований войск (сил)» вес таких элементов, как личный состав, ВВТ и материальные средства (МС), составляет, соответственно – 0,3; 0,45; 0,25. А значит, зная боевой потенциал (БП) всего объекта можно определить боевой потенциал каждого элемента объекта.

Автором предлагается следующая градация весов элементов пункта управления и этапы расчета боевого потенциала его элементов.

1 этап. Распределение боевого потенциала объекта на долю личного состава ($\alpha_{л/с} = 0,3 \times БП$) и ВВТ, МС ($\alpha_m = (0,45 + 0,25) \times БП = 0,7 \times БП$).

2 этап. Распределение доли боевого потенциала личного состава на долю открытого личного состава (личный состав, не участвующий в непосредственном функционировании объекта по назначению – менее важные работы) ($\alpha_{откр} = 0,3 \times \alpha_{л/с}$) и долю личного состава, находящегося в технике (основные работы) ($\alpha_{ВВТ} = 0,7 \times \alpha_{л/с}$).

3 этап. Распределение доли боевого потенциала ВВТ и МС на долю КШМ ($\alpha_{КШМ} = 0,45 \times \alpha_m$), долю автомобилей с РЭС, специальных автомобилей, РЛС ($\alpha_{РЭС} = 0,3 \times \alpha_m$); долю автомобилей обслуживания, прицепов ($\alpha_{авто} = 0,25 \times \alpha_m$).

Указания по определению весов элементов для объектов артиллерии, ракетных войск, ПВО, складов отличается от предыдущей тем, что на 3-м этапе распределение предлагается следующим:

для образцов вооружения (основных элементов складов) – $\alpha_{ОВ} = 0,45 \times \alpha_m$;

для КШМ (радиостанций) – $\alpha_{рст} = 0,3 \times \alpha_m$;

для ТЗМ, автомобилей с имуществом, автомобилей для перевозки боеприпасов и личного состава – $\alpha_{ТЗМ} = 0,25 \times \alpha_m$.

Приведенные этапы можно представить в виде таблиц (таблицы 1 и 2).

Таблица 1

Распределение боевого потенциала пункта управления

Пункт управления				
1-й вариант				
$\frac{л/с}{0,3}$		$\frac{ВВТ и МС}{0,7}$		
$\frac{откр. л/с}{0,3}$	$\frac{л/с в ВВТ}{0,7}$	$\frac{КШМ}{0,45}$	$\frac{авто. РЭС, РЛС}{0,3}$	$\frac{авто. прицепы}{0,25}$
2-й вариант				
$\frac{Весь л/с}{откр. или в технике}$	$\frac{КШМ}{0,5}$	$\frac{авто. РЭС}{0,5}$		
1				

Таблица 2

Распределение боевого потенциала артиллерии, ракетных войск, ПВО, складов

Артиллерии, РВ, ПВО, склады				
$\frac{л/с}{0,3}$		$\frac{ВВТ и л/с}{0,7}$		
$\frac{откр. л/с}{0,3}$	$\frac{л/с в ВВТ}{0,7}$	$\frac{образец воор.}{0,45}$	$\frac{КШМ}{0,3}$	$\frac{ТЗМ авто.}{0,25}$

Порядок расчетов по приведенной методике предлагается проследить на примере для пункта управления - элемента КП дивизии.

Дано: 1) личный состав распределен: открыто – 20 чел.; в ВВТ – 30 чел.;
2) имеется 10 автомобилей с РЭС и 5 КШМ.
3) боевой потенциал (коэффициент важности) элемента КП дивизии – 1,2 р.е. (1 р.е. - мпб).

Найти: боевой потенциал отдельных элементов КП дивизии.

Решение.

$$1. \alpha_{л/с} = 0,3 \times 1,2 = 0,36 \text{ р.е.}; \alpha_m = 0,7 \times 1,2 = 0,84 \text{ р.е.}$$

$$2. \alpha_{откр} = 0,3 \times \alpha_{л/с} = 0,3 \times 0,36 = 0,108 \text{ р.е.},$$

$$\alpha_{ВВТ} = 0,7 \times \alpha_{л/с} = 0,7 \times 0,36 = 0,252 \text{ р.е.}$$

3. Боевой потенциал одного открыто расположенного военнослужащего

$$БП_{откр}^{л/с} = \frac{\alpha_{откр}}{20 \text{ чел.}} = \frac{0,108}{20} = 0,0054 \text{ р.е.}$$

Боевой потенциал военнослужащего в ВВТ

$$БП_{ВВТ}^{л/с} = \frac{\alpha_{ВВТ}}{30 \text{ чел.}} = \frac{0,252}{30} = 0,0084 \text{ р.е.}$$

4. Боевые потенциалы КШМ и автомобилей с РЭС

$$БП_{ВВТ} = \frac{(0,5 \times \alpha_m)}{5} = \frac{(0,5 \times 0,84)}{5} = 0,084 \text{ р.е.},$$

$$БП_{авто \text{ РЭС}} = \frac{(0,5 \times \alpha_m)}{10} = \frac{(0,5 \times 0,84)}{10} = 0,042 \text{ р.е.}$$

В таком порядке предлагается рассчитывать исходные данные для определения снижения боевого потенциала объекта как суммы боевых потенциалов пораженных элементов объекта.

Предложенные методы существенно уточнят расчеты по определению величины ущерба противнику и позволят учесть обученность нашей артиллерии, что гарантирует более обоснованный подход к определению исхода боя.

Библиографический список

1. Наставление по организации и проведению ОБ ТУ и КШУ. Часть 1. дивизия, бригада, полк. - М.: МО РФ, ГУ БП СВ, 2011. – 121 с.
2. *Андрійчук В.П.* Концепция построения и функционирования системы подготовки по СУО артиллерийских соединений, частей и подразделений в условиях единого информационного пространства РВиА. Гипотетический облик перспективной системы подготовки по СУО. Монография. – СПб.: МВАА, 2013. - 109 с.
3. *Барковский А.Ф.* Теоретические основы управления ударами и огнем ракетных войск и артиллерии. - СПб.: МВАА, 2005. – 459 с.
4. Программа боевой подготовки Сухопутных Войск. Книга 3. Часть 2. - М.: МО РФ. 2010. - 240 с.
5. *Андрійчук В.П., Васильев А.А.* Методика расчета сведенных срединных ошибок подготовки, сопровождающих стрельбу формирований ствольной артиллерии, с учетом уровня подготовленности специалистов формирований. Тематический сборник МВАА. – 2012. - № 38. – с. 37-46.
6. *Андрійчук В.П.* Модель боевых действий артиллерийских формирований, учитывающая уровень их обученности. Сборник трудов ВАС. – 2013. - № 41. – с. 31-36.

ПРИНЦИПЫ И ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКОЙ ПО СТРЕЛЬБЕ И УПРАВЛЕНИЮ ОГНЕМ, ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЕЕ СОДЕРЖАНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ОГНЯ ФОРМИРОВАНИЙ АРТИЛЛЕРИИ

В.П. АНДРИЙЧУК

Михайловская военная артиллерийская академия, г. Санкт-Петербург

В результате информатизации Вооруженных Сил РФ появились возможность создания единого информационного пространства системы боевой подготовки РВиА [1], которое имеет следующие преимущества в сфере подготовки формирований:

1. Быстрый доступ к информации РВиА;
2. Своевременные качественные данные для принятия решения по планированию и управлению качеством подготовки;
3. Новые формы обучения (интерактивные, дистанционные и др.);
4. Быстрая реакция на изменения вооружения и форм вооруженной борьбы;
5. Электронный документооборот;
6. Эффективный, экономичный контроль уровня подготовки в масштабе всего рода войск.

Единое информационное пространство базируется на применении компьютерных, информационно–коммуникационных и передовых педагогических технологий.

Единое информационное пространство РВиА, естественно, будет иметь такую составную часть как информационное пространство системы подготовки по одному из основных предметов боевой подготовки артиллерии, как стрельба и управление огнем (СУО).

Информационное пространство должно обеспечивать и обслуживать процесс подготовки артиллерийских подразделений, частей и соединений к ведению боевых действий в современном динамичном бою. Существует множество различных путей для достижения конечного результата. Задача руководства РВиА выбрать самый оптимальный вариант решения проблемы путем разработки концепции, и аргументировано показать, что для данной ситуации это самый оптимальный способ.

Концепция – направляющий замысел на построение и функционирование системы подготовки по СУО артиллерийских соединений, частей и подразделений в условиях единого информационного пространства РВиА.

Концепция содержит в себе цели, задачи и принципы построения и функционирования системы подготовки по СУО.

Одной из задач является задача разработки теоретических положений учета уровня подготовки по СУО формирований артиллерии при управлении их подготовкой, определении содержания подготовки и прогнозировании результатов огня на основе моделирования боя (операции).

Принципы – это исходные теоретические и практические основания (положения), определяющие формы сознательного использования объективных законов в практике [3].

К принципу учета уровня подготовки по стрельбе и управлению огнем предлагается отнести принцип зависимости эффективности огня артиллерийского формирования (подразделения, части, соединения) от уровня его подготовки по СУО.

Принцип зависимости эффективности огня исходит из положения о влиянии на эффективность огня артиллерийского формирования уровня подготовки командования, органов управления, сержантов и специалистов формирования.

Для методического обеспечения принципа зависимости эффективности огня разработаны [2]:

методика учета уровня подготовки формирования по СУО в целом;
метод учета уровня подготовки командования формирования по СУО;
метод учета уровня подготовки органов управления формирования по СУО;
метод учета уровня подготовки сержантов формирования по СУО;
метод учета уровня подготовки специалистов формирования по СУО.

Принцип зависимости эффективности огня основан на моделировании результатов огня в ходе боя (операции).

Совокупность принципов и методического аппарата позволила сформулировать теоретическое положение (научное утверждение, сформулированную мысль [3]) об обязательности учета уровня подготовки формирований артиллерии по СУО при оценке эффективности огня и моделировании современного боя, результатов огневого поражения противника.

К принципам учета уровня подготовки при управлении подготовкой по СУО предлагается отнести:

при организации подготовки

принцип прогнозирования (уровня подготовки формирования по СУО);

при руководстве подготовкой

принцип достаточности (осуществления контроля уровня подготовки в ходе слаживания формирования);

принцип оценки уровня подготовки (на основе оценки эффективности огня);

при определении содержания подготовки (в целом)

принцип научного отбора информации;

принцип соответствия содержания подготовки предназначению формирований;

принцип информационной технологичности;

принцип итерации;

принцип взаимосвязи и последовательности;

принцип управляемости процессом формирования содержания подготовки;

при определении содержания Курса подготовки артиллерии (КПА)

принцип адекватности;

принцип объективности;

принцип адаптации;

при прогнозировании результатов огня

принцип моделируемости.

Принцип прогнозирования уровня подготовки формирования по СУО исходит из положения об учете при планировании подготовки по СУО начального уровня подготовки для проектирования результата подготовки к исходу срока обучения.

Для методического обеспечения принципа разработана методика планирования подготовки по СУО [2].

Принцип достаточности осуществления контроля уровня подготовки в ходе слаживания формирования исходит из положения о том, что контроль должен проводиться такое количество раз, которое будет достаточным для определения оценки формированию по вероятностному показателю.

Принцип оценки уровня подготовки исходит из положения о том, что оценка уровня подготовки на основе оценки эффективности огня дает возможность расширить шкалу оценки и более объективно оценивать огневые возможности артиллерийского формирования.

Для методического обеспечения принципа достаточности контроля уровня подготовки в ходе слаживания формирования и принципа оценки уровня подготовки на основе оценки эффективности огня разработана методика оценки и контроля уровня подготовки по СУО.

Совокупность принципов и методического аппарата позволила сформулировать теоретическое положение о необходимости и реализации непрерывности процесса управления подготовкой формирований по СУО.

Методологические принципы обеспечивают технологическую сторону формирования содержания подготовки формирований. К ним относятся принципы:

- научного отбора информации;
- соответствия содержания предназначению формирований;
- информационной технологичности;
- итерации.

Принцип научного отбора информации в процессе формирования содержания подготовки проявляется в соответствии знаний, отобранных для изучения, последним достижениям научного и культурного прогресса общества и имеет две стороны:

во-первых, предполагающую совершенствование технологии формирования содержания подготовки;

во-вторых, предполагающую обеспечение соответствия процесса подготовки формирований достигнутому уровню развития современной науки, техники с учетом перспектив их дальнейшего совершенствования, а также потребностей войск.

Принцип научного отбора информации охватывает все звенья формирования содержания подготовки, предполагает проведение математических, экономических, правовых, педагогических и психофизиологических исследований.

Он является ведущим принципом, позволяющим внедрять в содержание инновации, придает процессу формирования содержания подготовки стройный, обоснованный характер и предполагает:

определение требований к подготовке формирований в соответствии с современными достижениями науки и техники, а также требованиями практики войск;

обоснованный отбор информации для совершенствования предмета обучения;

научное планирование всех видов занятий на основе внедрения информационных технологий;

определение и внедрение на основе методов математической статистики наиболее эффективных методов и средств обучения;

поддержание высокой постоянной эффективности процесса подготовки;

осуществление непрерывного управления процессом подготовки на основе его поэтапной коррекции.

В основу принципа соответствия содержания предназначению формирований положены следующие, установленные в ходе исследований закономерности: точности определения целей; конкретности; профессиональной ориентированности; взаимосвязанности содержания.

Принцип информационной технологичности предполагает обеспечение процесса формирования содержания подготовки возможностями средств информационных технологий. Понятие «информационная технологичность» предполагает отнесение процесса к сфере технологии формирования содержания подготовки. При этом под *технологией* формирования содержания подготовки понимается совокупность методов отбора информации, изменения её параметров и свойств в ходе процесса подготовки [4].

Данный принцип позволяет:

автоматизировать процесс отбора учебной информации в соответствии с предъявляемыми требованиями;

формировать альтернативы, представляющие собой варианты содержания подготовки, отобранного по одному из вариантов исходных данных;

прогнозировать уровень подготовки формирований в соответствии сформированными альтернативами, определяющими состояние процесса подготовки (уровень подготовки,

способность выполнять функции по назначению, продолжительность подготовки, уровень затратности подготовки и т.д.);

осуществлять планирование процесса подготовки с учетом компьютерных средств, повышающих его эффективность (автоматизированных обучающих систем, экспертных систем, компьютеризированных учебников, тренажеров и т.д.);

сокращать время на проведение мероприятий, связанных с отбором учебного материала, оформлением программных документов, перераспределив его творческое осмысление в процессе принятия обоснованного решения.

Принцип итерации предполагает получение содержания подготовки на основе применения совокупности математических операций методом его последовательного приближения к содержанию, в достаточной степени отвечающему требуемому уровню подготовки формирований по выполнению задач по назначению, продолжительности подготовки, полноте и др. показателям. Реализация принципа итерации предполагает:

обеспечение соответствия объема содержания подготовки нормативному сроку, отводимому при планировании на подготовку формирований;

обеспечение корректировки объема содержания подготовки и продолжительности подготовки путем изменения количества и качественных характеристик учебных элементов, составляющих учебные программы;

предотвращение некорректности в процессе оптимизации содержания подготовки, заключающейся в необоснованном удалении учебных элементов или снижении степени их важности.

Дидактическими принципами являются исходные положения, обеспечивающие проекцию содержания на плоскость его практического использования в процессе обучения с учетом целесообразного применения соответствующих целям подготовки методов и форм. К данному виду относятся следующие принципы:

взаимосвязи и последовательности;

управляемости процессом формирования содержания подготовки.

Принцип взаимосвязи и последовательности предполагает высокую коррелированность структурных элементов содержания подготовки, являющуюся основанием для расположения их в строгой логической последовательности. Каждое новое должно основываться на предшествующем и вытекать из него. Только на основе данного принципа возможно обеспечение прохождения процесса подготовки от начала до окончания подготовки в строгой логической взаимосвязи, что, несомненно, обеспечивает повышение продуктивности процесса подготовки.

Для методического обеспечения принципов определения содержания подготовки разработаны [2]:

методика определения содержания подготовки по СУО;

методика определения перечня и содержания задач Курса подготовки артиллерии;

методика обоснования временных нормативов для задач Курса подготовки артиллерии;

методика обоснования точностных нормативов для задач Курса подготовки артиллерии.

Совокупность принципов и методического аппарата позволила сформулировать теоретическое положение о необходимости определения содержания подготовки по СУО и нормативов задач Курса подготовки артиллерии на основе требований современного боя (операции) и моделирования результатов огневого поражения противника с использованием возможностей единого информационного пространства РВиА.

К принципам учета уровня подготовки по стрельбе и управлению огнем при прогнозировании результатов огня предлагается отнести принцип моделируемости.

Принцип моделируемости означает, что «теоретическое» построение системы подготовки по СУО возможно, как правило, с помощью моделей. Основным методом моделиро-

вания считается математическое описание процессов [3]. Практическое построение эффективной системы подготовки по СУО возможно по результатам функционирования соответствующих моделей и выбора из них наилучшего варианта. Моделирование боя (операции) с учетом уровня обученности для определения огневых возможностей артиллерийского формирования наиболее близкий и точный процесс по отношению к практике.

Совокупность принципов и методического аппарата позволила сформулировать теоретическое положение о прогнозировании результатов огня артиллерии - эффективность огня артиллерии целесообразно прогнозировать в среде модели боя (операции) для обоснованной оценки результатов огня и выработки рекомендаций.

В заключение необходимо отметить, что представленные выше принципы и теоретические положения позволяют глубже познать процессы, происходящие в перспективной системе подготовки по СУО, выявить закономерности «внутреннего» и «внешнего» поведения системы и использовать их для повышения эффективности огня артиллерии.

Библиографический список

1. *Зарицкий В.Н.* Перспективы развития ракетных войск и артиллерии: разведывательно-огневая система». // Военная Мысль, № 2, 2005. с. 2-7.
2. *Андрийчук В.П.* Концепция построения и функционирования системы подготовки по СУО артиллерийских соединений, частей и подразделений в условиях единого информационного пространства РВиА. Гипотетический облик перспективной системы подготовки по СУО. Монография. – СПб.: МВАА, 2013. - 109 с.
3. *Ермишян А.Г.* Базовые принципы управления // Межвузовский сб. научных трудов «Экономика и конкурентоспособность России». Выпуск № 6. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2004. с. 707-709.
4. *Буг С.В.* Теоретические основы и методики формирования содержания подготовки военных специалистов (в приложении к вузам ракетных войск и артиллерии Вооружённых сил РФ. Дис...доктора педагогических наук – СПб.: МВАУ, 2002. - 409 с.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЕЙСТВИЯ АЭРОЗОЛЬНЫХ БОЕПРИПАСОВ.

Н.М. ВАРЕННЫХ, С.Н. ВАГОНОВ, В.И. РОМАНОВ, З.А. ЗАХАРОВА

Открытое акционерное общество «Федеральный научно-производственный центр

«Научно-исследовательский институт прикладной химии»,

141313, Российская Федерация, Московская обл., г.Сергиев Посад, ул. Академика Силина, д.3,

т.(495)632-78-79, факс (496)547-49-44, 548-07-76, E-mail: niiph@niiph.ru

Основным средством поражения целей на суше, на море и в воздухе в настоящее время является высокоточное оружие (ВТО), принципы наведения которого базируются на использовании лазерных, инфракрасных, телевизионных, радиотепловых и радиолокационных систем наведения, функционирующих в широком диапазоне электромагнитного излучения (ЭМИ) (от видимого до радиолокационного (0,4 мкм – 10 см)).

Одним из перспективных и эффективных направлений противодействия системам ВТО является применение пиротехнических аэрозольных средств защиты и маскировки объектов военного вооружения и специальной техники (ВВиСТ), инженерных сооружений и личного состава.

Для защиты личного состава и военной техники при проведении войсковых операций применяются универсальная дымовая шашка (УДШ) и дымовая шашка повышенной эффективности (ШД-П), причем УДШ может раскладываться на грунте как ручным, так и механизированным, например с вертолетных и наземных раскладчиков, способами. При применении дымовой шашки ШД-П возможно как параллельное, так и последовательное задействование группы шашек. Кроме того шашка ШД-П обеспечивает дополнительное маскирующее действие в среднем ИК-диапазоне (2-5,6 мкм). Способы приведения в действие шашек

электрический и механический.

Шашки обеспечивают противодействие оптико-электронным средствам разведки и управления оружием противника путем постановки дымовых завес, а также маскировку войск, объектов и боевых действий подразделений.

По эффективности ШД-П и УДШ не уступают, а по некоторым характеристикам и превосходят зарубежные образцы (см. таблицу 1).

Как видно из данных таблицы 1 ШД-П может применяться для маскировки объектов в видимом и в ИК-диапазонах спектра, т.е. может противодействовать ВТО с ИК-головками самонаведения. В настоящее время институтом проводятся работы по созданию унифицированной дымовой бескорпусной шашки беспламенного и, преимущественно, бесшлакового горения, достаточно безопасной в эксплуатации в различных условиях.

Для защиты объектов бронетанковой техники институтом разработаны и применяются 81-мм дымовые гранаты ЗД6, ЗД6М, ЗД17, ЗД17М, выстреливаемые из систем запуска, размещенных на бронеобъектах. В зависимости от типа бронеобъекта системы запуска содержат от 4 до 12 пусковых установок. Сравнительная оценка технических характеристик отечественных и зарубежных гранат представлена в таблице 2.

Как видно из представленных в таблице 2 данных, отечественные боеприпасы по основным техническим характеристикам не уступают зарубежным образцам, что косвенно подтверждается поставкой гранат ЗД6М и ЗД17 за рубеж.

В настоящее время институтом ведутся работы по модернизации гранат в направлении повышения времени эффективного действия аэрозольных завес в дальнем ИК-диапазоне, а также в направлении расширения спектрального диапазона эффективного противодействия ВТО до радиолокационного 3,2 см.

Таблица 1.

Наименование характеристики	Зарубежные шашки		Отечественные шашки	
	DM 2A1A1 США	NT-MAR Германия	УДШ	ШД-П
Масса снаряжения, кг	12,5	2 (1 блок) 10 (5 блоков)	10,5	7,5
Спектральный диапазон маскирующего действия, мкм	0,4 – 0,76	0,4 – 1,5	0,4 – 1,56	0,4 – 5,6
Время выхода на режим, с	–	–	не > 30	2-3
Время интенсивного дымообразования, мин	4-5	0,5; 1,0; 5,0 (в зависимости от количества блоков)	8-10	5±1
Длина, аэрозольной завесы (АЗ), м 0,4-0,76 мкм 2 – 5,6 мкм	100-150	до 100	100-150	160-170 30
Возможность механизированной постановки	–	–	да	нет
Возможность дистанционного управления	–	да	да	да
Возможность компоновки в блоки	да	да	нет	да

Таблица 2.

Характеристика, размерность	Значение характеристики для изделий, страна							
	Англия		США	Германия	Россия			
	L8A1	L8A3	M-76	DM35	ЗД17	ЗД6	ЗД6М	ЗД17М
Диаметр, мм	66	66	66	76	81	81	81	81
Масса по составу, г	360	360	1100		1100	1300	1200	1000
Спектральный диапазон маскирующего действия, мкм	0,4-0,76	0,4-14,0	0,4-14,0	0,4-0,76	0,4-14,0	0,4-0,76	0,4-14,0	0,4-14,0 2-8 мм
Время выхода на режим, с	1,05	1-2		3	3	10-20	10-15	3
Время, с — существования — дымообразования	60	60		90	10-60	60-90	45-60	10
Дальность постановки завесы, м	25	30-70	30	60	75-90	250-350	250-350	50-75
Ширина завесы, м	35	35		150 (8 гранат)	2-3	10-30	10-30	>25
Высота завесы, м		8		20	45	3-10	3-10	>20
Способ постановки	Разрывной	Разрывной	Разрывной	Разрывной	Разрывной	Курящийся	Курящийся	Разрывной

Для защиты надводных кораблей разработан комплекс плавающих морских дымовых шашек МДШ-1, МДШ-2, МДШ-3, обеспечивающий защиту кораблей от высокоточного оружия с оптико-электронными, в том числе с визуально-оптическими, лазерными, телевизионными, инфракрасными, тепловыми, системами наведения. Комплекс может применяться на кораблях всех классов, не оснащенных комплексом помех ближнего рубежа.

Шашки МДШ-1, МДШ-2, МДШ-3, также могут быть дополнительно использованы для постановки маскирующих завес и ложных целей с целью защиты береговых объектов военно-морского флота.

Информация по разработкам зарубежных морских дымовых шашек отсутствует.

Технические характеристики отечественных морских шашек приведены в таблице 3.

Необходимо отметить, что по критерию «эффективность-стоимость» **помеховые аэрозольные средства, по сравнению с другими методами защиты объектов ВВ и СТ, лидируют в системе противодействия ВТО.** Аэрозольные завесы (АЗ), создаваемые имеющимися в настоящее время штатными средствами, способны исказить фоно-целевую обстановку только в видимой (0,4-0,76 мкм) и ближней ИК (0,8-2 мкм) областях спектрального диапазона. Следует отметить, что существующие штатные аэрозольные средства обладают помеховым действием в ИК-диапазоне 8-14 мкм в течение 2-4 с, что недостаточно для эффективного противодействия системам наведения ВТО (требуется ≥ 10 с).

Существующие **перспективные** ОЭС разведки и управления оружием в основном **функционируют в среднем (2-5,6 мкм) и дальнем (8-14 мкм) ИК-диапазонах, а также в радиолокационном диапазоне (0,8-3,0 см),** что определяет необходимость создания новых базовых помехообразующих составов и конструктивных схем изделий для индивидуальных и групповых систем защиты.

Таблица 3.

Характеристика, размерность	Индекс шашки		
	МДШ-1	МДШ-2	МДШ-3
Масса шашки, кг	42	42	42
Диаметр, мм	406	406	406
Высота, мм	485	485	485
Масса по составу, кг	30	28	36
Время аэрозолеобразования, мин	5	1,5	20
Длина завесы, м	600	150	100
Высота завесы, м	30	20	15
Спектральный диапазон, мкм	0,4-1,56	0,4-5,6	0,4-1,56
Контраст яркости с фоном	–	0,3-0,7	–
Коэффициент отражения лазерного излучения на $\lambda = 1.06$ мкм	–	0,25	–
Назначение	маскирующая	помеховая, для постановки ЛЦ	маскирующая, имитационная
Функционирование на водной акватории	да	да	да

Основными задачами повышения эффективности аэрозольной защиты объектов ВВиСТ от ВТО с различными системами наведения являются:

- модернизация существующих аэрозольных средств в части улучшения их технических и специальных характеристик;
- создание нового поколения широкоспектральных аэрозольных средств комбинированного действия;
- создание унифицированных пусковых установок и систем, обеспечивающих запуск изделий маскирующего, помехового и экранирующего действия, и отстреливаемых по заданной программе.

Работы по указанным направлениям проводятся в настоящее время как в России, так и за рубежом.

Основными путями повышения эффективности аэрозолеобразующих составов (АОС) и изделий являются применение:

- комбинированного снаряжения на основе использования фосфорных композиций в сочетании с графитсодержащими составами и наполнителями типа углеродистых материалов (УВМ), терморасщепляемых графитов (ТРГ) и терморасщепляемых слюдообразных соединений;
- порошкообразных углеродсодержащих композиций оптимальной дисперсности;
- углеродных волокнистых материалов с очень маленьким диаметром волокон (7-12 мкм), с плотностью не более 2г/см^3 и высокой удельной электропроводностью;
- излучателей гранулированного и лепесткового типа на различной основе.

Обеспечение снижения заметности ВВиСТ, следовательно повышение эффективности их защиты от средств поражения при реализации указанных направлений, будет достигнуто за счет:

- снижения времени постановки аэрозольных образований в виде ложных тепловизионных целей (ЛТЦ), ложных радиолокационных целей (РЛЦ), а также поглощающих за-

вес (ПЗ) до 0,5-1с;

– увеличения времени существования ЛТЦ в ИК-диапазоне до ≥ 10 с;

– заданного определенного расположения ЛРЦ, ЛТЦ и ПЗ относительно объекта ВВиСТ;

Таким образом, на основании выше изложенного, можно сделать вывод, что основными направлениями обеспечения снижения заметности ВВиСТ (противодействия их обнаружению и распознаению) на ближайшую перспективу и до 2020 года остаются создание оптимальных конструктивных схем зарядов и изделий и применение специальных материалов, в том числе и наноматериалов.

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

В последнее время весьма интенсивно развиваются методы численного моделирования высокоскоростного удара. Уверенность в результатах расчётов обеспечивается всесторонним тестированием используемых расчётных методик на адекватность описания разнообразных процессов при высокоскоростном ударе, т.к. в этом случае деформирование и разрушение среды происходит при переменных больших скоростях деформации и температурах. В настоящем докладе приведены постановка и результаты валидационных экспериментов по нормальному и наклонному прониканию и соответствующих расчётов, проведённых с помощью методики ЭГАК [i] - Эйлеровой расчётной методики, позволяющей проводить расчёты движения упругопластических сред с большими деформациями и разрушением и специально ориентированной для эффективного проведения счёта на супер-ЭВМ.

Характерной особенностью выбранных валидационных задач о проникании стержневых ударников из вольфрамового сплава в алюминиевую преграду является достаточно высокая скорость удара (~ 2.7 и ~ 3.5 км/с), при которой сначала реализуется гидродинамический режим проникания с переходом по мере торможения проникателя в режим пластического деформирования и далее в режим проникания как твёрдого тела. Вообще говоря, чисто гидродинамический режим внедрения ударника в преграду, такой же, как кумулятивной струи в преграду, реализуется при скорости взаимодействия металлических ударника и преграды больше ~ 4 км/с, когда на контактной границе ударник-преграда реализуется давление, значительно (на порядок) превосходящее пределы текучести взаимодействующих материалов, и их упруго-пластическими свойствами можно пренебречь. При снижении скорости взаимодействия упруго-пластические и прочностные свойства материалов начинают играть всё более яркую роль, и при скорости удара меньше ~ 2.0 - 2.5 км/с они становятся определяющими. Приведённые значения скорости взаимодействия характерны для проникания длинных стержневых ударников из вольфрамовых сплавов в полубесконечные преграды из алюминиевых сплавов и сталей (см., напр., статью [ii]).

Эксперименты по прониканию стержневых ударников из сплава ВНЖ-7-3 длиной $L=3$ см и диаметром $D=0.7$ см (удлинение $\lambda=4.3$) в мишени из алюминиевых сплавов АД1 и АЛ9 (плотность $\rho_0=2.71$ г/см³) проведены на внутреннем полигоне РФЯЦ-ВНИИЭФ. Мета-

ние ударников осуществлялось с помощью легкогазовой пушки, скорость удара по нормали составляла $V_0 \approx 3.5$ км/с, а под углом $\theta = 30^\circ$ к лицевой поверхности преграды - $V_0 \approx 2.7$ км/с. Для устойчивого движения на траектории к заднему торцу стержня крепилась юбка из сплава В95. На разные моменты времени после удара происходило рентгенографирование мишени. Далее по снимкам восстанавливался профиль каверны, также определялись текущие значения глубины каверны и длины ударника. В Табл.1 приведены условия удара, время рентгенографирования T ($T=0$ – момент удара), а также H – глубина каверны на момент времени T , L – длина стержня на момент времени T , H_f – конечная глубина каверны. Угол атаки метаемого объекта в данных опытах был практически нулевым. Соответствующие эксперименты проводились в одинаковой постановке, это позволило «увидеть» различные стадии процесса внедрения.

Таблица 1

Начальные условия и результаты экспериментов

№ опыта	Материал преграды	$\theta, ^\circ$	$V_0, \text{ км/с}$	$T, \text{ 10мкс}$	$H, \text{ см}$	$L, \text{ см}$	$H_f, \text{ см}$
3	АЛ9	30	2.67	3	5.9	1.3	-
5	АЛ9	30	2.685	5.16	10	0.49	-
6	АЛ9	30	2.728	7.33	11.5-12	-	-
8	АЛ9	30	2.69	0.96	1.54	2.54	-
14.1	АД1	90	3.625	-	-	-	16
15	АЛ9	90	3.514	3.38	9.05	0.3±0.5	-

В расчётах для описания объёмного сжатия материалов применялось уравнение состояния (УРС) Ми-Грюнайзена (см., напр., [iii]) с аппроксимацией «холодного» давления в форме Мурнагана [iv] (параметры приведены в Табл.2), для описания упругих свойств – постоянный коэффициент Пуассона ν (см. Табл.2), для определения предела текучести – модель Джонсона-Кука [v] (параметры приведены в Табл.3), отрицательное давление снизу ограничивалось величиной откольной прочности P_{crit} (см. Табл.2).

Таблица 2

Параметры УРС Ми-Грюнайзена, коэффициент Пуассона и откольная прочность

Материал	$\rho_0, \text{ г/см}^3$	$c_0, \text{ км/с}$	Γ	n	ν	$P_{crit}, \text{ ГПа}$
АД1 и АЛ9	2.71	5.3	0.667	3.998	0.32	-0.2
В-95	2.7	5.3	0.667	3.998	0.31	-1
ВНЖ	17.32	4.09	0.8	3.42	0.257	-2.2

Таблица 3

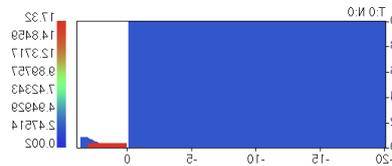
Параметры модели Джонсона-Кука

Материал	$A, \text{ ГПа}$	$b, \text{ ГПа}$	k	c	m	$T_m, \text{ }^\circ\text{К}$	$C_V, \text{ кДж/(г}\cdot\text{К)}$
АД1 и АЛ9	0.1	0.06895	0.58	0.016	1.13	775	$875 \cdot 10^{-6}$
В-95	0.5	-	-	-	-	-	$875 \cdot 10^{-6}$
ВНЖ	1.51	0.177	0.12	0.016	1	1723	$134 \cdot 10^{-6}$

На Рис.1 приведены начальные геометрии двумерного и трехмерного расчётов. При моделировании использовалась равномерная сетка с $N=10$ счётными ячейками на радиус ударника (ранее проведённые численные исследования на сходимость исследования показали, что при данных условиях проникания этого достаточно), соответственно, в двумерном расчёте количество счётных ячеек составляло ~136 тысяч, а в трёхмерном - ~82 миллиона.

На Рис.2 приведена экспериментальная форма каверны при нормальном ударе (опыт №14.1, сечение №1) и форма каверны, полученная в соответствующем расчёте после завершения проникания. На Рис.3 изображены профили каверны в опыте с нормальным ударом на момент времени $t=33.8$ мкс, а также после окончания проникания (сечения №1 и 3 были перпендикулярны друг другу). Видно, что экспериментальные и расчётные результаты хорошо согласуются друг с другом.

Двумерный расчёт



Трёхмерный расчёт

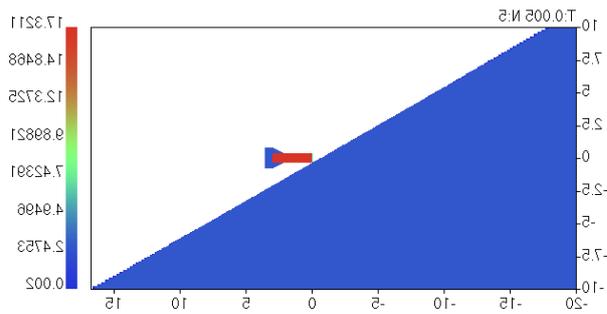
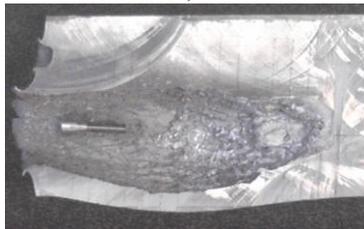


Рис. 1. Начальная геометрия расчётов

Опыт №14.1, сечение №1



Расчёт

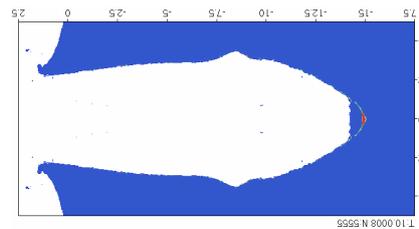


Рис. 2. Форма каверны при нормальном ударе

На Рис.4 приведена экспериментальная форма каверны при наклонном ударе и форма каверны, полученная в соответствующих расчётах. На Рис.5 изображены профили каверны в опыте с наклонным ударом на момент времени $t=30$ мкс, в остальных расчётах получено такое же хорошее согласование с экспериментальными данными.

На Рис.6 приведены экспериментальные и расчётные зависимости глубины каверны и длины стержня от времени при наклонном ударе. Отметим хорошее согласие между результатами опытов и расчётов.

Результаты расчётов показали, что на начальной стадии проникания образуется каверна асимметричной формы: в нижней части входного отверстия в каверну остается так называемый «гребень» - выступ из материала преграды, вершина которого скользит по нижней образующей стержня. Далее этот «гребень» разрушается аэродинамической юбкой, после чего кавернообразование мало отличается от того, что имеет место при нормальном ударе.

Для исследования влияния угла подхода на процесс формирования каверны были проведены два дополнительных расчёта с углами подхода $\theta=45^\circ$ и 60° . Из представленных на Рис.7 результатов видно, что при $\theta=45^\circ$ и 60° картина формирования каверны качественно совпадает со случаем $\theta=30^\circ$. В частности, в нижней части входного отверстия в каверну остается «гребень», о который впоследствии ударяется аэродинамическая «юбка». Анализ линий тока материала мишени в этой области показал, что причиной образования «гребня» является отражение волн сжатия в преграде от лицевой поверхности, которое приводит к возникновению компоненты массовой скорости материала преграды, направленной к нижней образующей стержня.

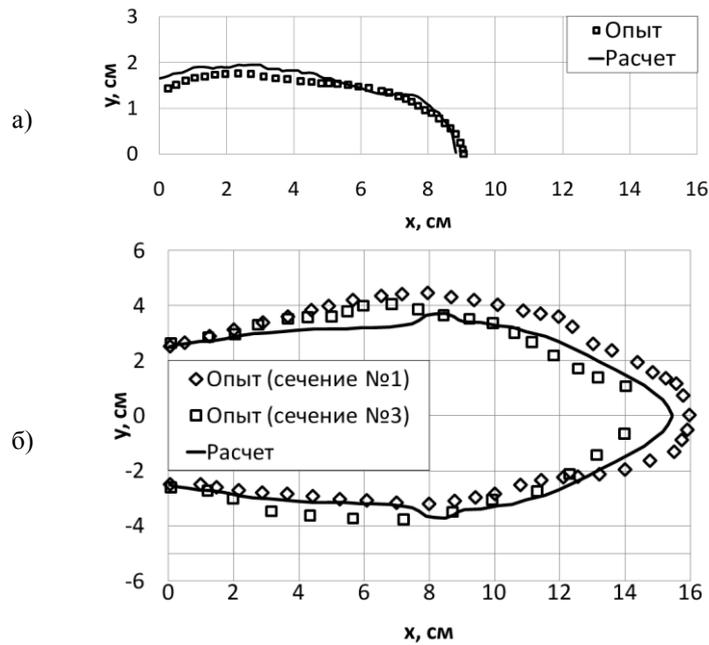


Рис. 3. Профили каверны при нормальном ударе:
 а) на момент времени $t=33.8$ мкс, б) после окончания проникания

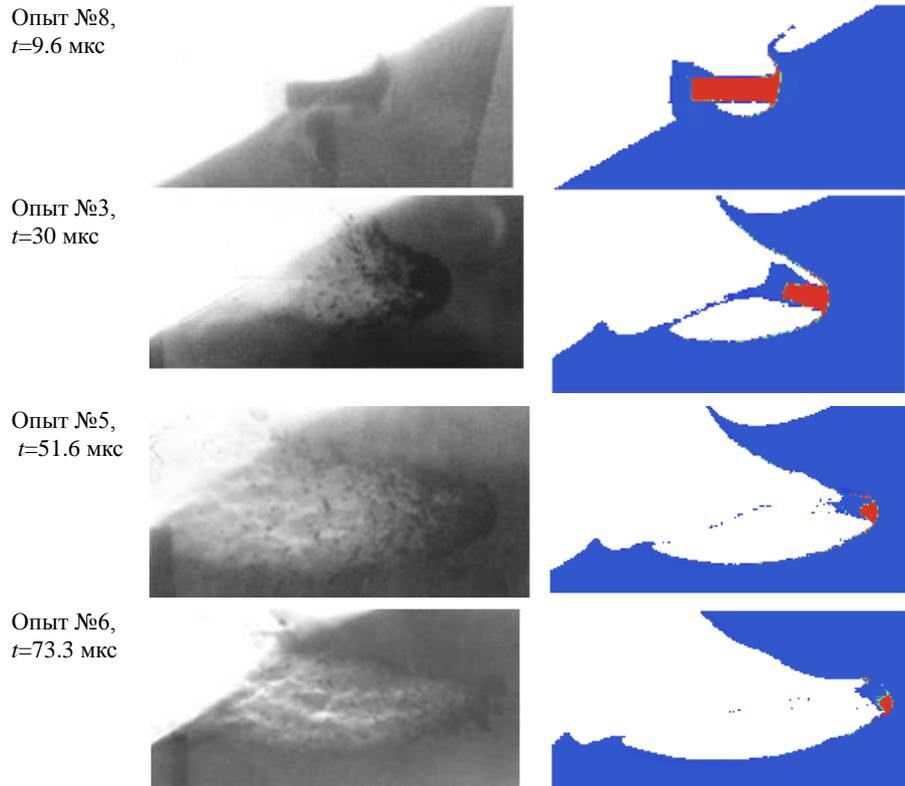


Рис. 4. Форма каверны при наклонном ударе

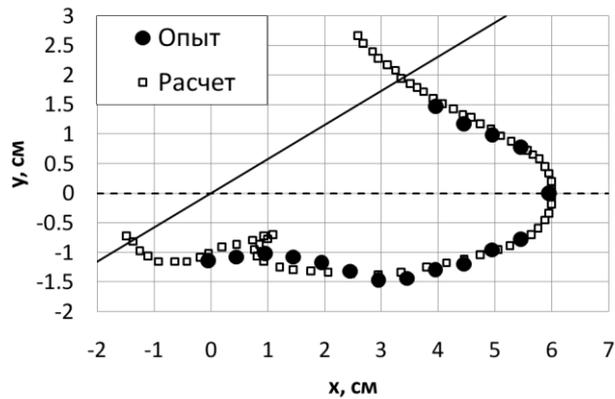


Рис. 5. Профиль каверны при наклонном ударе на момент времени $t=30$ мкс (пунктирная линия – ось стрельбы, сплошная линия – лицевая поверхность преграды)

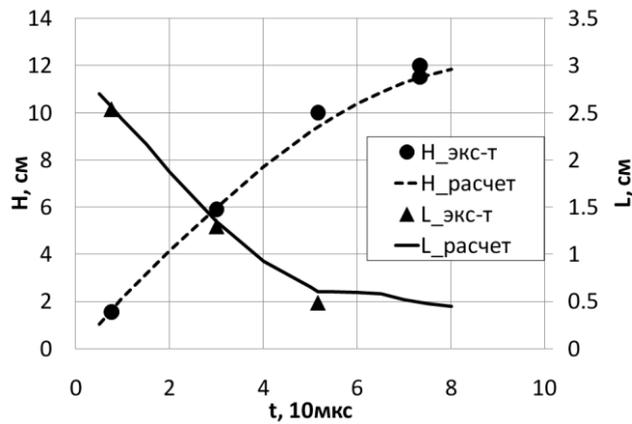


Рис. 6. Зависимости глубины каверны (H) и длины стержня (L) при наклонном ударе от времени в экспериментах и расчёте

В заключение перечислим основные результаты работы:

1. Проведены эксперименты по высокоскоростному нормальному и наклонному прониканию стержней из ВНЖ в преграды из алюминиевых сплавов. С помощью рентгенографирования мишеней на разные моменты времени после удара определены профили и глубины каверн, длины стержней. Соответствующие эксперименты проводились в одинаковой постановке, это позволило «увидеть кинограмму» процесса внедрения.
2. С помощью эйлеровой методики ЭГАК проведено численное моделирование данных экспериментов. Получено хорошее согласие со всеми опытными данными.
3. Дополнительные расчётные исследования показали, что наклонном проникании при больших углах подхода $\theta=45^\circ$ и 60° картина формирования каверны качественно совпадает со случаем $\theta=30^\circ$. В частности, в нижней части входного отверстия в каверну остаётся так называемый «гребень» – выступ из материала преграды, вершина которого скользит по нижней образующей стержня.

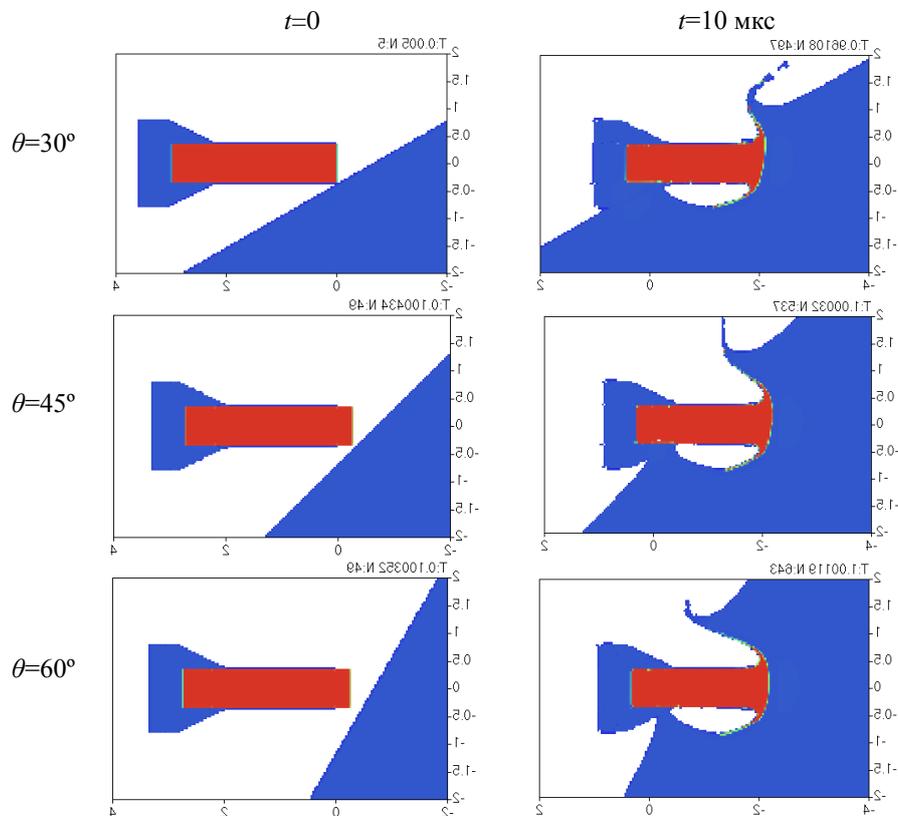


Рис. 7. Форма каверны при наклонном ударе

Библиографический список

- ⁱ 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.
- ⁱⁱ Hohler V., Stip A.J. Hypervelocity impact of rod projectiles with L/D from 1 to 32 // Int. J. Impact Engng. 1987. Vol.5. P.323-332.
- ⁱⁱⁱ Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966.
- ^{iv} Murnaghan F.D. Finite Deformation of Elastic Solid. NY, 1951.
- ^v Johnson G.R., Cook W.H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures / Proc. VII Int. Symp. Ballistics. The Hague, The Netherlands, 1983. P.541-547.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 7

**Проблемы создания боеприпасов
повышенной стойкости к внешним воздействиям**



ВЛИЯНИЕ СОДЕРЖАНИЯ И РАЗМЕРА ЧАСТИЦ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ГОРЮЧЕГО И ОКИСЛИТЕЛЯ В МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ СОСТАВАХ НА ИХ ВЗРЫВЧАТЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

А.А. МАТВЕЕВ, В.Н. КУЛИКОВ, А.Н. ОСАВЧУК, Т.А. БЕСТУЖЕВА
Федеральное государственное унитарное предприятие «ФЦДТ «Союз»,
140090, Московская обл., г. Дзержинский, улица. Академика Жукова, д.42,
тел./факс (495) 551-73-29, e-mail - fcdt@monnet.ru

Исследование взрывчатых и энергетических характеристик многокомпонентных взрывчатых составов (ВС), состоящих из мощного бризантного взрывчатого вещества (ВВ), металлического горючего, окислителя и полимерного связующего, представляет интерес, как с научной, так и с практической точки зрения [1-3]. Известно, что детонационный процесс в данных системах является неидеальным - для него характерно наличие увеличенной до десятка микросекунд зоны реакции, а также догорание компонентов вне нее. Ввиду малой изученности его механизма затруднено априорное прогнозирование (моделирование) характеристик и рецептурный состав данного типа взрывчатой композиции. Практическая сторона этой проблемы обусловлена тем, что за рубежом (во многих странах) в течение последних нескольких десятков лет проводятся исследования по разработке рецептур и оценке возможности использования многокомпонентных ВС в военной технике и в других отраслях промышленности [1-5]. При этом они должны иметь малую чувствительность к внешним воздействиям (механическим, тепловым, ударно-волновым и т.п.), чтобы обеспечить взрывобезопасность их производства и эксплуатации. Примерами подобных ВС (табл.1) являются многочисленные зарубежные взрывчатые составы типа PBXN, IRX, PAX и другие [2,3], а также ряд разработок, выполненных в России, в том числе на основе компонентов и технологии твердых ракетных топлив [6,7].

Таблица 1.

Зарубежные и отечественные ВС и их характеристики

Индекс	Компоненты, % (ВВ/Al/окислитель/связующее)	Плотность, г/см ³	Скорость детонации, м/с		Теплота взрыва (расчет), МДж/кг
			эксперимент	расчет ^{*)}	
PBXN-110	88 / - / - / 12	1,68	8390	8036	5,20
PBXN-111	20 / 25 / 43 / 12	1,79	5750	7084	8,37
PBXN-113	45 / 35 / - / 20	1,68	6890	5774	8,19
IRX1	70,1 / - / - / 29,9	1,43	7490	6267	4,10
IRX-4	30 / 16 / 24 / 30	1,5	5620	6276	6,16
PBXW-114	78 / 10 / - / 12	1,72	8230	7604	6,38
PBXI-3	64 / 20 / - / 16	1,72	7450	6815	7,40
PAX-30	77 / 15 / - / 8	1,88	8510	8250	7,62
Г	80 / - / - / 19,5	≈1,75	8400	8643	5,44
Г-10	70 / 10 / - / 19,5	1,95	8140	8038	--
О-20	83 / - / - / 17	1,77	8480	8654	5,48
О-8Т	77 / 8 / - / 15	1,83	8430	8205	6,20
СВБ, обр.12	75 / 5 / 3 / 17	1,75	8180	8620	6,48
СВБ, обр.27	80 / - / - / 20	1,75	8220	8715	5,37
Г-30	50 / 30 / - / 19,5	≈1,94	7630	6418	7,24
О-25Т	23 / 30 / 30 / 17	1,95	6600	6378	8,92
СВФ, обр.13	36 / 20 / 30 / 14	1,95	7280	8337	8,3
СВФ, обр.15	24 / 30 / 30 / 16	1,99	6720	7379	9,69

*) для режима идеальной детонации

Из результатов табл. 1 следует, что экспериментальные значения скоростей детонации (5600...8400 м/с) представленных в ней многокомпонентных сходных по рецептурам отечественных и зарубежных ВС, относящихся к различным типам ВВ (по способу снаряжения и цели применения), достаточно близки. А некоторые отличия обусловлены факторами, связанными с методикой измерений, диаметром заряда и его структурой, физико-химическими свойствами компонентов.

В данной работе (в продолжение [5-7]) приведены экспериментально-расчетные результаты исследований по оценке влияния на взрывчатые и энергетические характеристики модельных образцов ВС содержания и размера частиц металлического горючего и окислителя.

Экспериментальные исследования по определению взрывчатых свойств образцов ВС проводили по стандартным методам. Скорость детонации (D) регистрировали на отвержденном заряде диаметром 40 мм длиной ≈ 300 мм с помощью непрерывной фотографии распространения процесса. Эффективность дробящего действия оценивали по методике [3, 6] на основании количественных характеристик осколочных масс:

- по числам осколков с массой $m > 0,25$ г ($N_{0,25}$), 0,5 г ($N_{0,5}$) и 1,0 г ($N_{1,0}$) и по относительному содержанию мелкой ($m \leq 1$ г), средней ($1 < m \leq 4$ г) и крупной ($m > 4$ г) фракции осколков (μ_m , μ_c , μ_k , соответственно). Определяли также морфологические характеристики осколков: средняя длина l_{20} для выборки 20 наиболее длинных осколков, которая характеризует саблеобразование, и другие.

Теоретические исследования проводили по термодинамической методике МГТУ им. Э.Н. Баумана [3] в рамках модели идеальной детонации Чепмена-Жуге (Ч-Ж). Расчет скорости детонации (D_{C-J}), теплоты взрыва (Q_D) и (Q_F) а также полной идеальной работы (A_{id}) расширения продуктов взрыва (ПД) выполнен в предположении режима идеальной детонации с полным химическим и тепловым равновесием в ПД. Q_D – детонационная теплота при давлении ПД в точке Ч-Ж, Q_F – фугасная теплота на изэнтропе расширения ПД до давления $\approx 0,1$ МПа.

Выбор идеального варианта расчета обусловлен тем, что согласно существующим в настоящее время представлениям о начале реагирования металлического горючего (в частности алюминиевого порошка с размером частиц 5...20 мкм) его энерговыделение начинается через несколько мкс после ударного фронта и вносит вклад в газодинамику детонационного процесса, распространяющегося по ВС. Кроме того, данный расчет не учитывает кинетику разложения металла и, естественно, размер его частиц. В связи с этим, на данном этапе исследований многокомпонентных ВС он имеет оценочный характер.

Были исследованы три группы модельных образцов ВС. Первые две при содержании связующего в пределах 14...16 % отличались количеством окислителя – перхлората аммония (ПХА) с размером частиц 160...315 мкм в 5 раз (6 % и 30 %, соответственно). В каждой группе варьировали массовое содержание (10...40 %) алюминиевого порошка с размером частиц 4...6 мкм за счет ВВ – октогена, в связи с чем, количество ВВ в рецептуре ВС было невысоким ($\approx 45...14$ %).

Результаты экспериментально-расчетных исследований взрывчатых и энергетических характеристик ВС 1-ой группы в зависимости от содержания алюминия в диапазоне 10...40 % приведены в табл. 2, а зависимость скорости детонации D и D_{C-J} от количества Al в рецептуре на рис. 1.

Анализ результатов, приведенных в табл. 2, показывает, что с увеличением массового содержания металлического горючего (алюминия) в рецептуре ВС:

- осколочная эффективность по значениям μ_c и $N_{0,25}$, а также скорость детонации (рис. 1), как экспериментальная, так и расчетная, снижаются, причем различие между значениями D и D_{C-J} после совпадения их при содержании Al, равном ≈ 20 %, увеличивается; - чувствительность к трению и удару практически не изменяются,

- температура вспышки, теплота детонационная (Q_D) и фугасная (Q_F) и работа взрыва (A_{id}) возрастают, причем A_{id} проходит через максимум при содержании Al $\approx 30\%$

Таблица 2.

Взрывчатые и энергетические характеристики ВС в зависимости от содержания Al (6 % ПХА).

Характеристика	Содержание Al, % (масс.)			
	10	20	30	40
Плотность, г/см ³	1,89	1,95	1,99	2,01
Температура вспышки, °С	178	192	207	211
Чувствительность к удару: груз 2 кг, н.пр., мм	175	200	200	175
Чувствительность к трению, P_0 , кгс/см ²	1573	1815	1573	1573
Скорость детонации, м/с: - эксперимент - расчет	8000 8439	8010 7989	7850 7246	7820 6400
Осколочное действие: μ_c - $N_{0,25}$ - l_{20} , мм	-- -- --	0,46 1538 39	-- -- --	0,38 1432 41
Теплота и работа взрыва (расчет), МДж/кг: - Q_D - Q_F - A_{id}	7,082 6,658 6,219	8,397 7,65 6,943	9,750 8,857 7,100	10,332 8,630 6,273

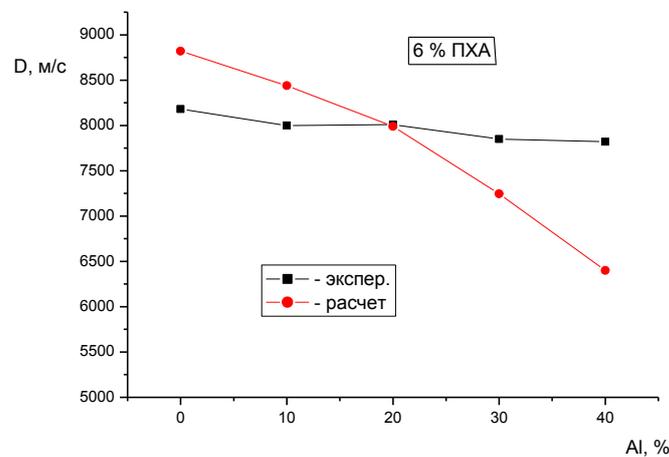


Рис. 1. Зависимость расчетной и экспериментальной скорости детонации ВС от содержания Al при 6 % ПХА

Результаты экспериментально-расчетных исследований взрывчатых и энергетических характеристик ВС 2-ой группы в зависимости от содержания алюминия в диапазоне 10...40 % приведены в табл. 3, а зависимость скорости детонации D и $D_{с-л}$ от количества Al в рецептуре на рис. 2. Исследовано также влияние размера частиц алюминиевого порошка (4...6 мкм и 15 мкм).

Таблица 3.

Взрывчатые и энергетические характеристики ВС в зависимости от содержания Al (30 % ПХА).

Характеристика	Содержание Al, % (масс.)				
	10	20	30	40	36,5*
Плотность, г/см ³	1,98	1,95	1,99	2,06	2,05
Температура вспышки, °С	178	178	176	193	195
Чувствительность к удару: груз 2 кг, н.пр., мм	175	175	175	100	200
Чувствительность к трению, P ₀ , кгс/см ²	1573	1573	1270	1089	1270
Скорость детонации, м/с: - эксперимент - расчет	7370 8321	7280 7903	6720 7379	6560 6635	6810 6983
Осколочное действие: - μ_c - $N_{0,25}$ - l_{20} , мм	-- -- --	0,45 1500 43	0,37 1450 46	-- -- --	-- -- --
Теплота и работа взрыва (расчет), МДж/кг: - Q_D - Q_F - A_{id}	6,960 6,759 6,178	8,253 7,844 6,955	9,643 9,105 7,387	10,55 9,402 6,423	10,432 9,251 6,936

*) смесь порошков: 45 % 15 мкм и 55 % 4...6 мкм

Из анализа результатов табл. 3 следует, что с увеличением содержания алюминия в рецептуре ВС:

- скорость детонации (также рис. 2), как экспериментальная, так и расчетная, снижаются, причем различие между их значениями уменьшается;
- чувствительность к трению, теплота детонационная (Q_D) и фугасная (Q_F) и работа взрыва (A_{id}) возрастают, причем A_{id} проходит через максимум при содержании Al ≈ 30 %.

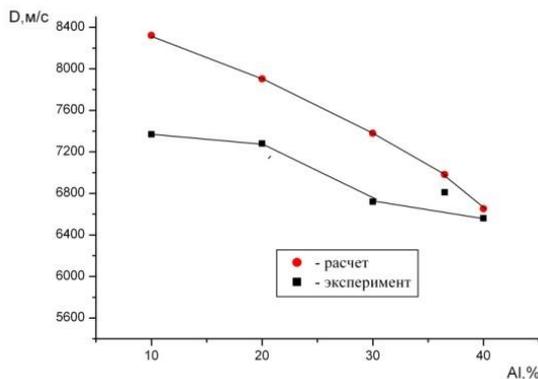


Рис. 2. Зависимость расчетной и экспериментальной скорости детонации ВС от содержания Al при 30 % ПХА

осколков (μ_c) уменьшилось на ≈ 18 %, а l_{20} увеличилась, причем количество осколков ($N_{0,25}$) осталось примерно равным (отличие ≈ 3 %), что вполне ожидаемо.

На рис. 3 приведена зависимость экспериментальной скорости детонации D разработанных модельных образцов ВС от массового содержания в их рецептуре алюминия для этих двух групп. Видно, что наиболее заметное снижение скорости детонации наблюдается при содержании Al > 20 %, т. е. его количество ≈ 20 % можно считать оптимальным с точки

Замена 45 % порошка Al на более крупный порошок АСД-1 привела даже к некоторому возрастанию D , которое обусловлено, вероятно, и более низким количеством в ВС связующего: 13,5 % вместо 16 % в образцах при 30 и 40 % Al. Данный факт согласуется с результатами исследований влияния размера частиц Al на скорость детонации его смесей с ВВ [2,8].

С увеличением содержания металла с 20 до 30 % в рецептуре ВС относительное содержание средних

С увеличением содержания металла с 20 до 30 % в рецептуре ВС относительное содержание средних

зрения параметров детонационного процесса, теплот Q_D и Q_F и работы взрыва A_{id} . Данное количество алюминия считается оптимальным и другими исследователями [2], однако достоверного объяснения этого факта пока нет.

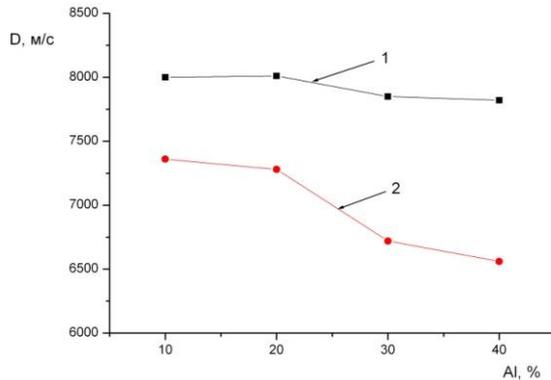


Рис. 3. Зависимость экспериментальной скорости детонации ВС от содержания Al:
1 – 6 % ПХА, 2 – 30 % ПХА

Из общего анализа результатов таблиц 2 и 3 следует, что:

- увеличение содержания окислителя с 6 до 30 % в ВС приводит к незначительному повышению их тепловой и механической чувствительности. При этом максимальные расчетные значения Q_D и Q_F и A_{id} близки между собой, хотя достигаются в разных группах при различном содержании металлического горючего. Фугасная теплота (Q_F) (табл. 3) и работа (A_{id}) (в обеих таблицах) при этом проходят через максимум при содержании Al ≈ 30 %.

- экспериментальные значения скорости детонации D для ВС в табл. 3 существенно ниже, чем во 2-ой (см. рис. 3), однако расчетные D_{C-J} остаются примерно равными;

- значения скоростей детонации D и D_{C-J} при одновременном увеличении массового содержания окислителя и Al в ВС существенно и неоднозначно различны, что обусловлено режимом неидеальной детонации в подобных многокомпонентных системах. Данный факт обусловлен, по-видимому, и другими причинами: 1) в ряде экспериментов не был достигнут предельный режим детонации (диаметр заряда ограничен и равен 40 мм, а предельный диаметр ≈ 80 мм); 2) в термодинамическом расчете не учитывались ни размеры частиц компонентов, ни кинетика их разложения.

- осколочная эффективность (по значениям μ_c и $N_{0,25}$) примерно равны, однако средняя длина выборки l_{20} несколько возрастает.

Критическое давление возбуждения детонации, определенное по методике предприятия, составляет для исследованных образцов ВС $\approx 20 \dots 22$ Кбар.

I, II, III, IV – соответственно, область высококачественного, качественного, удовлетворительного и неудовлетворительного дробления

Из приведенной на рис. 4 классификационной диаграммы следует, что по основным осколочным характеристикам ($N_{0,25}$, μ_c) дробящее действие исследованных образцов ВС при содержании 20 % Al (при 6 и 30 % ПХА) несколько выше, чем у окфола и располагаются во II-ой области. С увеличением содержания алюминия до 30...40 % более существенно снижается μ_c , а $N_{0,25}$ незначительно.

В таблице 4 приведены экспериментально-расчетные результаты исследований влия-

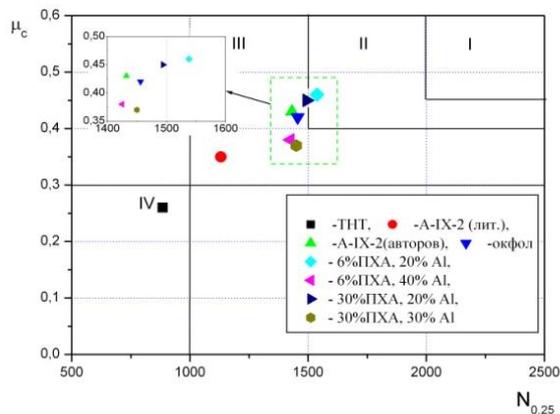


Рис. 4. Классификационная диаграмма дробления осколочного цилиндра №12 исследованными ВС и штатными ВВ

ния на взрывчатые и энергетические характеристики ВС содержания окислителя (за счет октогена) и размера его частиц, а зависимость экспериментальной скорости D и расчетной D_c от содержания и размера частиц ПХА в рецептуре образцов на рис.5. Содержание связующего в образцах было в пределах 14-16 %, а металлического горючего было постоянным - 20%.

Таблица 4.

Взрывчатые и энергетические характеристики ВС в зависимости от содержания ПХА и размера его частиц (20 % Al)

Характеристика	Содержание ПХА, % (масс.)						
	6	6	14	14	24	30	
Плотность, г/см ³	1,94	1,95	1,94	1,94	1,93	1,95	
Температура вспышки, °С	192	192	168	168	173	178	
Чувствительность к удару: груз 2кг, н.пр., мм	200	200	175	175	175	175	
Чувствительность к трению, P ₀ , кгс/см ²	1815	1815	1573	1573	1573	1573	
Скорость детонации, м/с:							
	- эксперимент	8150	8010	7120	7700	7160	7280
- расчет	7989	7989	7922	7922	7969	7954	
Осколочное действие,							
	- μ_c	0,41	0,46	-	-	-	0,45
- $N_{0,25}$	1448	1538	-	-	-	1500	
Теплота и работа взрыва (расчет), МДж/кг:							
	- Q_D	8,397	8,47	8,357	8,357	8,153	8,253
	- Q_F	7,65	7,65	7,69	7,69	7,541	7,844
	- A_{id}	6,934	7,14	6,959	6,959	6,809	6,955
Размер частиц ПХА, мкм	50	160...315	50	160...315	160...315	160...315	

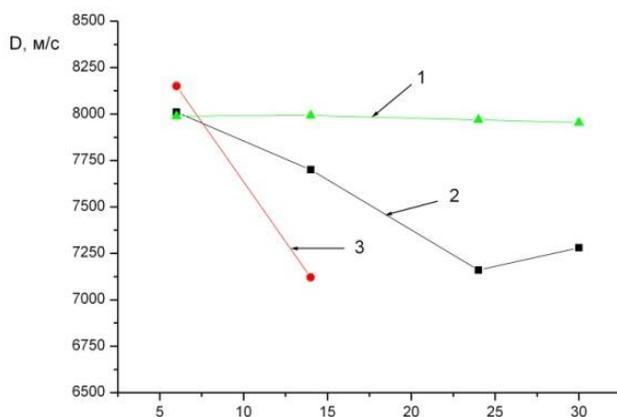


Рис. 5. Зависимость экспериментальной и расчетной скорости детонации ВС от содержания и размера частиц (d) ПХА (20% Al):

1 – расчет, 2,3 – эксперимент
(d ПХА, соответственно, 160...315 и 50 мкм)

ные энергетические характеристики – Q_D , Q_F и A_{id} .

Из результатов табл. 4 и рис. 5 следует, что с увеличением содержания ПХА с 6 до 30 %:

- экспериментальная скорость детонации D уменьшается (на $\approx 13\%$),
- при увеличении размера частиц окислителя с 50 до 160...315 мкм (при содержании ПХА 6 %) значение D несколько уменьшилось, а затем – при 14 % возросло, осколочная эффективность также возросла;
- чувствительность к механическим воздействиям и осколочная эффективность практически не изменяются, не изменяются также расчетные

Выводы

1. Выполнены комплексные исследования по экспериментально-расчетному определению взрывчатых и энергетических характеристик модельных многокомпонентных ВС в зависимости от массового содержания (за счет ВВ) металлического горючего и окислителя, а также размера их частиц.

2. Показано, что при определенном их соотношении исследованные образцы ВС по своим взрывчатым и энергетическим характеристикам превосходят штатные ВВ (ТНТ, А-IX-2), а ряд образцов, содержащих $\approx 20\%$ Al, достигает уровня окфола, а по некоторым характеристикам даже превосходит его.

3. Получено, что увеличение содержания в рецептуре взрывчатого состава как горючего (до 40%), так и окислителя (до 30%) приводит: а) к некоторому повышению его тепловой и механической (к трению) чувствительности; б) к снижению скорости детонации и дробящего действия (в случае Al), в) к повышению фугасной теплоты (Q_F) и работы (A_{id}).

4. Замена части (45%) мелкого алюминиевого порошка на более крупный (АСД-1) не снижает скорость детонации состава. Использование в рецептуре ВС более крупного по размерам частиц окислителя приводит к повышению его скорости детонации и осколочного действия.

Библиографический список

1. Талавар М.Б., Сивабалан Р., Аннияппан М., Горе Г. М., Астана С.Н., Гандхе Б.Р. Новые тенденции в области создания перспективных высокоэнергетических материалов. // Физика горения и взрыва, 2007, т. 43, №1. С. -72-85.
2. Вадхе П.П., Павар Р.Б., Синха Р.К., Астана С.Н., Субхананда Р. Алюминизированные литьевые взрывчатые вещества (обзор) // Физика горения и взрыва, 2008, Т. 44, №4.-С.-98-115.
3. Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко.- Изд. 3-е, в 2 т. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002
4. Одинцов В.А., Имховик Н.А., Меркулов В.М., Зайчиков Ю.Е., Осавчук А.Н., Куликов В.Н., Якимцев И.В. Осколочно-кинетические боеприпасы с адаптивными зарядами ВВ двойного назначения (на основе баллистических и смесевых ТРТ) // Ударные волны в конденсированных средах: Доклады научной конференции. СПб.: ноябрь 2008. С. 112-120.
5. Меркулов В.М., Куликов В.Н., Осавчук А.Н., Бестужева Т.А., Шикунев Н.В. Перспектива разработки и использования в средствах поражения мощных взрывчатых составов на основе компонентов и технологии твердого ракетного топлива //Сб. материалов Всероссийской научно-технической конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования», Санкт-Петербург, 28 июня-2 июля 2010г., т. II, С.116-120.
6. Осавчук А.Н., Меркулов В.М., Зайчиков Ю.Е., Куликов В.Н., Шишов Н.И., Имховик Н.А., Одинцов В.А. Экспериментально-теоретические исследования взрывчатых свойств, дробящего и метательного действия смесевых составов на основе компонентов твердого ракетного топлива // Горение и взрыв. Вып. 3 / Под ред. С.М. Фролова. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 246-253.
7. Милехин Ю.М., Осавчук А.Н., Куликов В.Н., Бестужева Т.А., Одинцов В.А., Имховик Н.А. Влияние содержания компонентов в мощных взрывчатых составах на их взрывчатые и энергетические характеристики // Сборник тезисов докладов на Международной конференции XIII Харитоновские тематические научные чтения, 14-18 марта 2011, г.Саров, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», -С.7-9.
8. Анников В.Э., Веприкова А.А., Трунин В.В., Райкова В.М. Влияние дисперсности алюминия на параметры детонации алюминийсодержащих водонаполненных систем // Успехи в специальной химии и химической технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции в РХТУ им. Д.И. Менделеева, 10-11 июня 2010. М. С. 362-367.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 8

**Методы и средства
полигонных испытаний и измерений**



РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Артиллерийских зарядов на основе манометрических испытаний

М.Н. БЕЛОБОРОДОВ, В.И. БЕЛЯКОВ, Ю.В. ШАЦКИХ

*ФКП «Научно-исследовательский институт «Геодезия»,
141292, Московская обл., г. Красноармейск, пр-т Испытателей, 14
т., факс (496) 523-33-92, E-mail: pyryev@niigeo.ru*

При эксплуатации и хранении артиллерийских порохов и зарядов важно знать насколько изменились их внутрибаллистические характеристики (ВБХ) и способен ли заряд выполнить свою задачу. Лабораторные испытания пороха, оценивающие изменение его физико-химических характеристик по отношению к характеристикам, регламентируемым СТП, позволяют судить о старении заряда и безопасности его эксплуатации.

Артиллерийские пороха и заряды из них являются промышленной продукцией длительного (до 50 лет) хранения [1]. Как любое смесевое изделие, пороха и заряды даже в специальных условиях хранения подвержены воздействию окружающей среды и химическим взаимодействиям между различными компонентами, что приводит к изменению значений параметров, характеризующих способность порохов и зарядов выполнять заданные функции [2].

Для решения вопроса об ограничении в использовании, запрещении отдельных партий и массивов порохов и зарядов, проводятся регулярные (как правило, раз в 5 лет) плановые комплексные исследования. В ходе исследований определяются причины появления дефектов, степень их распространенности и влияния на безопасность хранения и пригодность к применению по прямому назначению и по результатам исследований составляется заключение о соответствии параметров сохраняемости пороха и заряда заданным требованиям технической документации.

Основным видом исследований, определяющим безопасность эксплуатации и соответствие физико-химических, энергетических и механических характеристик заданным НТД требованиям, являются лабораторные исследования. При наличии факторов, влияющих на качество исследуемого продукта, назначаются контрольно-баллистические испытания, при которых проверяется соответствие баллистических характеристик требованиям чертежа и ОСТ В84-1980-82, что осуществляется путем проведения дорогостоящих полигонных стрельб. В связи с этим остается актуальной задача, связанная с сокращением объема испытаний на основе использования физико-математического моделирования, для замены натуральных экспериментов лабораторными с последующими расчетами по построенным моделям.

Цель данной работы заключается в разработке методологии исследования и сопоставления результатов баллистических расчетов ВБХ на основе физико-математической модели процесса выстрела с натурными испытаниями для подтверждения возможности предсказания величины дульной скорости снаряда и максимального давления, как важнейших параметров артиллерийской системы, на основе реальных физико-химических свойств конкретного пороха для данного вида снаряда без стрельбы. Полученные значения расчетных ВБХ могут быть использованы в качестве исходных данных для внешнетраекторных расчетов и измерений, а также для принятия решения о продлении гарантийных сроков хранения.

За основу выбрана модель расчета в классической постановке задачи внутренней баллистики [3], где численное решение задачи является стандартизованной, использовано для поправочных формул внутренней баллистики и легло в основу разработки ОСТа В84-1980-82. Расчет по данному методу дает точность не более 2% от реального значения, поскольку постановка задачи ввиду ее сложности имеет много допущений при постановке и

упрощений при решении. Чтобы повысить точность расчета V_0 необходимо совместить с экспериментом по определению энергетических характеристик заряда расчет внутрибаллистических характеристик с использованием физического закона горения. Для изучения поведения ВБХ в стволе артиллерийского орудия была получена система дифференциальных уравнений в зависимости от времени, которая исследовалась по классической схеме при помощи стандартных программ, входящих в математический пакет программной среды MATCAD 15.0. Для физического закона горения система уравнений запишется в виде

Здесь P и V - давление и скорость движения снаряда вдоль ствола; L - путь, пройденный снарядом по стволу; Ψ и σ - относительные объем и поверхность сгоревшего пороха на момент времени t . Параметрами задачи являются масса пороха - ω , масса снаряда - q , площадь поперечного сечения канала - s , $\theta = (c_p - c_v) / c_v$, коэффициент учета второстепенных работ - ϕ . Геометрические (λ , χ , полутолщина слоя горения - e_1) и физические (коэффициент скорости горения - u_1 , плотность пороха - δ , плотность заряжания - Δ) характеристики пороха определяются из данных формуляра на исследуемый порох. Значения коволюма $\alpha = 1/\delta + 1/\delta_1$ и силы пороха - f как основной энергетической характеристики определяются на основе экспериментальных значений сжигания в манометрической бомбе навесок пороховых зарядов с плотностями заряжания $\Delta = 0,15$ и $\Delta = 0,25$ и регистрацией кривых давления $P(t)$ в соответствии с методикой манометрических испытаний [3].

Система уравнений решается в три этапа, так как процесс горения разбивается соответственно на три периода, причем конечные значения первого периода являются начальными значениями второго периода и т.д.

Модель не будет отражать экспериментальные характеристики, если для данной системы не будут скорректированы значения давления форсирования P_0 и коэффициент ϕ . После этого модель дает расхождение расчетных и экспериментальных значений V_0 не более 0,5 %, по P_0 не более 2 %. Такая модель будет работать для данной системы и конкретного порохового заряда и позволит сделать расчеты ВБХ без проведения эксперимента.

В качестве тестового примера использовались заряды 4Ж63 для снаряда 3БМ42 к пушке Д-81. Этот заряд представляет собой сложную составную, специальным образом организованную систему, содержащую три различных компонента пороха, как трубчатого, так и многоканального. С учетом этого выражение для относительной поверхности горения пороха было записано в виде суперпозиции поверхностей каждой марки пороха со своими весовыми коэффициентами, которое после преобразования приняло следующий вид

$$\sigma = \frac{\omega_3}{\omega} \cdot \left[\frac{e_{13} \cdot \omega_1 \cdot \chi_1}{e_{11} \cdot \omega_3 \cdot \chi_3} + \frac{e_{13} \cdot \omega_2 \cdot \chi_2}{e_{12} \cdot \omega_3 \cdot \chi_3} + \sqrt{1 + 4 \cdot \frac{\lambda_3}{\chi_3} \cdot \Psi_3(t)} \right],$$

где e_{1i} , χ_i , λ_i - общепринятые геометрические параметры горения i -го компонента составного пороха, ω_i - вес i -го компонента, $\Psi_3(t)$ - относительный объем сгоревшего многоканального компонента. При выводе этого соотношения было учтено, что плотности всех компонентов δ_i и скорости горения при давлении 1 атм - u_i , практически одинаковы, а относительные поверхности сгоревших трубчатых компонентов σ_1 и σ_2 фактически не изменяются до конца горения этих составляющих и могут быть приняты равными единице. Для замыкания системы уравнений она была дополнена соотношением для расчета относительного объема сгоревшего многоканального пороха

$$\frac{d}{dt} \Psi_3(t) = P(t) \cdot \frac{\chi_3 \cdot u_{13}}{e_{13}} \sqrt{1 + 4 \cdot \frac{\lambda_3}{\chi_3} \cdot \Psi_3(t)} .$$

Полученные расчетные данные и экспериментальные результаты показаны на Рис. 1. Экспериментальные исследования проводились с использованием достаточно свежих

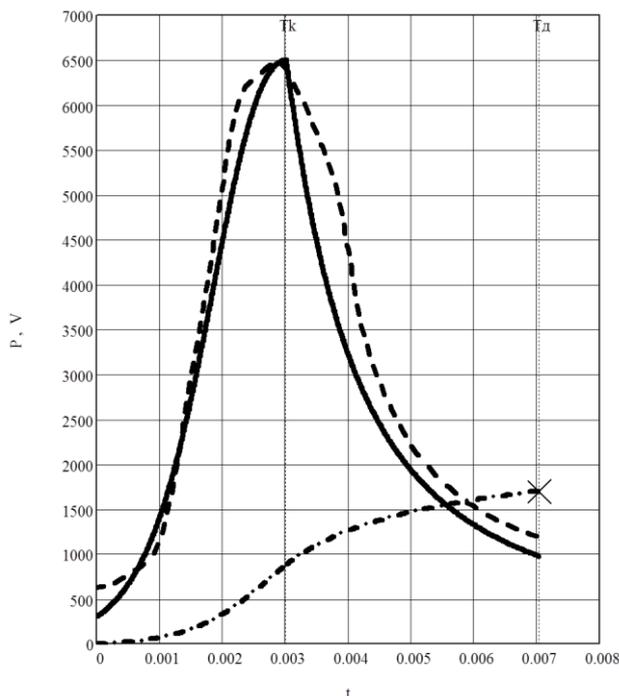


Рис. 1. Зависимость давления (бар) и скорости снаряда (м/с) от времени (мс)

тежных и непосредственно измеренных параметров заряда, снаряда и артиллерийской системы, а также результатов манометрических исследований, позволил произвести подбор коэффициентов согласования модельных расчетов и результатов натурных испытаний для определения основных внутрибаллистических характеристик выстрела – максимального давления пороховых газов в канале ствола и начальной скорости снаряда при выходе из ствола орудия, что демонстрируют результаты, представленные на Рис.1 ($V_0 = 1701.1$ м/с, $P_{max} = 6503$ бар).

Штриховая линия - экспериментальные данные, сплошная линия - решение систем уравнений (1) и (2) для давления, штрихпунктирная линия - решение (1) и (2) для скорости снаряда, X - экспериментальное значение скорости снаряда на выходе из дула артиллерийской системы, вертикальные маркеры - время окончания горения (T_k) и время выхода снаряда из ствола (T_d).

Различие между экспериментальным и теоретическим импульсами давления составляет около 12 %. Это может быть объяснено как большими энергетическими затратами на второстепенные работы в реальном физическом процессе, так и нарушением линейной зависимости скорости горения от давления (о необходимости такого исследования см., например, [4]). Еще одним путем уточнения модели и улучшения предлагаемой методологии является разработка методики регистрации скорости снаряда вдоль ствола от момента начала движения (для определения давления форсирования P_0) до выхода из ствола (для уточнения величины V_0).

Тем не менее, данная модель позволяет проводить расчеты ВБХ по лабораторным и манометрическим испытаниям и построенной модели и давать оценки пригодности порохов

(2009 г. производства) порохов и нового ствола системы Д-81. Измерение скорости осуществлялось с помощью прибора контактной блокировки (КБ) и аппаратуры «Луч-83», а давления – пьезометрического электронного регистратора давления (ЭРД). По данным КБ средняя по группе выстрелов приведенная к нормальным условиям средняя опытная начальная скорость снаряда составила 1699,50 м/с, а «Луч-83» зарегистрировал среднюю скорость 1699,49 м/с. Эти результаты отмечены на Рис.1 крестом (X). Временная развертка давления в канале ствола при движении по нему снаряда представлена на Рис.1 штриховой линией ($P_{max} = 6506$ бар)

Расчет модельной физико-математической задачи, приведен-

ной выше, с использованием реальных лабораторных физико-химических свойств порохов, чер-

и зарядов по истечении гарантийных сроков хранения, а также использовать результаты расчетов ВБХ в качестве исходных данных для внешнетраекторных испытаний.

Библиографический список

1. СТП 44А-К-11-2011 Пороха, баллистические твердые ракетные топлива и заряды из них. Нормативы оценки значений основных параметров сохраняемости. Назначение сроков очередных испытаний
2. ГОСТ 27.002-89 Надежность в технике. Термины и определения.
3. *Серебряков М.Е.* Внутренняя баллистика, 1949, М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 670 с.
1. 4 *Пивкин Н.М.* О необходимости прямого лабораторного определения скорости горения артиллерийских порохов при высоких давлениях. *Боеприпасы и спецхимия*, 2012, Вып. 1, С. 68.

**КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ
ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА ТРАЕКТОРНЫХ
ИЗМЕРЕНИЙ ВЫСОКОТОЧНЫХ БОЕПРИПАСОВ**

А.В. ВАГИН, М.Н. БЕЛОБОРОДОВ, В.И. БЕЛЯКОВ, В.А. ПЫРЬЕВ

*ФКП «Научно-исследовательский институт «Геодезия»,
141292, Московская обл., г. Красноармейск, пр-т Испытателей, 14
т., факс (496) 523-33-92, E-mail: pyryev@niigeo.ru*

Важнейшим этапом при разработке и производстве перспективных образцов вооружения и военной техники являются их полигонные испытания. Они являются интегрирующим звеном в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах, фокусирующим весь спектр боеприпасных технологий в целях поиска инновационных решений и создания качественно новых образцов ракетно-артиллерийского вооружения. Именно на этом этапе разработки выявляются инновационные, конструктивные и технологические решения, позволяющие создавать технику, соответствующую заданному Минобороны России уровню требований к современным системам и комплексам вооружения.

1. В настоящее время обострилось противоречие между высокими требованиями, предъявляемыми к объекту испытаний – новым образцам вооружения, и возможностями современной экспериментальной базы полигонов. Оно обусловлено физическим износом и моральным отставанием устройств и систем, обеспечивающих испытания.

2. Современные достижения в области цифровых технологий и навигационно-временного обеспечения требуют пересмотра концептуальных вопросов построения устройств и комплексов информационно-измерительного обеспечения испытаний. Современные цифровые технологии позволяют на наиболее ранних этапах приёма оптических и радиотехнических сигналов преобразовывать их в цифровую форму и большую часть измерительных и информационных преобразований реализовывать в программно-вычислительной среде, что позволяет модернизировать или создавать новые образцы информационно-измерительной техники в основном на уровне разработки программно-математического обеспечения. При этом недопустим механический перенос функций устаревшей техники в вычислительную среду, которая открывает широкие возможности для получения новых качеств, таких как оперативность, коммуникационность, модернизационная адаптивность, способность к реализации интеллектуальных свойств. Цифровые технологии и навигационно-временное обеспечение позволяют объединять всю совокупность измерительных и ин-

формационных средств в единый информационно-измерительный комплекс.

3. Возможности, предоставляемые современными цифровыми технологиями, космическими навигационно-временными полями, устройствами формирования и хранения частоты и времени высокой стабильности в недостаточной мере используются при создании и модернизации средств информационно-измерительного обеспечения испытаний.

4. Задачи испытаний образцов вооружения различного назначения и способов применения имеют общую концептуальную основу. Вместе с тем наблюдается ведомственный изоляционизм, не позволяющий широко использовать положительный опыт. Этому способствует отсутствие совместных для всех полигонов и испытательных баз научно-технических конференций, а также отсутствие подготовки специалистов по профилю межвидовых полигонных испытаний.

Для решения обозначенных проблем было принято решение о выполнении опытно-конструкторской работы (ОКР) по разработке универсальной технологии баллистических испытаний артиллерийских и реактивных боеприпасов, в том числе высокоточных и повышенной эффективности.

Принципиальная блок-схема постановки эксперимента с использованием указанной технологии приведена на схеме 1. На этой основе разрабатываются маршрутные карты технологического процесса.

Программно-аппаратный комплекс (ПАК), являющийся составной частью технологии, базируется на современных средствах оптической цифровой регистрации быстропротекающих процессов.

Наиболее подходит для решения данной задачи оптико-электронная (телевизионная) система регистрации информации. При разработке такой системы учитываются следующие факторы:

- правильный выбор регистрирующей аппаратуры и её комплектность для обеспечения наблюдаемости процесса и идентификации его участников;
- обеспечение сбора измерительной информации;
- обеспечение обработки собранной информации по алгоритмам оценки состояния динамических систем, классификации, идентификации;
- обеспечение представления результатов испытаний по согласованным протоколам.

Разрабатываемая система должна быть синхронизирована по времени с остальным комплексом измерительных приборов. Выбор сектора небесной полусферы, где предположительно может находиться снаряд, должен производиться на основе прогнозной модели, созданной на основе статистических данных проведенных ранее испытаний, а также точных метеоданных во время испытаний и внутрибаллистических характеристик (ВБХ), полученных в темпе опыта.

Конструкторско-технологическое решение ПАК предполагает модульный принцип комплектования регистрирующей и передающей аппаратуры с синхронизацией её на основе системы единого времени и привязкой к координатной сети с помощью навигационной спутниковой аппаратуры при проведении эксперимента, что позволит использовать данную технологию для получения параметров функционирования боеприпаса на различных дальностях и участках траектории. Подобное решение обеспечивает универсальность технологии в плане испытания высокоточных боеприпасов и боеприпасов классической артиллерии различных калибров от 30 мм до 152 мм, а также применимость технологии на полигонах промышленности и МО РФ.

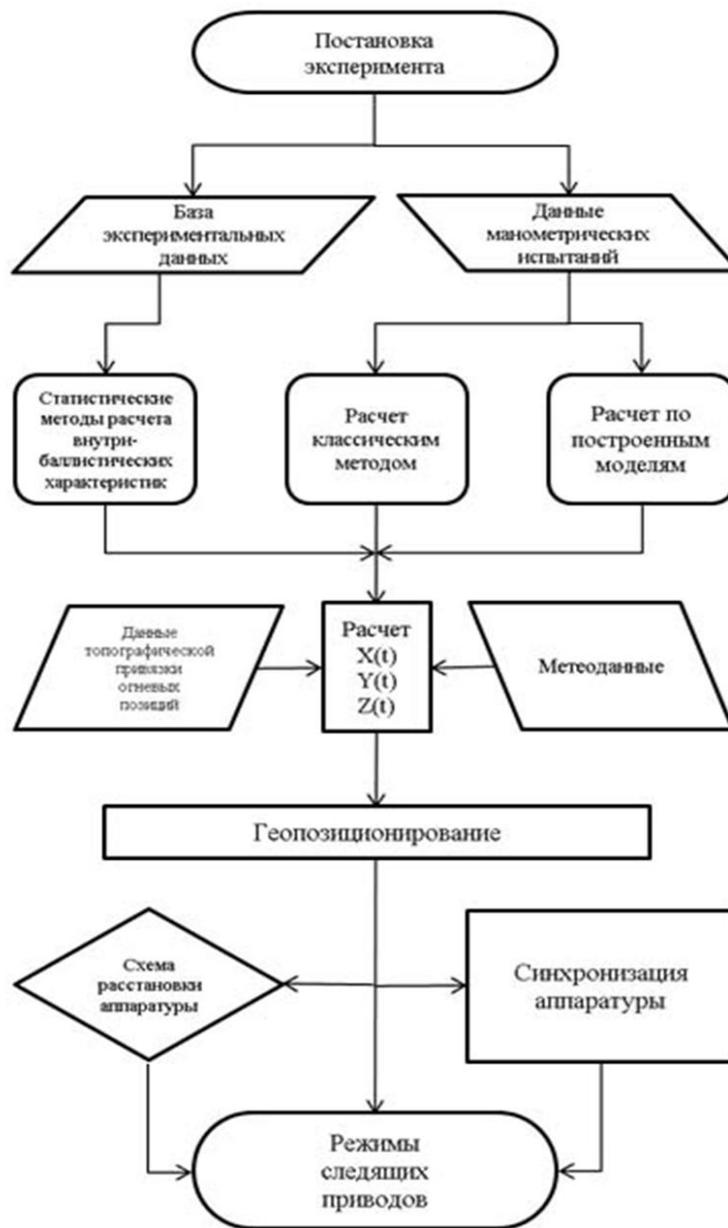


Схема 1. Принципиальная блок-схема постановки эксперимента

В составе комплекса предусмотрено применение серийно выпускаемой аппаратуры. Важно обратить особое внимание на оптимальное размещение аппаратуры для получения наименьшей погрешности при внешнетраекторных измерениях и алгоритм работы комплекса.

Задавая модель движения снаряда и интервалы допустимого изменения координат, можно построить графики показателей точности и выбрать рациональную топологию комплекса.

На рисунке 2 показана процедура вычисления среднеквадратических отклонений (СКО) погрешностей определения координат снаряда по результатам измерений комплекса оптических средств измерений

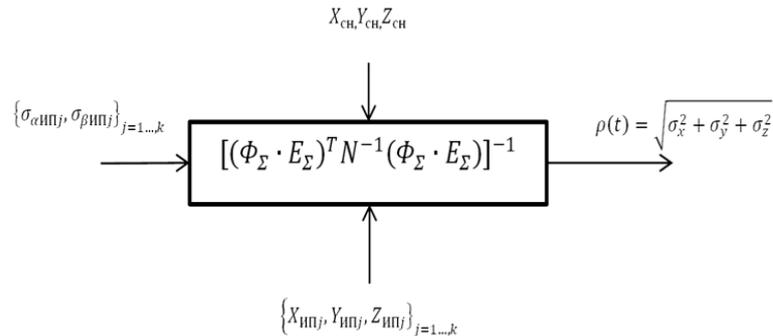


Рис. 2. Модель алгоритма вычисления СКО определения координат снаряда в характерной точке траектории

Здесь введены следующие обозначения:

$X_{сн}$, $Y_{сн}$, $Z_{сн}$ – координаты некоторой характерной точки расположения снаряда в стартовой системе координат; k – количество измерительных пунктов; $\{X_{ипj}, Y_{ипj}, Z_{ипj}\}_{j=1, \dots, k}$ – совокупность координат k измерительных пунктов (ИП) в стартовой системе координат; она выражает топологию измерительного комплекса; $\{\sigma_{\alpha_{ипj}}, \sigma_{\beta_{ипj}}\}_{j=1, \dots, k}$ – паспортные или апостериорные оценки СКО измерения угловых координат измерительных средств, расположенных на измерительных пунктах; N – корреляционная матрица погрешностей, составленная с учётом СКО измерения угловых параметров и расстояний между снарядами ОЭР; Φ_{Σ} – матрица частных производных наблюдаемых параметров по определяемым; E_{Σ} – составная единичная матрица.

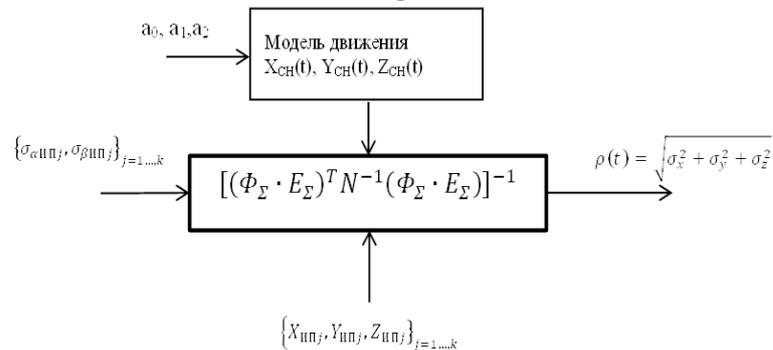


Рис. 3. Модель алгоритма вычисления СКО определения координат снаряда на всех участках траектории движения

Выбор рациональной топологии измерительного комплекса осуществляется с использованием модели движения снаряда в зоне полигона. На рисунке 3 представлена модель алгоритма вычисления СКО определения координат снаряда на всех участках траектории движения.

Здесь, для примера, a_0 , a_1 , a_2 – параметры параболического движения снаряда.

Варьируя входными данными модели можно вычислить и построить графики статистических характеристик точности определения координат снаряда при различной топологии измерительного комплекса.

Модель реализована в программной среде Mathcad. Разработка программного обеспечения выполнена при непосредственном участии сотрудников ОАО НПИЦ «Арминт» г. Москва

Основные усилия разработки ПАК сосредоточены на разработке программно-математического обеспечения в программно-ориентированной среде, что освобождает специалиста системщика от необходимости оперировать языками программирования высокого уровня.

Алгоритм работы комплекса зависит от класса испытываемого изделия. Предлагается классификация существующих артиллерийских и реактивных боеприпасов по следующим признакам:

- по виду старта;
- по дальности полета;
- по высоте траектории;
- по виду функционирования.

Рассматриваются две основные функциональные схемы.

1. Опорно-поворотные устройства оптико-электронных регистраторов работают по программе, рассчитанной на основе модели траектории движения снаряда, с коррекцией её по показаниям начальной скорости изделия, измеренной в режиме реального времени.

2. Опорно-поворотные устройства оптико-электронных регистраторов отслеживают траекторию движения снаряда на основе данных оптической системы (захват и распознавание изображения).

Наблюдение за объектом эксперимента ведется на всей траектории функционирования или на характерных её участках по требованию разработчиков изделия.

В ходе выполнения 1 этапа ОКР были проведены экспериментальные работы по наблюдению за изделием в заранее рассчитанной точке пространства и в различных оптических диапазонах.

Дальнейшее развитие и совершенствование измерительных систем и комплексов, на наш взгляд, будет определяться следующими факторами.

1. Физическое и моральное старение существующего парка технических средств, обеспечивающих испытание образцов вооружения.

2. Бурное развитие современных цифровых технологий.

3. Усложнение объектов испытания.

Эти факторы обуславливают дальнейший путь модернизации и построения новых измерительных средств, основными вехами которого являются:

– цифровое представление принимаемых оптических и радиотехнических сигналов с последующей регистрацией и обработкой цифровыми средствами, обладающими свойствами модернизационной гибкости, которую обеспечивает программно-вычислительная среда;

– перенос основных измерительных преобразований в программно-вычислительную среду или в так называемое виртуально-измерительное пространство, в котором можно реализовать последующие измерительные преобразования любой сложности.

Современные цифровые технологии позволяют эффективно реализовывать идеи комплексирования оптических и радиотехнических средств, траекторных и телеметрических средств, традиционного наземного навигационного обеспечения и космического координатно-временного обеспечения и т.д.

Перевод информации в цифровую форму позволит унифицировать методы информационного обмена и применять в этих целях стандартные протоколы.

В области навигационно-баллистического обеспечения испытаний применение современных цифровых технологий позволит преобразовывать принимаемый радиотехнический сигнал в навигационные параметры, выраженные в цифровой форме, на стадии реализации средств автосопровождения сигналов. Это позволит вводить измерительную информацию в вычислительные средства, где можно реализовывать желаемые алгоритмы обработки измерительной информации.

Предлагаемое конструкторско-технологическое решение открывает новые возможности для организации процесса разработки и испытания боеприпасов на более высоком качественном уровне.

Повышение информативности испытаний за счет использования разрабатываемой технологии приведет к снижению времени и объемов работ при разработке новых и модернизации существующих изделий. Формирование базы данных по испытаниям всей номенклатуры боеприпасов положит начало созданию единого информационного пространства, что исключит дублирование разработок и также послужит ускорению создания новых образцов В и ВТ.

РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ СРЕДСТВ РАЗВЕДКИ И ПРЕОДОЛЕНИЯ МИННО-ВЗРЫВНЫХ ЗАГРАЖДЕНИЙ

А.В. ВИНОГРАДОВ, А.В. ВАГИН, М.И. СИДОРОВ, А.О. ПИЗАЕВ

ФКП «Научно-исследовательский институт «Геодезия»,

141292, Московская обл., г. Красноармейск, пр-т Испытателей, 14

т., факс (496) 523-33-92, E-mail: pyryev@niigeo.ru

В настоящее время значительная часть средств инженерного вооружения не отвечает современным требованиям по обеспечению мобильности частей и подразделений Вооруженных Сил Российской Федерации (ВС РФ) в условиях массового применения противником минно-взрывных заграждений (МВЗ). Поэтому в настоящее время активно ведутся разработки новых эффективных средств инженерного, основанных на применении в их конструкции инновационных технологий, перспективных материалов и использования новых физических принципов. Вместе с тем, их создание должно сопровождаться комплексными испытаниями на всех этапах разработки включая государственные испытания, проводимыми в условиях, максимально приближенных и реальным. В свою очередь большинство полигонов, предназначенных для этих целей, сокращены или же их оснащение не отвечает современным требованиям. Кроме этого, в большинстве случаев проведение взрывных работ на них невозможно из-за прилегающего строительства жилых и дачных поселков. Поэтому создание комплексной площадки и сосредоточение испытаний различных средств на единой полигонной базе оправдано и экономически эффективно. Это позволит сократить сроки разработки и принятия на вооружение перспективных образцов и снизить затраты на транспортировку их опытных и экспериментальных образцов, содержание полигонов, а также на организацию и проведение испытаний.

Многообразие способов обнаружения взрывоопасных предметов (ВОП), приведенных на рисунке 1, определяет значительное количество видов приборов, предназначенных для их поиска. Вместе с тем, для практического применения, особенно в войсковых условиях, реально пригодны следующие средства обнаружения ВОП:

- индукционные миноискатели;
- радиоволновые миноискатели;

- многоканальные миноискатели;
- нелинейные радиолокаторы;
- подповерхностные радиолокаторы (георадары);
- магнитометрические (феррозондовые) бомбоискатели;
- искатели проводных линий управления ВОП.



Рис. 1. Способы обнаружения ВОП

Аналогичная ситуация с номенклатурой средств преодоления МВЗ, обезвреживания и ликвидации ВОП.

К основным способам преодоления МВЗ и обезвреживания ВОП, содержащих взрывчатые материалы (ВМ), относятся:

- механическое траление катковыми, ножевыми или бойковыми тралами;
- взрывное разминирование с использованием конденсированных взрывчатых веществ (ВВ) или объемно-детонирующих смесей (ОДС);
- неконтактное траление на основе воздействия на конструкцию ВОП, особенно электронные компоненты взрывателей высокоэнергетического электромагнитного, радиоактивного, лазерного других излучений;
- кинетическое разрушение конструкции или приведение в действие ВОП посредст-

вом воздействия высокоскоростных элементов (осколочного поля, пуль, малокалиберных снарядов и т.п.);

- ручной способ разминирования основывается на поиске мин с помощью комплектов разминирования, включающих средства: разведки и поиска мин, обозначения мин и границ минного поля, траления осколочных мин и уничтожения отдельных ВОП;

- гидро- и гидроабразивная резка ВОП. Используется для разрезания (демонтажа) корпусов боеприпасов и ВОП, в том числе многослойных, в полевых условиях, а также их дистанционного обезвреживания;

- криогенное обезвреживание и ликвидация ВОП путем замораживания их с использованием хладагентов жидкого азота, водорода, кислорода или гелия при температурах ниже 1200К (-1530С).

- химическое обезвреживание и ликвидация ВОП путем воздействия на них концентрированными агрессивными составами (кислотами, щелочами);

- бездетонационное разрушение ВОП. Используется для разрушения ВОП путем энергетического воздействия на них специальными устройствами, в том числе энергией взрыва зарядов ВВ, без передачи детонации.

В настоящее время имеющиеся на вооружении и снабжении ВС РФ средства преодоления МВЗ, обезвреживания и ликвидации ВОП согласно существующей классификации в зависимости от их целевого назначения подразделяются на следующие типы:

- минные тралы;
- инженерные минные тральщики;
- установки разминирования;
- системы дистанционного разминирования;
- комплекты разминирования.

В соответствии с действующими НТД, регламентирующими последовательность и объемы проведения испытаний рассматриваемых групп средств инженерного вооружения, для каждого образца определен перечень контролируемых параметров и оговорены условия их получения. С момента ввода их в действие (70...80-е года прошлого века) уже сменилось целое поколение измерительной и регистрирующей аппаратуры, появилась необходимость измерения новых физических величин, не оцениваемых ранее.

В связи с тяжёлым состоянием полигонной базы ВС РФ и отсутствии достаточных средств для ее восстановления актуальной задачей является оптимизация способов и методов испытаний, а также сосредоточение экспериментальной базы в одном месте с целью сокращения продолжительности испытаний, экономии денежных средств на их организацию и проведение.

Проведённый анализ способов и методов испытаний средств разведки и преодоления МВЗ, обнаружения ВОП, содержащих взрывчатые материалы (ВМ), их обезвреживания и ликвидации, а также направлений развития групп данных средств, позволил сформулировать основные требования к перспективной испытательной базе, методическому и аппаратному её оснащению, технологии комплексных испытаний средств обнаружения, обезвреживания и ликвидации, основными из которых являются:

- создание единого испытательного комплекса, оснащенного для всесторонних экспериментальных исследований средств разведки и преодоления МВЗ, обнаружения ВОП, содержащих ВМ, их обезвреживания и ликвидации, а также проверки новых физико-химических и других принципов построения функциональных схем данных средств;

- комплексная автоматизация процесса проведения экспериментальных исследований и испытаний средств, позволяющая повысить объективность результатов и безопасность персонала за счет исключения человеческого фактора из цепочки управления экспериментом;

- повышение количества измерительных каналов, точности и информативности изме-

рений регистрируемых параметров и физических величин путем применения новых измерительных трактов и современных методик обработки результатов измерений;

- обеспечение возможности проведения экспериментальных исследований и испытаний многофункциональных средств, интегрирующих функции разведки и преодоления МВЗ, обнаружения ВОП, содержащих ВМ, их обезвреживания и ликвидации в одном базовом шасси.

Единый испытательный комплекс включает в себя совокупность испытательных площадок и стендов для комплексных испытаний и экспериментальных исследований средств разведки и преодоления МВЗ, обнаружения ВОП, содержащих ВМ, их обезвреживания и ликвидации, а также проверки новых физико-химических и других принципов построения функциональных схем данных средств. Каждая площадка обеспечивает возможность реализации завершённой технологической схемы испытаний конкретных образцов средств инженерного вооружения. К основным площадкам и стендам испытательного комплекса относятся:

А. Стенд «Грунтовый полигон с канатной дорогой», предназначенный для экспериментальных исследований и испытаний всех типов средств поиска и идентификации ВОП, устанавливаемых на воздушных носителях и транспортных средствах.

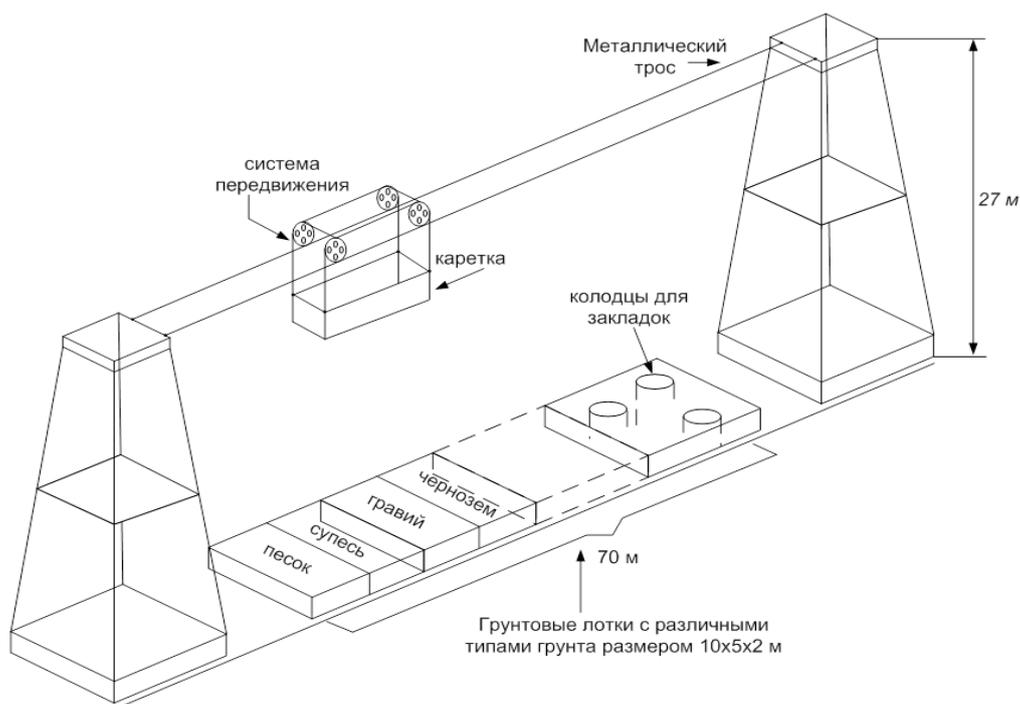


Рис. 2. Стенд «Грунтовый полигон с канатной дорогой»

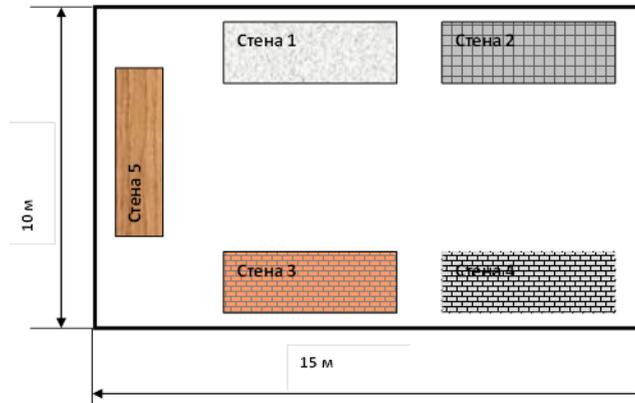


Рис. 3. Испытательная площадка со стенами

Б. Стенд «Мишенная обстановка», предназначенный для экспериментальных исследований и испытаний всех типов переносных и мобильных широкополосных средств поиска и идентификации ВОП, установленных в грунте, на и под его поверхностью и состоящий из двух площадок: «макета здания», выполненного в виде испытательной площадки со стенами из различных материалов (рисунок 3), и «Участки дорог с различными типами дорожных покрытий» (рисунок 4).

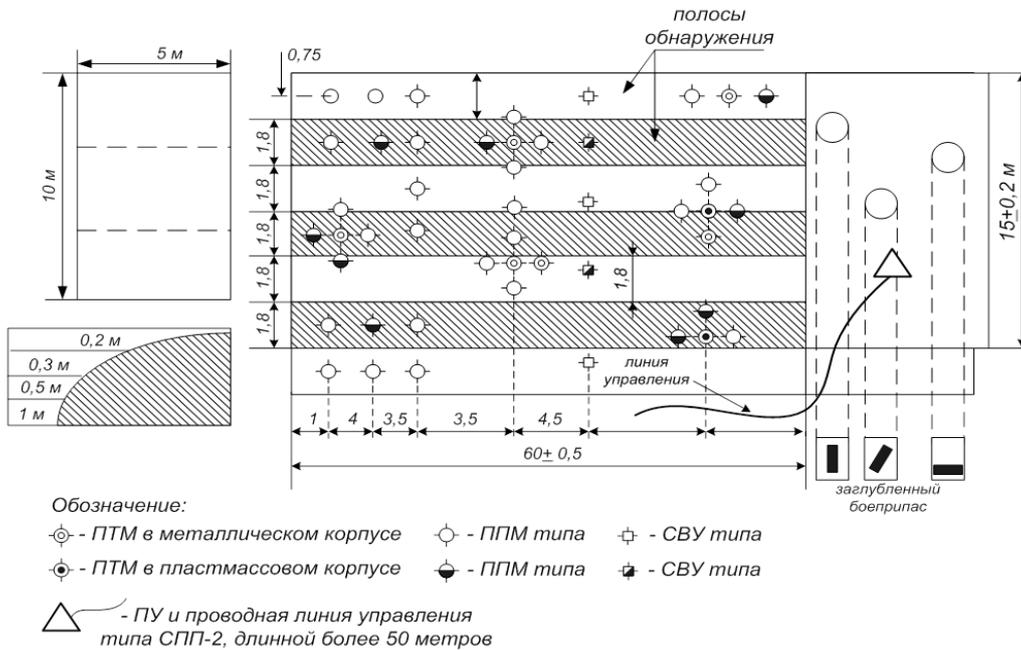


Рис. 4. Фрагмент стенда «Участки дорог с различными типами дорожных покрытий» (аналогичные фрагменты устраиваются с асфальтовым, бетонным, гравийным покрытием и без покрытия (грунтовая дорога))

В. Стенд «Водная преграда» (рисунок 5), предназначенный для экспериментальных исследований и испытаний всех типов переносных и мобильных средств поиска и идентификации ВОП, установленных в водных преградах.

Г. Стенд «Площадка для испытания средств механического траления», предназначенный для испытания тралящего оборудования по обнаружению и уничтожению инженерных мин (ВОП). На стенде проводятся испытания по определению взрывоустойчивости трала, надежности и скорости траления, удельного давления на грунт его рабочим органом (рисунок 6).

Д. Стенд «Стенд «Баллистики зарядов» (рисунок 7), предназначенный для определения баллистических характеристик зарядов разминирования. На стенде проводятся испытания по определению дальности подачи, эффективной длины и боковых отклонений удлиненных зарядов разминирования.

Е. Стенд «Фугасности зарядов» (рисунок 8), предназначенный для определения разминирующего действия средств взрывного разминирования на основе конденсированных ВВ и ОДС.

На стенде проводятся испытания по определению вероятности уничтожения инженерных мин и других ВОП в условном минном поле и измерения физических параметров воздушной ударной волны от взрывов боеприпасов.

Ж. Стенд «Пуска зарядов разминирования с воды» (рисунок 9), предназначенный для определения возможности подачи зарядов установкой разминирования из положения «на плаву». На стенде проводятся испытания по определению возможности подачи зарядов из положения средства разминирования «на плаву» и определения параметров подачи заряда разминирования после его приземления.

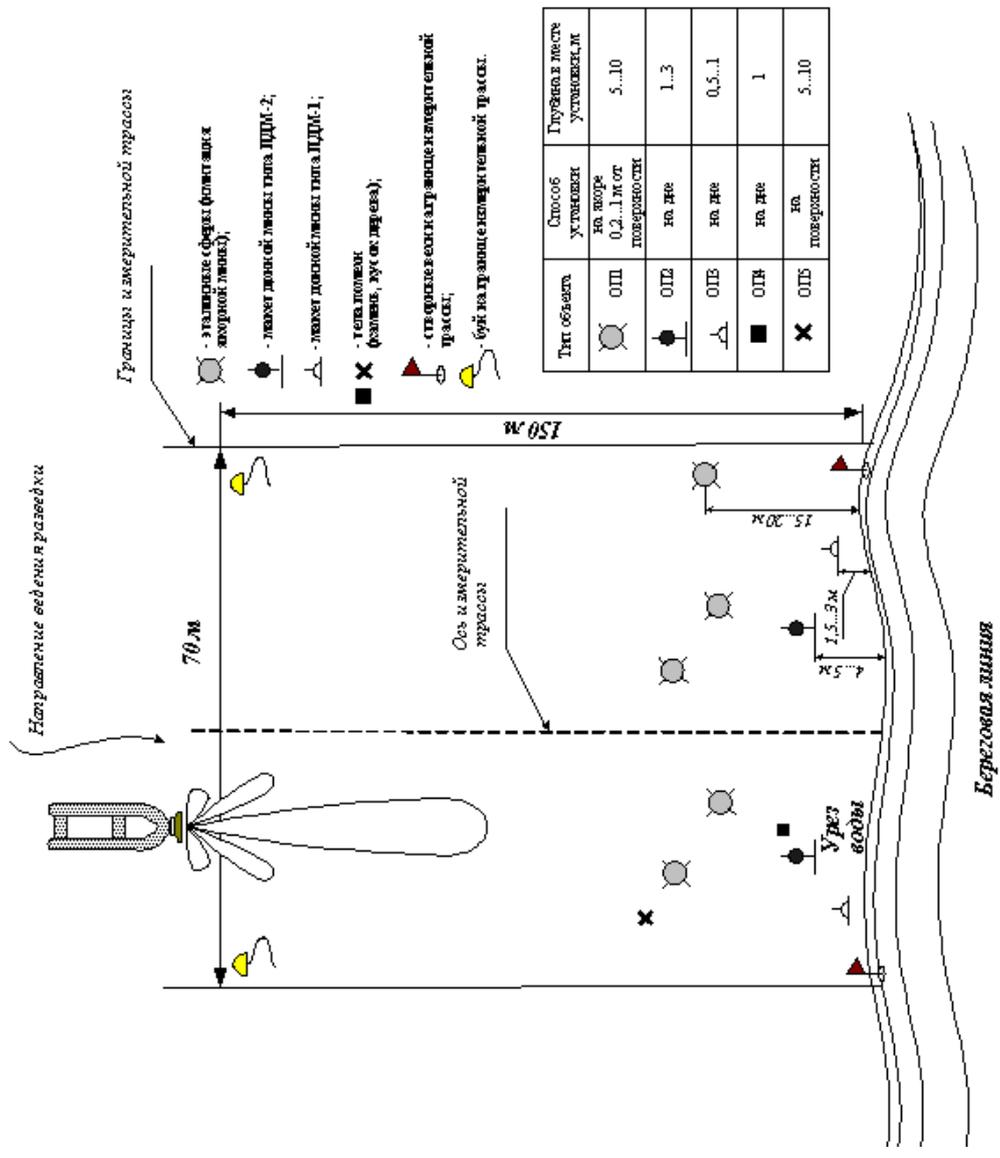


Рис. 5. Стенд «Водная преграда»

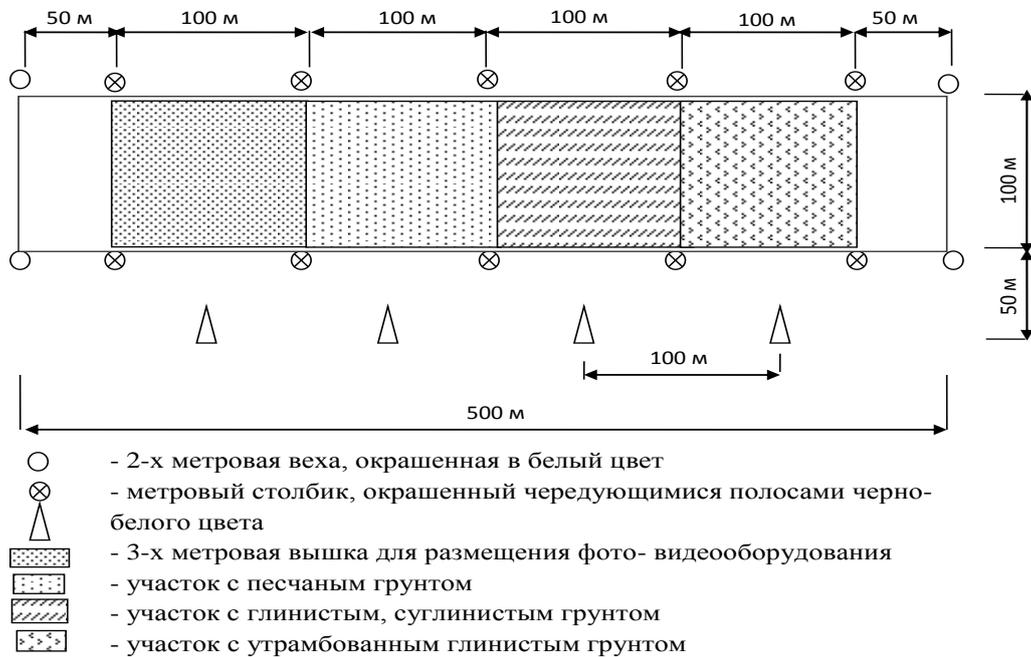


Рис. 6. Стенд «Площадка для испытания средств механического трения»

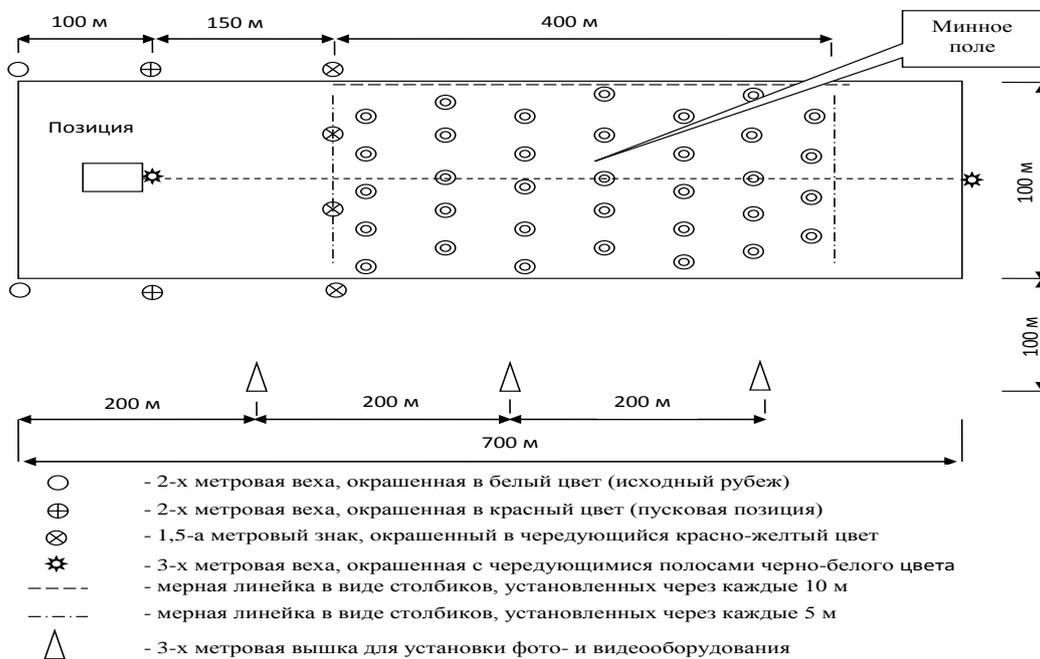


Рис. 7. Стенд «Баллистики зарядов»

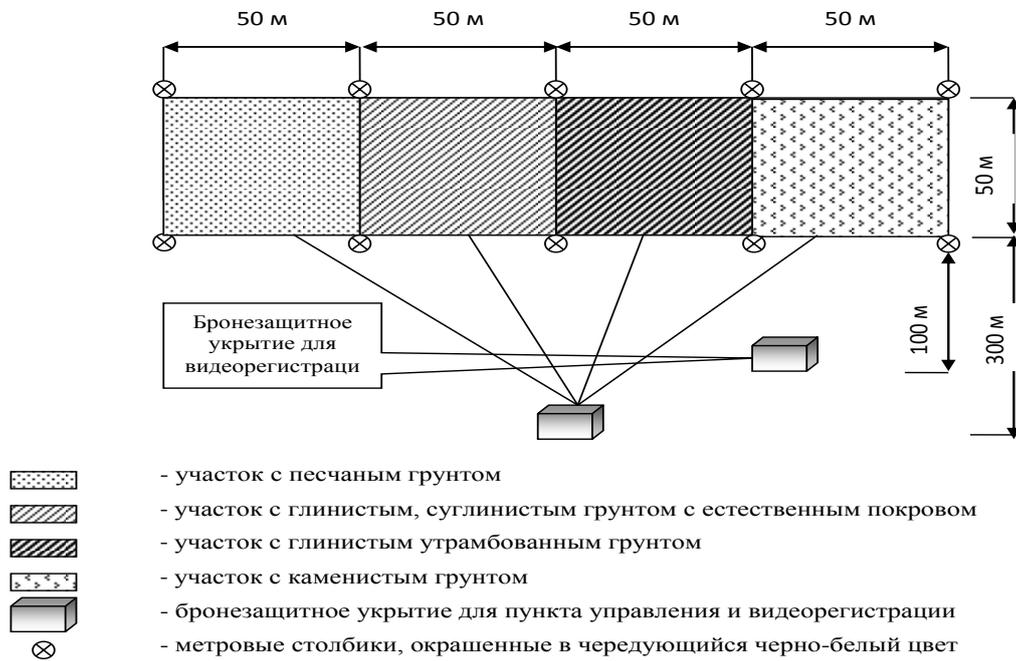


Рис. 8. Стенд «Фугасности зарядов»

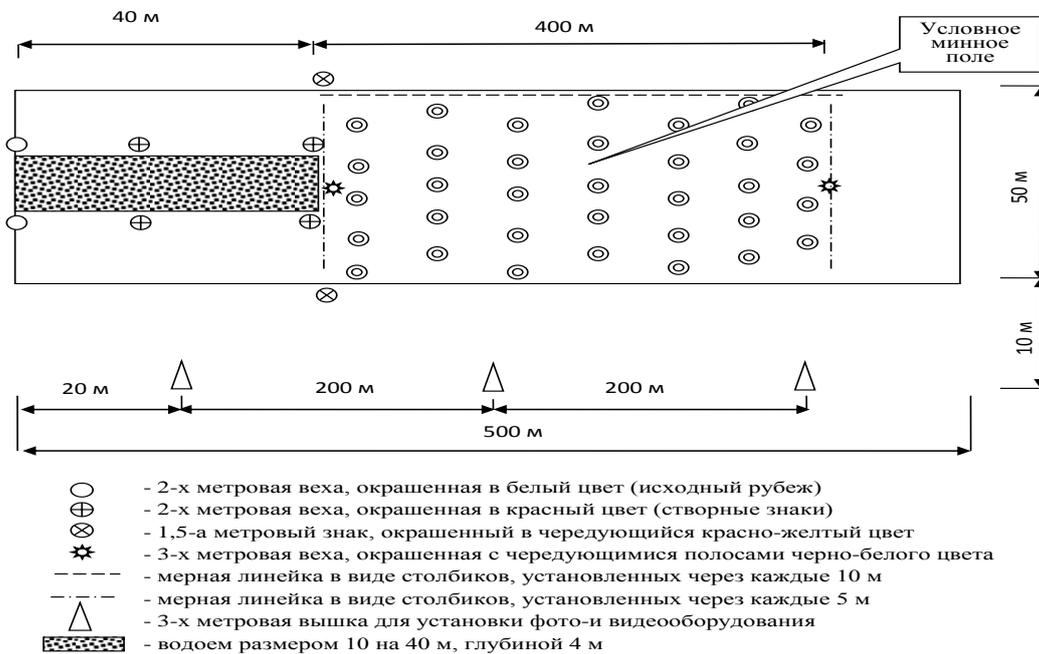


Рис. 9. Стенд «Пуска зарядов разминирования с воды»

3. Стенд «Неконтактного траления» (рисунок 10), предназначенный для определения чистоты траления инженерных мин и ВОП с неконтактными электромагнитными взрывателями. На стенде проводятся испытания по определению параметров электромагнитного воздействия на инженерные мины, боеприпасы и другие ВОП.

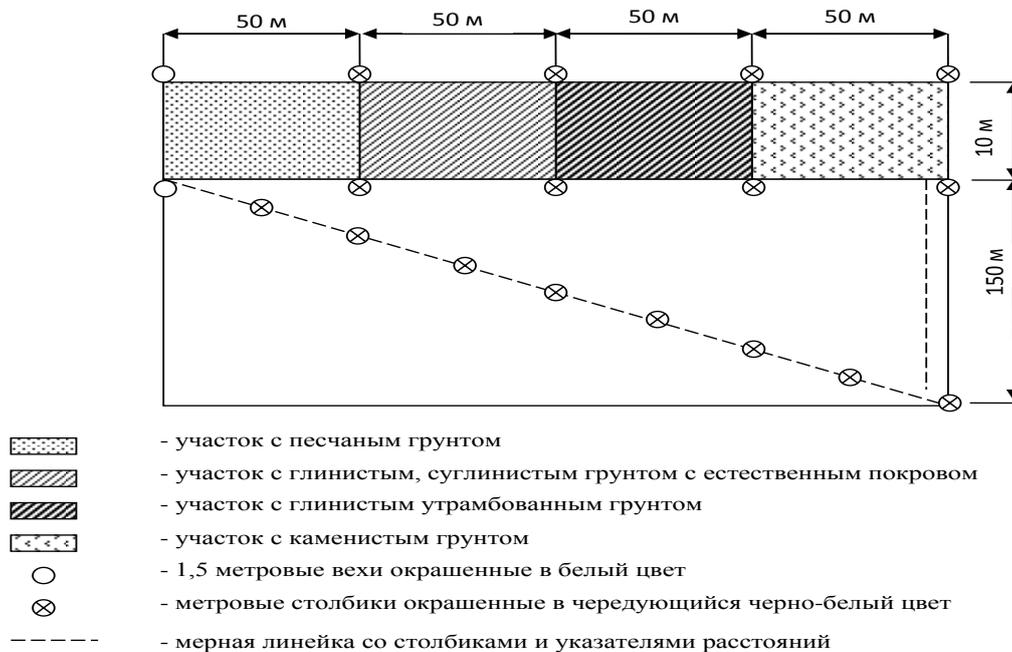


Рис. 10. Стенд «Неконтактного траления»

И. Стенд «Лаборатория обезвреживания» (рисунок 11), предназначенный для определения эффективности обезвреживания и ликвидации на основе использования перспективных физико-химических методов инженерных мин, боеприпасов и других ВОП. На стенде проводятся испытания по определению параметров энергетического, химического и т.п. воздействий на объекты испытаний.

Комплексная автоматизация процесса проведения экспериментальных исследований и испытаний средств, повышение безопасности, снижение стоимости организации и проведения испытаний достигается путем применения единого программно-аппаратного комплекса, управляющего по заданному алгоритму всеми объектами испытаний, регистрирующей и обрабатывающей аппаратурой, системами обеспечения безопасности на всем испытательном комплексе.

Алгоритм управления испытаниями или сценарий испытаний (эксперимента) определяется исходными данными по пространственно-временной последовательности:

- управления системами безопасности;
- задействования стендов обеспечения заданных условий срабатывания отдельных боеприпасов и их инициирования;
- включения (выключения) приборов, оборудования и аппаратуры участников испытаний.

При построении алгоритма управления испытаниями все требуемые изменения состояний устройств (приборов, оборудования и т. п.) должны быть расположены на единой

временной оси сценария эксперимента.



Рис. 11. Стенд «Лаборатория обезвреживания»

Момент поступления внешней команды S на начало испытаний или время начала испытаний по таймеру T_3 определяется как $t_0 = 0$. Последующие события позиционируются, как t_1, t_2, \dots, t_n , где t_i – i -я команда на изменение состояния i -го устройства. Количество устройств и время изменения их состояния определяются в программе испытаний, однако общий алгоритм проведения опыта остается постоянным. На рисунке 12 представлен алгоритм управления испытаниями. Одновременно с выдачей команд управления регистрируются значения величин измеряемых параметров и ведется протокол бинарных событий. Функциональная схема программно-аппаратного комплекса управления испытаниями представлена на рисунке 13.

Повышение точности и информативности измерений регистрируемых параметров и физических величин достигается за счет использования в измерительных трактах современных зарубежных сертифицированных в России датчиков, усилителей, аналого-цифровых преобразователей и комплектующих последнего поколения от ведущих производителей.

Обеспечение возможности проведения экспериментальных исследований и испытаний многофункциональных средств, интегрирующих функции разведки и преодоления МВЗ, обнаружения ВОП, содержащих ВМ, их обезвреживания и ликвидации в одном базисе

вом шасси достигается благодаря интеграции специализированных площадок и стендов в едином многофункциональном испытательном комплексе на единой пробеговой трассе.

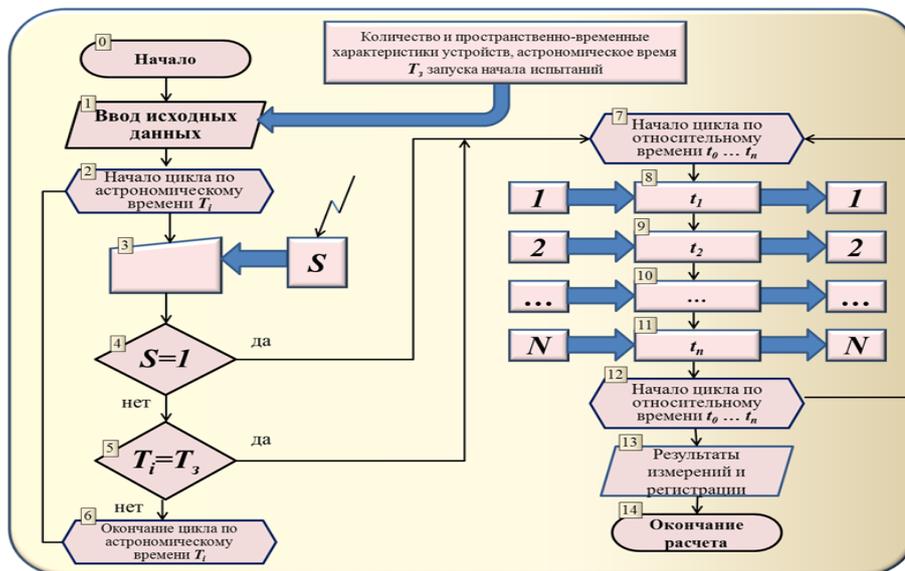


Рис. 12. Алгоритм управления испытаниями



Рис. 13. Функциональная схема программно-аппаратного комплекса управления испытаниями

На основе проведённого исследования разработаны методические основы технологии испытаний, даны технические предложения и конструкторские решения по оснащению пробеговой трассы для комплексных испытаний средств обнаружения и обезвреживания ВОП, содержащих ВМ, технологическим и измерительно-вычислительным оборудованием, а также технические требования и предложения по составу и характеристикам площадок, технологического оборудования и аппаратного оснащения для обеспечения испытаний данной группы средств.

ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВЗРЫВНОГО ОБЛАКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

О.В. ВОРОНЬКО, А.С. СМИРНОВ, С.В. СОРОКИН

ОАО «ГосНИИМаши имени В.В.Бахирева»

606002, г.Дзержинск, Нижегородской обл., пр-т Свердлова 11а
т. (8313) 367-000, факс (8313) 367-100, E-mail: niimash@mts-nn.ru

В работе излагается методика, и приводятся результаты оценки температуры, мощности и энергии излучения облака сгорающего энергетического материала, полученного подрывом в воздухе макета цилиндрической формы, содержащего заряд ВВ и энергетический материал. Рассматривается характерный эксперимент с макетом массой 100 кг.

Существует способ определения яркостной температуры однородно светящегося объекта с известной площадью его поверхности по сигналу фотодатчика, размещенного на известном расстоянии L от объекта. В качестве фотодатчиков используются фотоприемники, чувствительные к излучению в узкой спектральной полосе, вырезаемой с помощью интерференционных фильтров. В данной работе подобный способ и быстродействующие фотодатчики заимствованы у ВА РВСН им Петра Великого и МГТУ им. Н.Э.Баумана. Фотодатчик в виде небольшой коробочки представлял собой автономный прибор с батарейным питанием, соединяемый с цифровым регистратором сигнальным кабелем. По величине напряжения U сигнала с фотодатчика и его паспортным параметрам K_{1F} , K_{2F} , K_{3F} определяется яркостная температура T , используя зависимости :

$$B = K_{1F} \frac{uL^2}{S}, \quad T = \frac{K_{2F}}{\ln\left(\frac{K_{3F}}{B} + 1\right)},$$

Для учета изменения в процессе расширения облака его площади светящейся поверхности известный способ дополнен скоростной видеосъемкой с помощью цифровой видеокамеры, синхронизированной с моментом подрыва макета (и с фотодатчиком). Схема эксперимента показана на рисунке 1. Видеосъемка в эксперименте велась камерой «Phantom» V 7.3 со скоростью 10000 кадров/сек.

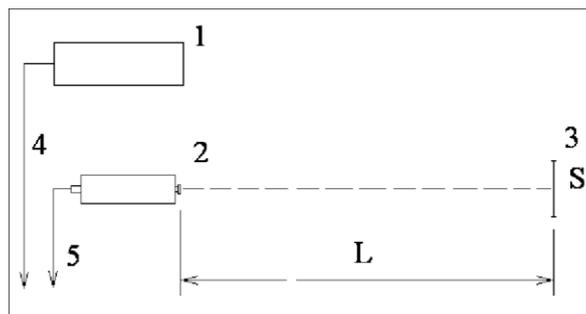


Рис. 1. Схема эксперимента

1 – скоростная видеокамера; 2 – фотодатчик; 3 – светящийся объект (облако);
4 – кабель связи и управления видеокамерой; 5 – сигнальный кабель с фотодатчика

Использовались два фотодатчика, один чувствительный к ближнему инфракрасному излучению с длиной волны $\lambda=730$ нм, и другой, чувствительный к видимому излучению зеленого цвета с длиной волны $\lambda=550$ нм, именуемые далее красным и зеленым датчиком, а относящиеся к ним зависимости содержат слово «Red» и «Green», соответственно.

В эксперименте выборка величин напряжений производилась многоканальным цифровым регистратором через 5 мкс. Получаемый с фотодатчиков сигнал обычно содержит шумовую составляющую, а нуль сигнала сдвинут. В процессе подготовки данных для расчета величин температур с помощью программы «Глад» (разработка одного из авторов) с сигналов фотодатчиков убиралась шумовая составляющая, и ликвидировался сдвиг нуля. Пример показан на рисунке 2.

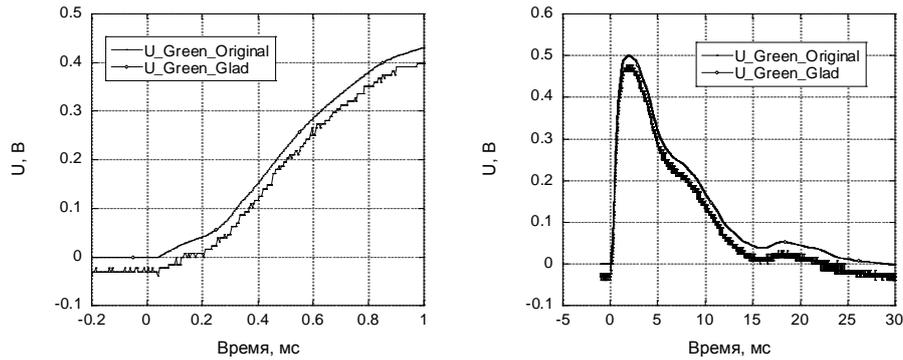


Рис. 2. Пример исходного сигнала фотодатчика ($U_{Green_Original}$) и результата устранения шума и сдвига нуля (U_{Green_Glad})

Имеющиеся фотодатчики предназначались для регистрации светового сигнала длительностью не более ~ 15 мс. Однако в эксперименте получена превышающая это время длительность свечения облака. На рисунке 3а (кривые U/U_{o_Red} и U/U_{o_Green}) показаны относительные величины сигналов фотодатчиков при подаче на них световых импульсов с постоянным уровнем излучения (от светодиодов, питаемых от генераторов импульсов). Приводимые на рисунке 3 сигналы с фотодатчиков уже очищены от шума, и сдвиг нуля устранен. У идеальных фотодатчиков относительные величины сигналов после подачи импульса (в моменты $t > 0$) должны быть равны единице. У реальных же фотодатчиков наблюдался спад со временем относительной величины сигнала, причем такой, что при освещении фотодатчиков прямоугольным импульсом ошибка в $\sim 20\%$ набегала к моменту ~ 7 мс для сигнала зеленого датчика и к моменту ~ 10 мс для сигнала красного датчика.

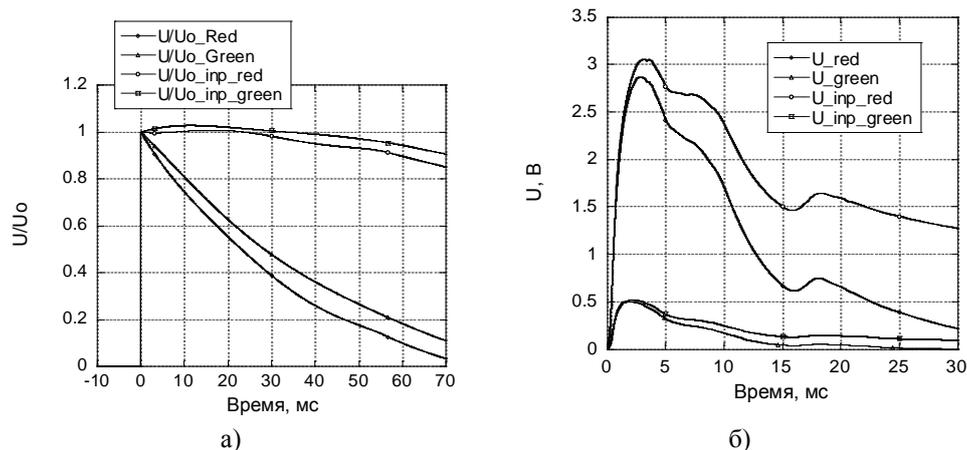


Рис. 3. Исходные и восстановленные сигналы фотодатчиков (а – при освещении прямоугольным импульсом, б- в эксперименте)

Для уменьшения спада со временем сигнала фотодатчика применена методика его восстановления, суть которой состоит в следующем. Фотодатчик моделировался последовательно соединенной электрической цепью из электрической емкости C и электрического сопротивления R , характеризуемой постоянной цепи $\tau = RC$. На вход цепи подавался импульс зависящего от времени напряжения $U_{inp}(t)$. При этом на электрическом сопротивлении регистрировался импульс напряжения $U(t)$. Задача восстановления состоит в нахождении входного сигнала $U_{inp}(t)$ по зарегистрированному импульсу напряжения $U(t)$. Из рассмотрения электрической цепи можно найти, что

$$U_{inp}(t) = U(t) + \frac{1}{\tau} \int_0^t U(x) dx \quad (1)$$

Зависимость (1) и решает задачу. По пересечению кривых относительного напряжения с фотодатчиков (рис. 3) с уровнем $U/U_0 = \exp(-1) = 0.3679$ находили постоянные времена фотодатчиков. Для исключения ошибочного завышения величин сигналов при больших временах, возможных из-за ошибок определения величин τ , восстановление сигналов производили по зависимости (1) с чуть большими (на $\sim 6\%$) величинами τ , чем определенные по спадам сигналов при подаче прямоугольных импульсов, в частности, для восстановления брали $\tau_{red} = 33.22$ мс, $\tau_{green} = 41.49$ мс. Результаты восстановления для прямоугольного импульса и для эксперимента показаны на рисунках 3а и 3б, соответственно (кривые U_{inp_red} и U_{inp_green}). Из рисунка 3а можно найти, что ошибка восстановленного напряжения не превышает $\sim 3\%$ до момента ~ 30 мс, и не превышает $\sim 20\%$ до момента ~ 70 мс.

Таким образом, построенная методика восстановления сигнала с фотодатчиков позволила увеличить время регистрации светового излучения в несколько раз, до $\sim 30 \dots 70$ мс.

Изображения облака на кадрах видеосъемки с помощью разработанных программ обрабатывалось как вручную (сколом координат границ облака), так и автоматически, с помощью программ разработки одного из авторов. В качестве примера на рисунке 4 приведен вид облака на момент 7 мс и обрамляющий его контур при ручной обработке. Вертикальной линией показана ось макета. По контуру определялась площадь светящейся поверхности облака S_{hand}

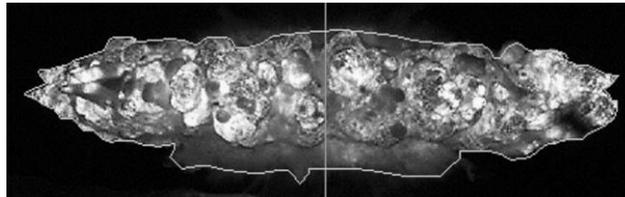


Рис. 4. Вид облака на момент 7 мс и его контур

При автоматической обработке для каждого кадра сначала находилась максимальная яркость пикселя на изображении облака, а затем определялись площади облака по разным относительным уровням его яркости (в оттенках серого цвета). Одновременно создавалась цветная картинка с раскраской облака соответственно уровням его яркости. Пример такой картинка (но в оттенках серого цвета) показан на рисунке 5.

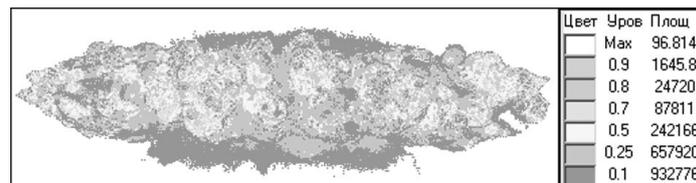


Рис. 5. Уровни яркости облака на момент 7 мс при его автоматической обработке

Найденные зависимости площади S облака от времени, полученные как автоматической обработкой по разным уровням, так и вручную, приведены на рисунке 6. Например, $S(0.1)$ означает площадь облака, найденную автоматически по относительному уровню яркости 0.1. Также показана зависимость максимальной яркости пикселя I_{max} на кадрах изображения облака от времени.

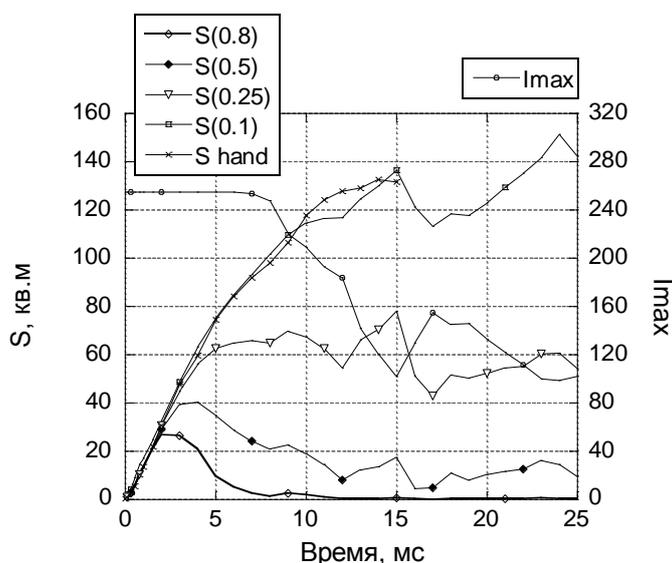


Рис. 6. Площадь облака, определенная автоматически по уровням относительной яркости, вручную ($S\ hand$) и максимальная яркость пикселя изображения облака от времени

В начальные моменты времени, до нескольких мс, площадь, найденная автоматически, чуть превосходит площадь S_{hand} , определенную вручную. В эти моменты из-за слишком яркого света пиксели фоточувствительной матрицы видеорегистратора находятся обычно в насыщении. При этом происходит засветка соседних пикселей, а фактические уровни относительной яркости пикселей, определенные автоматом, меньше заданных. В уровень 0.1 могут попадать изображение предметов окружающих облако, например, подставки макета. При проведении эксперимента следует стремиться, чтобы уровни максимальной яркости изображения облака были ниже 255, или, по крайней мере, области с яркостью 255 не занимали значимой части площади облака. Поэтому при определении площади облака в начальные моменты времени (до ~ 5 мс) предпочтение отдано ручному способу.

В моменты от ~ 3 до ~ 10 мс величины площади сечения облака, найденные вручную и автоматически практически совпадают (рис. 6).

После момента ~ 7 мс в контуре облака видны темные области, особенно заметные после ~ 10 мс, площадь, определенная автоматически по уровню 0.1 (рис. 6), обычно превышает площадь, определенную вручную. После падения максимальной яркости пикселей изображения облака ниже 100 (после ~ 15 мс, рис.6) при ручном способе обработки становится трудно различать границы облака. Поэтому при определении площади облака в моменты после $\sim 7 \dots 10$ мс предпочтение отдано автоматическому способу.

Полученные зависимости средней температуры и площади светящейся поверхности облака от времени показаны на рисунке 7. Используемая при определении температуры зависимость $S(t)$ площади сечения облака до момента ~ 5 мс получена ручным способом, после 5 мс – автоматическим.

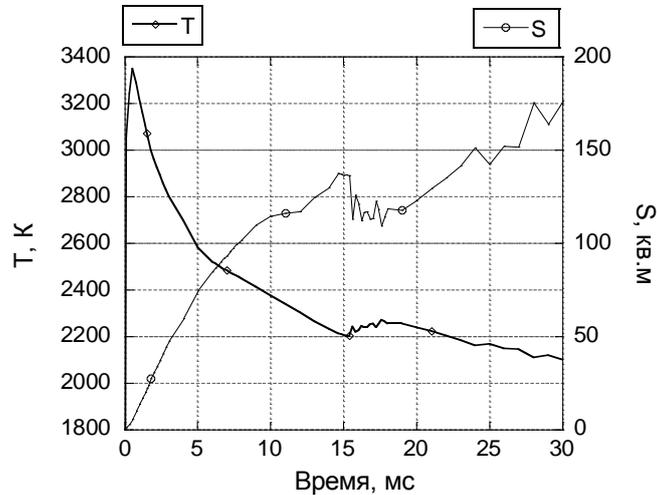


Рис. 7. Средняя температура и светящаяся площадь облака

Считаем, что в нашем случае объектами излучения служат частицы конденсированной среды, поэтому с учетом погрешностей датчиков, неточности и неопределенности других параметров, найденная яркостная температура близка к реальной температуре излучающей поверхности. Точность нашей оценки температуры составляет $\pm (200 \dots 300)$ К.

Оценка мощность и энергия излучения в выбранном спектральном диапазоне находилась расчетным путем. Считалось, что площадь излучающей боковой поверхности облака S_{em} связана с найденной площадью сечения облака S зависимостью $S_{em} = \pi S$. Результаты расчета мощности N и энергии E излучения облака в видимом и инфракрасном диапазонах (кривые с окончанием «optic» и «termo», соответственно) показаны на рисунке 8.

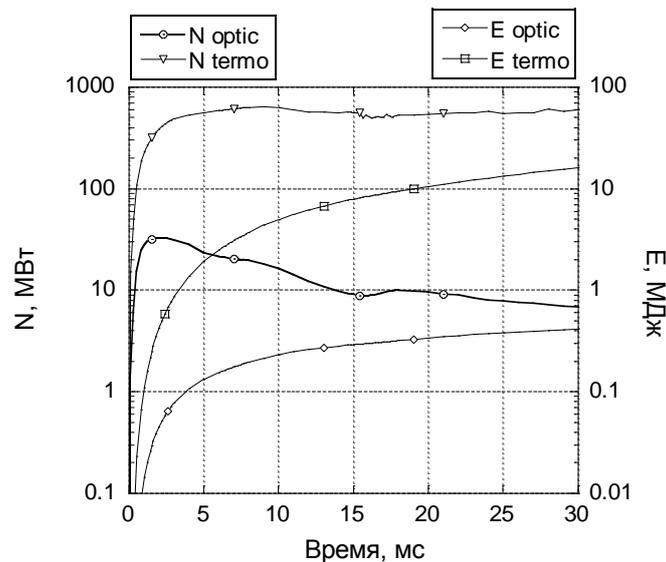


Рис. 8. Мощность и энергия излучения облака

Из рисунка 8 видно, что мощность и энергия излучения в ИК диапазоне значительно превосходят мощность и энергию излучения в оптическом диапазоне.

После ~ 2 мс на кадрах видеосъемки заметны неоднородности свечения облака. В работе определялись температуры неоднородно светящихся участков облака. Найденная ранее средняя температура соответствует среднему (0.5) уровню относительного свечения облака в каждый момент. Участку же с уровнем Lev соответствует такая температура, при которой относительная яркость излучающей поверхности в $Lev/0.5$ раз выше. Ее находили по калибровочной зависимости, увеличив в $Lev/0.5$ раз сигнал с фотодатчика в этот момент. Таким образом, для каждого кадра видеосъемки могут быть построены тарировочные зависимости температуры от яркости пикселя изображения облака, по которым могут определяться температуры интересующих участков. Примеры определения температурных полей для моментов 3 и 7 мс показаны на рисунке 9. Уровни максимальной температуры, закрашиваемые белым цветом, наблюдались только в центральной части облака (на рисунке 9 вверху). Для экономии краски при печати черный фон изображения облака на рисунке 9 искусственно заменен белым, поэтому не следует путать этот фон с максимальной температурой.

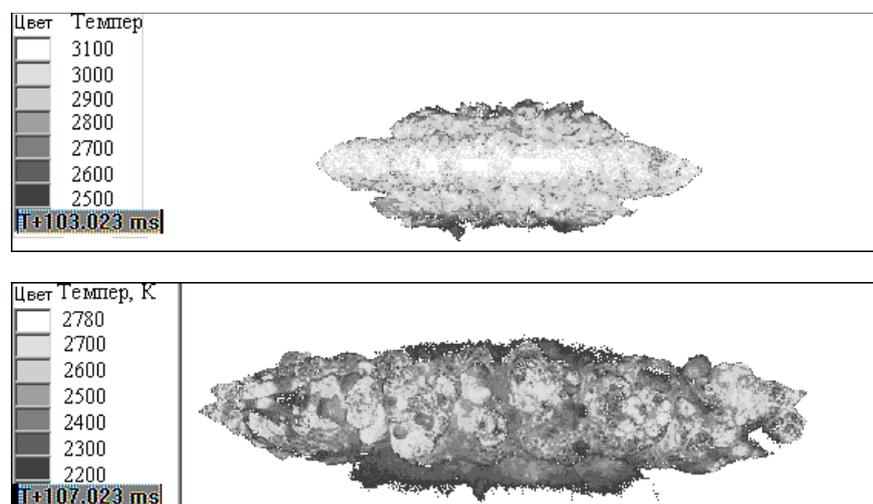


Рис. 9. Температурные поля облака в моменты 3 мс (вверху) и 7 мс

Выводы:

- 1 Построена методика регистрации температуры поверхности светящегося облака, позволившая получать новый качественный результат – возможность регистрации температуры по различным участкам поверхности облака.
- 2 Приведены для характерного эксперимента примеры температурных полей облака на моменты 3 мс и 7 мс.
- 3 Для характерного эксперимента получены оценки параметров оптического и теплового излучения.

РАЗРАБОТКА БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СТЕНДА-ИМИТАТОРА КОНЕЧНОСТЕЙ ЧЕЛОВЕКА ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТКАНЕВЫХ МАЛОСЛОЙНЫХ ПРОТИВООСКОЛОЧНЫХ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ПРИ ИХ НЕПРОБИТИИ ПОРАЖАЮЩИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

С.М. ЛОГАТКИН, И.А. СПИВАК

Войсковая часть 33491

Используемые в настоящее время субъекты изучения закрытой контузионной травмы (ЗКТ) по своей природе можно разделить на две большие группы: биологические объекты и небиологические модели.

В качестве биологических материалов используются: подопытные животные, фрагменты человеческих тканей, трупы людей и животных, которые из-за этического фактора, сложности подбора материала, необходимости привлечения к экспериментам медицинского персонала и высокой стоимости проведения экспериментов не являются рациональными и определяющими при проведении испытаний.

В связи с этим для моделирования условий взаимодействия в системе «поражающий элемент (ПЭ) – защитная композиция (ЗК) - объект защиты» прибегают к имитации объекта защиты с использованием небиологических моделей, которые включают: имитаторы мягких тканей человека; модели-имитаторы фрагментов тела человека.

В настоящее время наиболее полно изученным является процесс взаимодействия ПЭ с туловищем человека, экранированным ЗК, и возникновения в нем ЗКТ при непробитии ЗК. Так, например, ГОСТ Р 50744-95 «Бронеодежда. Классификация и общие технические требования» распространяется на средства индивидуальной броневого защиты, выполненные в виде пальто, накидок, плащей, костюмов, курток, брюк, комбинезонов, жилетов, фартуков, предназначенных для периодического ношения с целью защиты тела человека от холодного и огнестрельного стрелкового оружия, и должен, в соответствии с целевым назначением, в том числе, нормировать допустимые уровни ЗКТ для конечностей, экранированных ЗК, выполненных в виде элементов брюк, плащей, костюмов, курток и т.п. Однако, в ГОСТе, по умолчанию, используется классификация ЗКТ по степени тяжести только для туловища человека, хотя п.п. 5.1.1 определяет необходимость защиты, а, соответственно, и нормирования воздействия на **тело** человека, которое включает в свой состав туловище, голову, шею, верхние и нижние конечности. В связи со сложившейся тенденцией при оценке ЗКТ для туловища, в качестве имитаторов мягких тканей человека традиционно используются блоки, имеющие форму параллелепипеда (например, с размерами 150x200x280 мм), изготовленные из материалов, которые моделируют динамическое воздействие на жизненно важные органы, расположенные на глубине до 8 см. Эти материалы разделяются на две группы, которые принципиально отличаются по своим физико-механическим свойствам: пластичные, сохраняющие остаточную деформацию, и упруго - эластичные, способные восстанавливать свою форму после динамического воздействия.

Анатомическое строение нижних конечностей человека существенно отличается от анатомического строения туловища, так как передняя внутренняя поверхность большеберцовой кости лишена мышечного покрова, прикрыта лишь кожей с подкожной клетчаткой и поверхностной фасцией. В связи с этим использование традиционных методов оценки ЗКТ, к сожалению, недостаточно корректно, поскольку в данном случае ЗКТ обуславливает появление различных типов переломов костей при огнестрельных ранениях голени. В связи с отмеченными обстоятельствами возникла необходимость в разработке баллистического стенда-имитатора конечностей человека, моделирующего кожную, мышечную, костную

биологические ткани и протекающие при этом в них процессы при импульсном динамическом воздействии, в том числе, ЗКТ, имеющую место при непробитии ЗК, экранирующих эти биологические ткани, ПЭ.

На основе анализа существующих методов исследования противо-осколочной стойкости ЗК и результатов проведенных экспериментов были сформулированы следующие требования к стенду-имитатору конечностей человека: конструкция стенда должна иметь блочную структуру, соответствующую расположению в конечностях кожной, мышечной и костной биологических тканей; основные физико-механические и геометрические параметры составляющих стенд материалов, должны соответствовать аналогичным параметрам кожной, мышечной и костной биологических тканей; составляющие стенд материалы по критерияльным параметрам раневой баллистики должны соответствовать кожной, мышечной и костной биологическим тканям; поверхность стенда должна обеспечивать плотное прилегание защитных композиций любых типов; стенд должен обеспечивать визуализацию результатов испытаний; стенд должен быть простым в использовании, техническом обслуживании, обеспечивать постоянство и воспроизводимость полученных результатов.

В основу концепции разработки баллистического стенда-имитатора конечностей человека был положен пошаговый экспериментально-теоретический метод, основанный на экспериментальной проверке соответствия критериям раневой баллистики соответствующих технических решений и гипотез относительно состава и номенклатуры материалов-имитаторов биологических тканей. Алгоритм разработки баллистического стенда-имитатора конечностей человека представлен на рис.1.

Принимая во внимание особенности анатомического строения голени во фронтальной проекции, как наиболее критичной к ударному воздействию ПЭ с точки зрения нанесения повреждений костным тканям различной степени тяжести, целесообразно в структуре стенда-имитатора выделить три основных блока, расположенных последовательно друг за другом.

Первый блок представляет собой имитатор кожной ткани с подкожной клетчаткой; второй блок – имитатор мышечной ткани, который имеет максимальную толщину в дорсальной проекции голени, а во фронтальной проекции толщина его не превышает 5 мм; третий блок – имитатор костной ткани трубчатых костей (большеберцовой или малоберцовой), в том числе их кортикального слоя. Такая структура стенда-имитатора позволяет с высокой степенью достоверности фиксировать и визуализировать не только поражения одиночных или смежных блоков, но и устанавливать наличие трещин или сколов имитатора кортикального слоя в сегментах костных тканей.

В ходе реализации пошагового экспериментально-теоретического метода было установлено, что пластилин с плотностью $1,04 \text{ г/см}^3$ достаточно корректно воспроизводит энергетические уровни, соответствующие условиям сквозного пробития кожи и внедрения ПЭ в подкожную жировую клетчатку, мышцы. Использование полиэтиленовой пленки (ПЭП) толщиной 0,2 мм в составе комбинированной композиции, имитирующей кожный покров, опосредствует получение результатов, близких к критериям раневой баллистики исходя из условия внедрения ПЭ кожный покров. В ходе экспериментальных исследований было установлена целесообразность использования в качестве имитатора кортикального слоя костной ткани голени технического органического стекла марки ТОСН. При воздействии ПЭ (в случае непробития) для исключения его распада на осколки и их разлета при наличии тыльного откола, целесообразно обратную сторону листа органического стекла покрыть липкой лентой. Для проверки соответствия разработанного баллистического стенда-имитатора конечностей человека критериям раневой баллистики, а так же экспериментальным данным, полученным в ходе предварительных испытаний МТЗК инд. 6Б21, была проведена серия экспериментальных исследований. В ходе экспериментов было установлено, что характер взаимодействия ПЭ с баллистическим стендом-имитатором конечностей человека в диапа-

зоне скоростей 60...201 м/с соответствует критериям поражения раневой баллистики. Расхождение между экспериментальными и критериальными значениями скоростей ПЭ, соответствующих аналогичным повреждениям кожных, мягких и костных тканей голени не превышает 10 %.

На конструкцию баллистического стенда-имитатора конечностей человека получено положительное решение о выдаче патента на полезную модель по заявке 2011130469 от 21.07.2011 года.

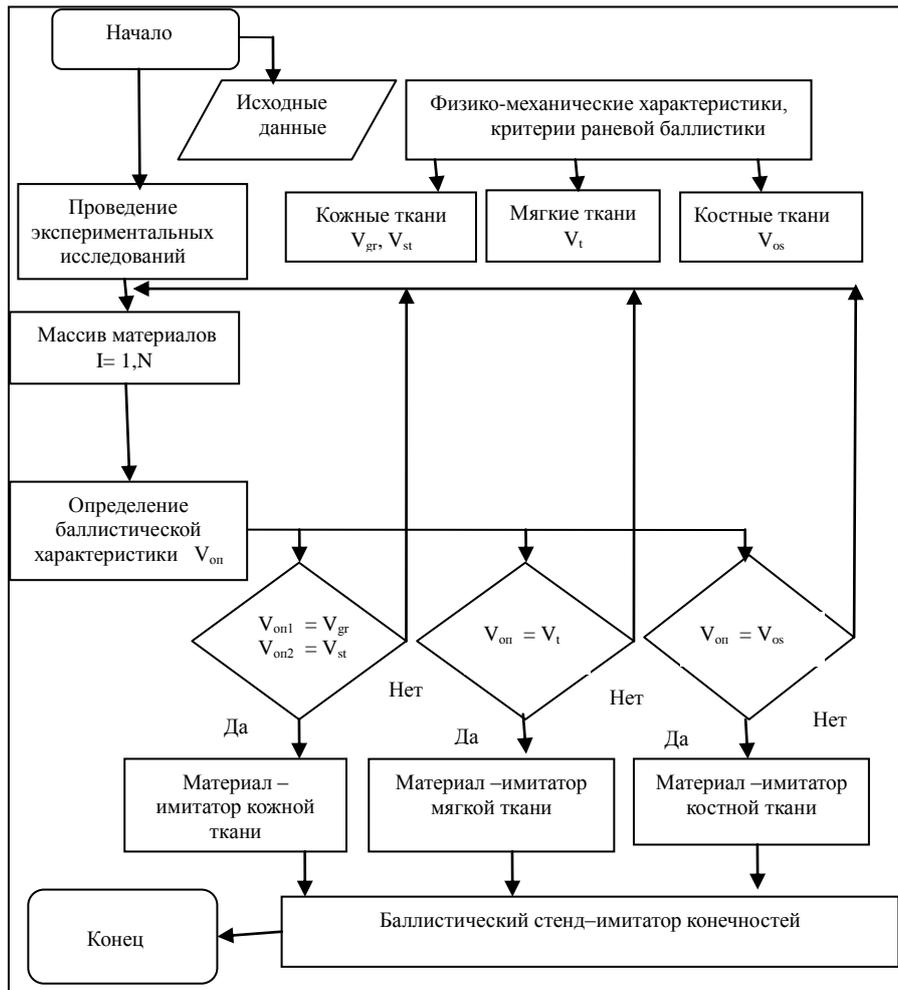


Рис. 1. Алгоритм разработки баллистического стенда-имитатора конечностей человека

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ПРИЦЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ СРЕЛКОВОГО И ГРАНАТОМЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ

А.В. ПОРТНОВ

в/часть 33491

Процесс разработки вооружения и военной техники выдвигает на первый план проблему качественного совершенствования технических параметров образцов, комплексов и систем вооружения. Новизна проблемы обусловлена объективной необходимостью добиваться принципиальных структурных изменений в системах вооружения, ориентируя их на качественные параметры, на эффективное решение оборонных задач с наименьшими затратами ресурсов. Методический и математический аппарат для исследования и обеспечения надежности комплексов стрелкового и гранатометного вооружения (СГВ), опирающийся на методы общей теории надежности технических систем, определяется как особенностями самих образцов и их систем (как объектов исследования надежности), так и в большей степени условиями их боевой эксплуатации в широком диапазоне внешних условий применения.

Прицельные комплексы предназначены для круглосуточного обнаружения и распознавания целей, а также для ведения прицельной стрельбы из СГВ в дневных и ночных условиях. С целью приближения наработки средств наблюдения и прицеливания к реальным условиям боевой эксплуатации оценка их надежности производится в процессе оценки надежности комплекса СГВ в целом. Задача сводится к проведению специальных циклов наработки с обязательным проведением практических стрельб из нескольких образцов СГВ. В табл.1 представлены требования по надежности к средствам наблюдения и прицеливания, заданные Заказчиком в ТТЗ [1].

Таблица 1

Сравнительная таблица требований надежности

Образец, тема	Тип оружия	Наработка на отказ, выстр/час	№ ТТЗ
1ПН93 «Магнус»	АК-74М	12 500/1000	ТК-1198-97
	СВД	7 000/1000	
	ПКМ	12 500/1000	
	НСВС	5 000/1000	
1ПН111 «Взломщик»	АСВК	3 000/1000	ТК-1267-98
1ПН113 1ПН114	СВ-98	7000/1000	ТК-1198-97
	СВД, СВДС	7000/1000	ТК-1198-97
1ПН116 «Магнус»	АК-74М	12 500/1000	ТК-1198-97 доп.10-14
1П63, 1П76 «Запев»	АК-74М	30 000	ТК-1095-96
1П59 «Гиперон»	СВДН	6 000/1000	ТК-1084-95
1П71-1 «Взломщик»	АСВК	3 000/1000	ТК-1508-2001
1П77,1П78 «Тюльпанчик»	ПКМН	25 000	ТК-1641-2002
	АК-74М	15 000	
	РПК74М,	20 000	
	РПКН		

Из анализа табл.1 видно, что требования по средней наработке на отказ задаются в количестве выстрелов или часах наработки. При этом оценка соответствия образцов установленным требованиям по надежности проводится по методу односторонних доверительных интервалов при заданном значении односторонней доверительной вероятности [2].

Исходными данными для планирования являются:

- величина требуемой в ТТЗ средней наработки на отказ ($T_{\text{треб}}$) (часы наработки или количество выстрелов из оружия);

- отношение приемочного (T_0) уровня средней наработки на отказ к браковочному уровню (T_1) $\frac{T_0}{T_1}$;

- риск разработчика (α) и заказчика (β).

Учитывая, что требования к средней наработке на отказ представлены в виде наработки в часах или выстрелах, объем испытаний, рассчитанный с учетом исходных данных, реализуем в виде наработки в часах и количества выстрелов, произведенных с установленным на оружии прицелом.

С учетом эквивалента пересчета количества выстрелов в часы наработки весь объем рассчитанной наработки реализуется в равном отношении в часах и количестве выстрелов. Нарботку производят специальными циклами с учетом особенностей конструкции и боевого применения прицела. Каждый цикл включает наработку определенного количества часов в нормальных климатических условиях, в условиях повышенной температуры и влажности, пониженной температуры и при обязательном воздействии ударных нагрузок, возникающих при стрельбе на прицеле, установленном на оружии. Кроме того, наработка включает выполнение определенного количества операций с механизмами прицела в условиях воздействия различных климатических факторов и в нормальных климатических условиях. Примерный состав одного специального цикла наработки для ППН113 приведен в табл.2 [3].

Таблица 2

Состав специального цикла на надежность

Характер выполняемых работ	Условия проведения испытаний				Примечание
	Нормальные климатические условия	Повышенная температура среды (40°С)	Повышенная влажность (25°С, 97%)	Пониженная температура среды (минус 40)°С	
1	2	3	4	5	6
Выстрелы из оружия с установленным прицелом, шт.	1500	-	-	-	Прицел включен, 50% выстрелов при макс. угле прицеливания
Включение/выключение, раз	150/150	50/50	50/50	50/50	Прицел с источником питания
Изменение яркости сетки (min-max-min), раз	300	50	50	50	Прицел включен
Вращение маховичка ввода углов прицеливания, раз	300	100	-	100	Прицел выключен
Вращение маховичков механизмов выверки по высоте и направлению, раз	300/300	100/100	-	100/100	Прицел выключен

Продолжение табл.2

1	2	3	4	5	6
Выстрелы из оружия с установленным прицелом, шт.	1500	-	-	-	Прицел включен, 50% выстрелов при макс. угле прицеливания
Установка/снятие фильтра, раз	300/300	25/25	25/25	25/25	Прицел выключен
Замена источников питания, раз	150	20	20	20	Проверка включением прицела
Установка/снятие прицела на оружие, раз	150/150	15/15	-	15/15	Прицел включен
Вращение маховичка боковых поправок, раз	300	100	-	100	Прицел включен
Наработка прицела, час	140	50	50	10	Прицел включен

1. Допускается изменение порядка чередования испытаний на воздействие климатических факторов.

2. Ударные воздействия (выстрелы) сочетают с каждым из климатических воздействий в течение всего цикла, по возможности, равным количеством выстрелов.

Испытания продолжают до достижения запланированного объема наработки с учетом наработки, полученной при других видах испытаний.

Оценку результатов испытаний производят на основе доверительных границ с учетом заданных приемочного и браковочного уровней. С учетом произведенных выстрелов рассчитывают опытное значение средней наработки на отказ (T_{on}), представляя всю выполненную наработку в часах, и его нижнюю (T_n) и верхнюю (T_e) доверительные границы по формулам:

$$T_n = r_2 \cdot T_{on}, \quad (1)$$

$$T_e = r_1 \cdot T_{on}, \quad (2)$$

$$T_{on} = \frac{T_{исп}}{m}, \quad (3)$$

где $T_{исп}$ – суммарная наработка образцов прицела с учётом эквивалентной наработки за счёт произведенного количества выстрелов, час; m – суммарное число счетных (учитываемых) отказов; r_1, r_2 – коэффициенты экспоненциального распределения [4].

Разработанные модели боевой эксплуатации применены для оценки надежности при испытаниях систем наблюдения и прицеливания комплексов СГВ, что позволило выявить ряд недостатков в конструкции испытываемых образцов и их производстве.

Библиографический список

1. Сборник методик по проведению полигонных испытаний оптических (оптико-электронных) средств прицеливания и наблюдения: [методики в/части 33491]. – СПб.: Воен. знания, 2008. – 99 с.
2. ГОСТ 27.410-87. Надежность в технике. Методы контроля показателей надежности и планы контрольных испытаний на надежность. – М., Госстандарт СССР, 1988. – 109 с.
3. Акт государственных испытаний опытных образцов 7,62-мм снайперского комплекса (индекс 6С11) и его составных частей, разработанного в ходе выполнения ОКР / Госкомиссия; ЦНИИТОЧМАШ., В/часть 33491. – Шифр «Взломщик-7,62». – Климовск, СПб., 2004. – 49 с.
4. Шор Я.Б., Кузьмин Ф.И. Таблицы для анализа и контроля надежности. – М.: Советское радио, 1968. – 288 с.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ НАГРЕВА СТВОЛА Артиллерийского орудия при режимной стрельбе

С.Д. СМЕТАНИН, А.Е. ХИЖНЯК

в/часть 33491

При проведении полигонных испытаний по оценке времени безопасного нахождения артиллерийского выстрела в канале разогретого стрельбой ствола имели место случаи срабатывания элементов выстрела после удаления патрона из ствола орудия. Это потребовало более внимательно изучить внешние условия для элементов выстрела, находящегося в канале ствола, и выявить наиболее чувствительные элементы, способные самопроизвольно срабатывать в этих условиях. Наиболее напряженные для выстрела тепловые условия возникают при проведении режимных стрельб. К примеру, на рисунках 1,2 приведены графики разогрева стволов артиллерийских орудий при режимной стрельбе.

152 мм зубица 2А65. Одночасовой режим огня.

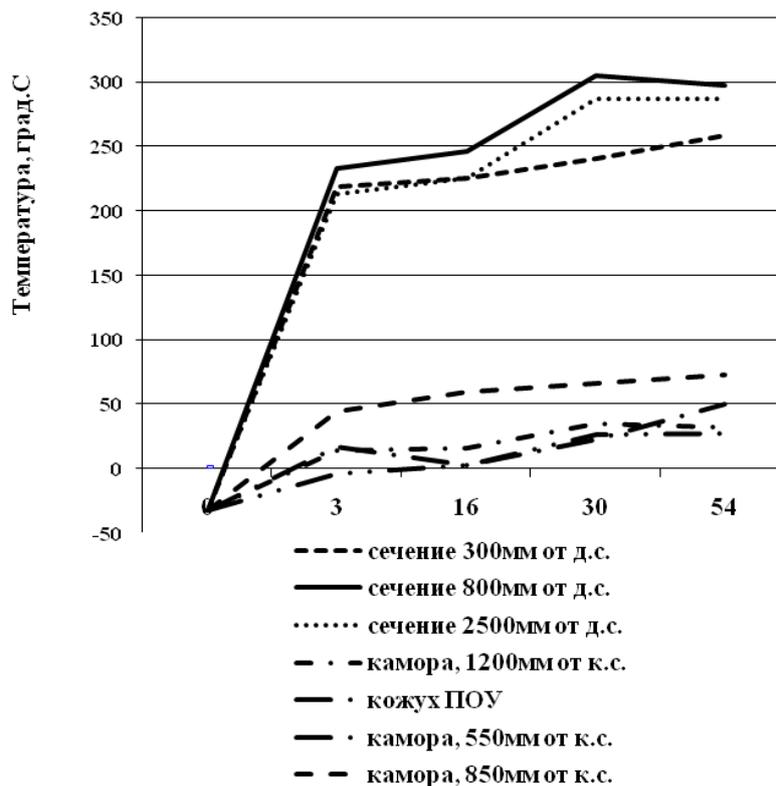


Рис. 1

Из приведенных на рис.1,2 графиков следует, что температура наружной поверхности ствола существенно зависит от количества произведенных выстрелов и удаления измеряемого сечения от дульного среза и не отражает реальных условий нагрева снаряда в канале ствола. Отсутствие измерительных средств, обеспечивающих определение температуры внутренней поверхности канала ствола в процессе стрельбы усугубляет проблему оценки безопасности артиллерийского выстрела находящегося в канале разогретого ствола. В рамках решаемой задачи были проведены испытания стрельбой по исследованию нагрева тонкостенных стволов артиллерийских орудий (рис.3).

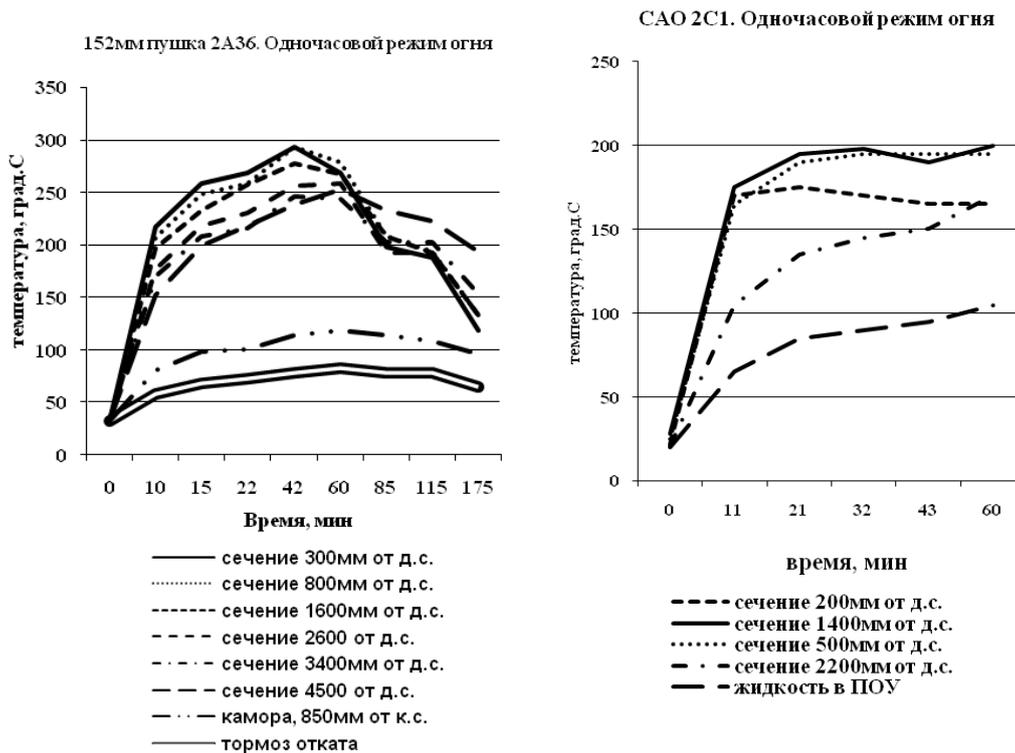


Рис. 2

Рис. 3

Результаты эксперимента показывают, что ствол тонкостенного орудия прогревается достаточно быстро и температуры ствола по сечениям отличаются незначительно. Это позволяет считать, что температура наружной стенки (с некоторой допустимой погрешностью) близка к температуре внутренней стенки ствола. Поэтому, исследуя условия нагрева наружной стенки тонкостенного ствола орудия, закономерности нагрева можно применить к внешним условиям нахождения снаряда в разогретом стволе. Особенности изменения температуры ствола при стрельбе проводились на орудии 2Б-23.

Измерения проводились при проверке скорострельности орудия, в программу испытаний были включены измерения температуры камеры и ствола орудия до и после стрельбы каждой группы из 10 выстрелов. График изменения температуры в измеряемых сечениях приведен на рис. 4.

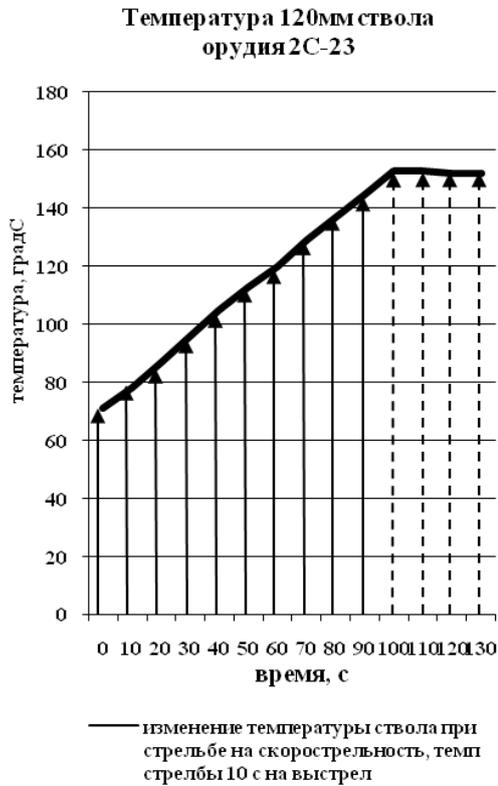


Рис. 4

**Изменение температуры ствола орудия в группе
выстрелов**

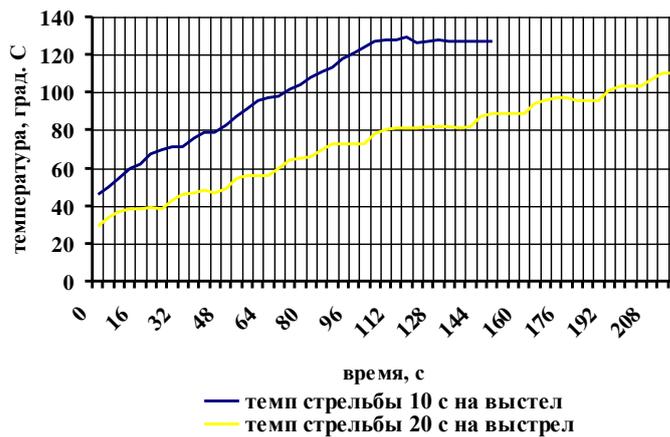


Рис. 5

В частности, из графика на рис.5 следует, что нагрев ствола при постоянном темпе стрельбы изменяется по закону, близкому к линейному. При этом градиент изменения температуры является величиной постоянной. Незначительные отклонения температуры ствола

На графике вертикальными сплошными стрелками показан отсчет времени при производстве выстрелов, пунктирными — моменты времени при остывании ствола, равные по длительности интервалам между выстрелами. Из анализа графической зависимости следуют следующие выводы:

- прирост температуры ствола прямо пропорционален числу выстрелов в группе;
- температура ствола по окончании стрельбы остается практически постоянной в течении не менее 30 секунд, что объясняется равенством излучаемого с поверхности ствола теплового потока с количеством тепла, перетекающего с внутренней поверхности ствола к наружной.

Градиент температуры нагрева ствола орудия при различных начальных условиях стрельбы может быть определен из результатов контроля текущего теплового состояния ствола (рис. 5).

в очереди от линейной функции отражают интенсивность перераспределения тепла от внутренней поверхности к наружной. На основе полученных данных можно утверждать, что температура внутренней поверхности ствола может быть легко аппроксимирована аналитическими зависимостями, коэффициенты в которых могут быть определены по экспериментальным данным стрельб, к примеру, стрельб по определению скорострельности. На рис.6 показан пример аппроксимации графика нагрева ствола.

Изменение температуры ствола орудия в группе выстрелов

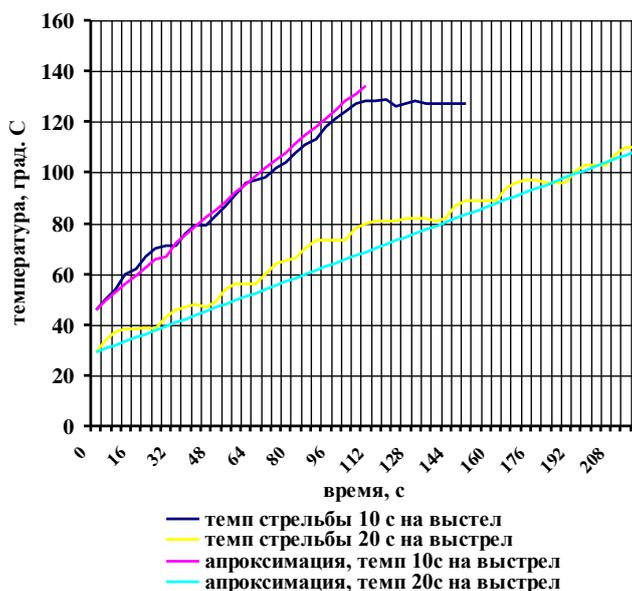


Рис.6

Приращение температуры ствола за один выстрел

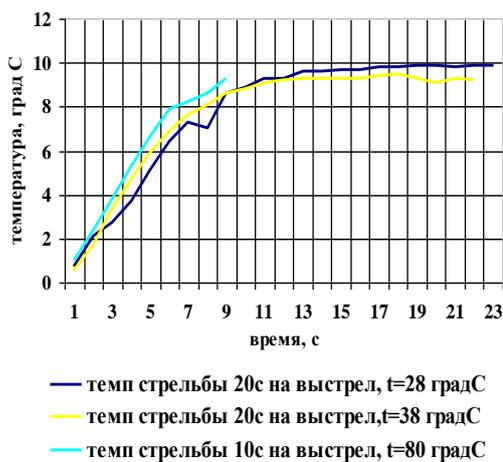


Рис. 7

При малых темпах стрельбы аппроксимация должна быть усложнена с учетом охлаждения ствола, для чего следует контролировать и изменение температуры стенки ствола при его охлаждении. На рис. 7 приведены графики изменения температуры ствола при одном выстреле.

Из приведенных графиков следует, что интенсивное приращение температуры ствола после выстрела длится 7...9 секунд. Затем происходит выравнивание температуры по слоям стенки ствола и через 10...15 секунд начинается охлаждение ствола.

Проведенный анализ условий нахождения выстрела в канале разогретого в процессе режимной стрельбы ствола позволяет рекомендовать при оценке времени безопасного нахождения выстрела следующие мероприятия:

-разработать конструкцию и изгото-

вить устройство для измерения температуры внутренней поверхности канала ствола в требуемых сечениях;

- провести анализ программы государственных испытаний опытного орудия с целью определения видов испытаний, с которыми могут быть совмещены тепловые измерения, необходимые для построения аппроксимирующих реальный нагрев ствола моделей;

- произвести построение расчетных моделей для возможных режимов нагрева опытных стволов при стрельбе;

- произвести расчет температур нагрева внутренних поверхностей стволов орудия для различных условий боевого применения орудия, в том числе и режимной стрельбы.

Полученное значение максимальной температуры ствола является исходным значением для последующей оценки теплового состояния выстрела в канале ствола.

Приведенные рекомендации были апробированы при проведении государственных испытаний стрельбой с высоким режимом огня орудия 2Б-23.В процессе проведения исследований были разработаны конструкции тепловых макетов, позволяющие определять внешние условия для взрывоопасных элементов артиллерийского выстрела, находящегося в разогретом стрельбой стволе.

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОДИНАМИЧНЫХ ОБЪЕКТОВ СРЕДСТВАМИ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ

А.П. ЧУПАХИН

*Федеральное казенное предприятие «Нижнетагильский институт испытания металлов»
(ФКП «НТИИМ»)*

*622015, г. Нижний Тагил, ул. Гагарина, 29,
т. (3435) 47-51-20, факс (3435) 47-52-20, E-mail skb@ntiim.ru*

Распространение высокоскоростных оптических и оптико-электронных средств регистрации привело к тому, что все чаще они находят применение на испытательных полигонах. Многофункциональность и гибкость применения различных типов видеорегистраторов, а также высокая информативность и наглядность выходной информации обуславливают их внедрение взамен (и/или в дополнение к ним) некоторых устаревших измерительных комплексов, работа которых основана на иных физических принципах. Средства видеорегистрации обеспечивают запись и последующую обработку процессов и характерных явлений, возникающих при выстреле (пуске) снаряда, пули (ракеты), функционирования отдельных устройств и раскрытия оперения снарядов на начальном участке траектории, измерения углов нутации и скорости их вращения, исследования явлений пробития брони, запреградного действия и др. Однако сами по себе получаемые изображения боеприпасов позволяют только качественно оценить ситуацию (хотя следует отметить, что для некоторых задач достаточно и этого, например, когда следует определить не сломался ли боеприпас в полете или установить факт его срабатывания и т.д.), поэтому получение определенных числовых параметров, необходимых для исследования и контроля быстропротекающих процессов в области внешней баллистики требует наличия методик измерения.

Традиционно установки для проведения оптических измерений принято делить на два основных типа:

- с неподвижной оптической частью и широким полем зрения объектива;
- с подвижной оптической частью и узким полем зрения объектива.

В последнее время в связи ростом точности временных параметров фотоматриц и сопряженных электронных узлов, наметилась тенденция к появлению установок с неподвижной оптической частью и в то же время узким (в данном случае под определением «узкий» следует понимать не только относительно малый угловой сектор обзора, но и также ситуацию, при которой в достаточно широком угловом секторе обзора оптического датчика экспонируются небольшие (порядка нескольких метров, либо сопоставимые с размерами боеприпаса) участки траектории, за счет того, что регистрирующая аппаратура располагается вблизи трассы) полем зрения (хотя возможно, это не является основанием для выделения их в отдельный класс), что дает возможность с высоким качеством регистрировать достаточно малый интересующий отрезок траектории при четкой синхронизации от события.

В таком качестве могут быть применены:

- скоростные видеокамеры, изготовления ФКП «НТИИМ» и ЗАО «НПК ВИДЕОСКАН» [2], которые обеспечивают запись с хорошим качеством изображения боеприпасов на траектории в размере формата кадра 1280x250 пикселей со скоростью до 2000 кадров в секунду и длительности экспозиции не менее 2 мкс.

- полигонный видеорегистратор (ПВ) «Квант», созданный ФКП «НТИИМ», способный фиксировать быстропротекающие процессы на экспозициях длительностью 100 нс и менее при эквивалентной скорости записи от 1 до 10 млн. кадров в секунду.



Рис.1. Полигонный видеорегистратор «Квант»

Применение современных типов видеорегистраторов требует разработки новых методик измерения внешнетраекторных параметров, поскольку существующие методики основаны на применении устаревшей аппаратуры со всей свойственной ей спецификой, включая определенные допущения, приближения, снижающие точность выходных данных, а иногда, напротив, излишне усложненные алгоритмы решения задач, которые на современном уровне развития техники могут быть решены проще. Кроме этого, существующие методики не могут учесть особенностей работы современной аппаратуры, поэтому возникает необходимость в их полном обновлении, опираясь лишь на фундаментальный математический аппарат.

Рассмотрим один из способов измерения скорости вращения изделия на примере противотанковой гранаты с помощью ПВ «Квант».

ПВ «Квант» функционально состоит из выносного и лабораторного комплектов оборудования. Выносное оборудование ПВ «Квант» конструктивно выполнено в едином блоке, в котором размещены четыре телевизионных камеры и оптический интерфейс. На блоке выносного оборудования с помощью разъемного соединения «горячий башмак» установлены две импульсные фотовспышки, типа Sigma-610. Блок телевизионных камер устанавливается на унифицированную треногу (рис.1). Лабораторный комплект оборудования включает в себя инструментальный компьютер, оптический интерфейс, принтер. Фотовспышки в зависимости от условий испытаний устанавливаются непосредственно на камеры или на отдельные треноги.

Классическая схема электронно-оптической камеры (ЭОК) для большинства приборов, работающих в обозначенных выше условиях, приведена на рисунке 2. Изображение объекта регистрации проектируется оптической системой на фотокатод электронно-оптического преобразователя (ЭОП), который работает в режиме фотозатвора при подаче импульсного напряжения с модуля управления на переход ЭОП «фотокатод - вход микроканальной пластины (МКП)». Далее электронное изображение объекта усиливается в микроканальном усилителе яркости и проектируется на экран ЭОП. Изображение объекта с экрана ЭОП переносится проекционной оптической системой на фотоматрицу ПЗС (прибор с зарядовой связью) цифровой телевизионной камеры.

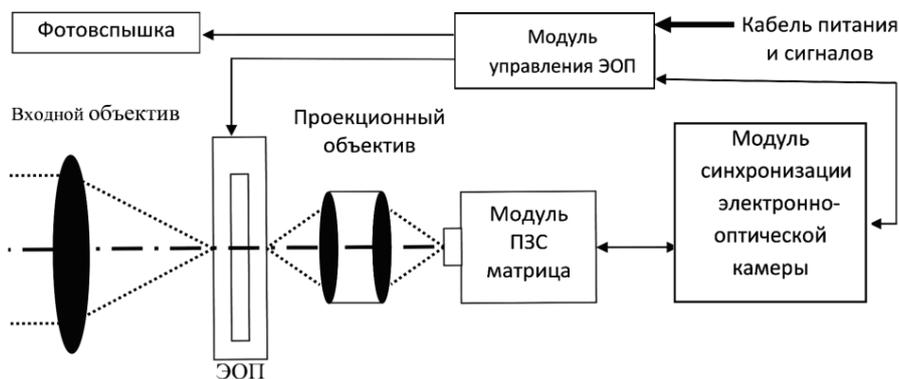


Рис.2. Классическая структурная схема ЭОК

Структурная схема телевизионной камеры ПВ "Квант" приведена на рисунке 3. Телевизионные камеры ПВ "Квант" в отличие от своих аналогов - камер, работающих по классической схеме, не имеют в своем составе ЭОП, что значительно упрощает его (ПВ "Квант") конструкцию, повышает надежность работы и увеличивает срок службы, а также упрощает построение математической модели для задач измерения.

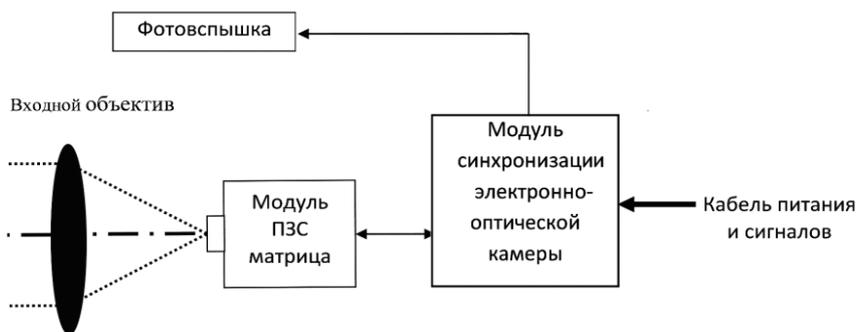


Рис. 3. Структурная схема телевизионной камеры ПВ "Квант"

Такое техническое решение стало возможным благодаря проведению комплексной работы по оценке возможности функционирования телевизионных камер при малых длительностях экспозиций, для чего были проведены экспериментальные исследования ряда телевизионных камер изготовленных на разных ПЗС фотоматрицах. Выбор ПЗС фотоматриц проводился по величине их чувствительности и уровню внутренних шумов фотоматрицы. В результате отбора была выбрана ПЗС фотоматрица ICX-285AL, которая выполнена по

технологии EXview HAD CCD, имеет высокую чувствительность и малый уровень внутренних шумов (до 15 фотоэлектронов).

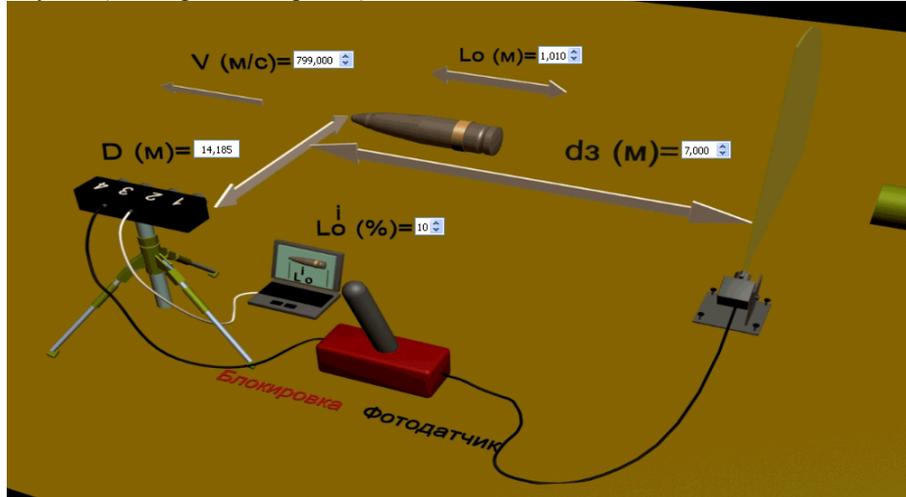


Рис. 4. Схема размещения ПВ "Квант" на испытательной площадке

Для запуска камер комплекса применяются фотодатчик или приемное устройство фотоэлектронного комплекса ФЭБ-5М. Приемное устройство комплекса ФЭБ-5М обеспечивает формирование импульсного сигнала при пролете его чувствительной плоскости боеприпасом в светлое время суток. Фотодатчик обеспечивает формирование импульсного сигнала от световых вспышек, возникающих при выстреле из артиллерийских систем или от детонации боевой части боеприпасов.

**Пример оценки скорости вращения снаряда
(по результатам стрельбовых испытаний опытного образца полигонного видеорегистратора «Квант»)**

Схема расположения аппаратуры на огневой позиции приведена ниже (рис.5).

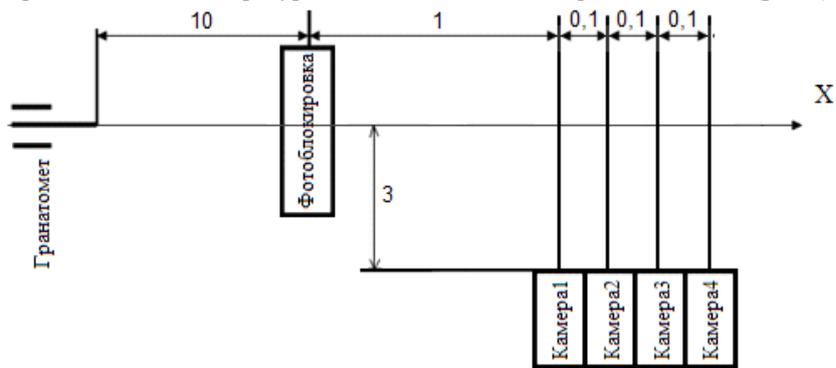


Рис. 5. Схема расположения аппаратуры (размеры в метрах)

Возьмем снимок 1-й и 4-й камер для оценки скорости вращения или в общем случае i -й и k -й. На задней цилиндрической части боеприпаса перед выстрелом по специальному трафарету нанесена спиралевидная линия (угол наклона линии к оси боеприпаса в эксперименте порядка 60^0).

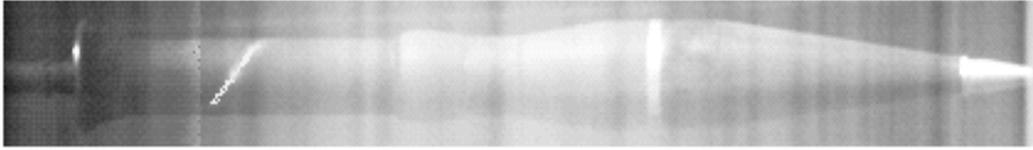


Рис. 6. Пример одного из полученных изображений

1) После того, как контуры объекта определены (после соответствующей обработки изображения) нужно определить координаты (в пикселях) трех характерных точек изображения. К ним относятся нос боеприпаса, а также точки пересечения оси боеприпаса с одним из краев спирали и донного среза (рис.7).

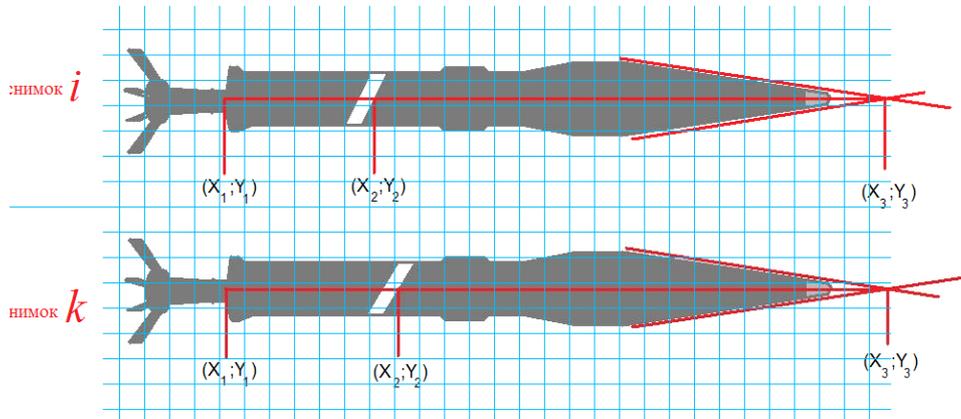


Рис. 7. Обработка изображений

В данном случае нос изделия был аппроксимирован двумя прямыми, являющимися продолжениями образующей конусовидной передней его части, для исключения возможных погрешностей, связанных с трудностью однозначного определения точки носа на двух снимках, т.к. последний изготовлен из блестящего металла и зачастую (особенно при хорошей освещенности) засвечивает соответствующую область кадра или сливается с фоном, а также имеет скругленные контуры, в то время как для измерений желательны четко различимые острые грани. Очевидно, что при таком подходе вычисляемая длина снаряда будет отличаться от реальной, но далее будет показано, что истинное значение длины не является необходимым для завершения расчетов. В то же время работа с условно вычисляемой таким образом длиной предпочтительней, т.к. последняя слабо зависит от условий съемки, в частности, от углов подхода изделия к измерительной аппаратуре.

2) Все выкладки справедливы для случая, когда начало координат находится в левом верхнем углу изображения, ось X направлена вправо, ось Y – вниз, т.е. как в большинстве стандартных графических редакторов.

Длина изделия на i -м снимке (в пикселях):

$$L_i = \sqrt{(X_{3i} - X_{1i})^2 + (Y_{3i} - Y_{1i})^2}$$

Длина изделия на k -м снимке (в пикселях):

$$L_k = \sqrt{(X_{3k} - X_{1k})^2 + (Y_{3k} - Y_{1k})^2}$$

3) Расстояние до спирали на i -м снимке (в пикселях):

$$S_i = \sqrt{(X_{3i} - X_{2i})^2 + (Y_{3i} - Y_{2i})^2}$$

Расстояние до спирали на k -м снимке (в пикселях):

$$S_k = \sqrt{(X_{3k} - X_{2k})^2 + (Y_{3k} - Y_{2k})^2}$$

Определяем относительное расстояние до спирали, фактически приводя таким образом оба изображения к единому масштабу.

Относительное расстояние до спирали на i -м снимке: $S_{i \text{ ОТН}} = \frac{S_i}{L_i}$

Относительное расстояние до спирали на k -м снимке: $S_{k \text{ ОТН}} = \frac{S_k}{L_k}$.

Приращение относительного расстояния до спирали между снимками:

$$\Delta S_{\text{ОТН}} = S_{k \text{ ОТН}} - S_{i \text{ ОТН}}$$

Теперь приращение выражено в длинах изделия.

4) Задаемся длиной изделия L , тогда абсолютное приращение расстояния до спирали: $\Delta S = |\Delta S_{\text{ОТН}}| \cdot L$

Возможно, что длина объекта (или его части) заранее неизвестна. В данном случае нос объекта является экстраполированным (для получения более четкой точки отсчета в условиях размытого изображения), что возможно не соответствует его реальной форме, поэтому под длиной изделия (его части) можно принять некоторую условную величину, рассчитываемую следующим образом: выберем кадр, с той камеры положение оптической оси которой, ближе всего к перпендикуляру, проведенному к линии стрельбы. Вычислив длину (аналогично п.2) в пикселях, оценим длину в абсолютных значениях как:

$$L = \operatorname{tg}(\Delta\gamma) \cdot N \cdot l,$$

где $\Delta\gamma$ - угловая цена деления одного пикселя, N – число пикселей, укладываемых на длине изделия, l – расстояние до линии стрельбы в метрах.

5) Для пояснения последующих математических выкладок, условно разворачиваем цилиндрическую поверхность задней части изделия, на которую нанесена спираль, в плоскость (рис.8)

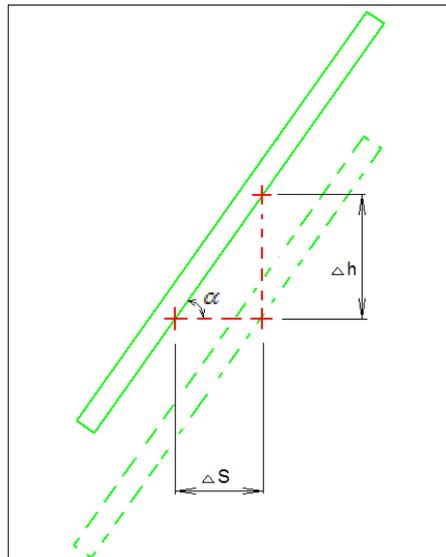


Рис. 8. Результат разворота цилиндрической поверхности в плоскость

Угол α - известен (определяется углом между полосой и стороной трафаретного листа, параллельно которой производится обертывание вокруг боеприпаса), поэтому величину Δh можно найти как: $\Delta h = \Delta S \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$

6) Сворачиваем плоскость с нанесенной линией обратно в цилиндрическую поверхность

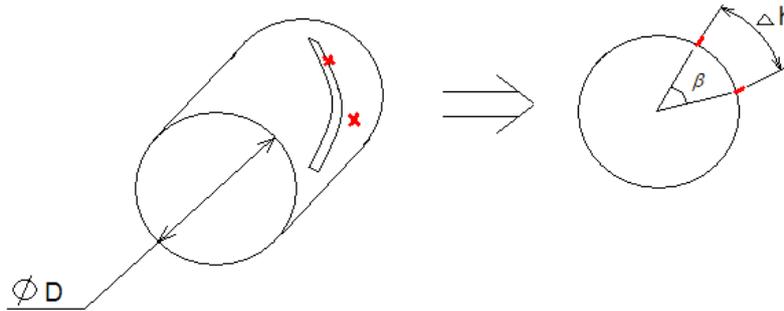


Рис. 9. К пояснению п.6

Диаметр D – также известен, тогда угол β , выраженный в оборотах: $\beta = \frac{\Delta h}{\pi D}$

7) Скорость вращения найдем:

$$\omega = \frac{\beta}{t},$$

где t – временной интервал между анализируемыми снимками $t = t_{\text{ЗАДЕРЖ } k} - t_{\text{ЗАДЕРЖ } i}$.

Время задержки начала экспозиции относительно фотоблокировки $t_{\text{ЗАДЕРЖ}}$ каждой из камер задается программно до проведения эксперимента (именно это время и определяет точное экспонирование боеприпаса в зоне регистрации) и хранится в виде текстовой информации вместе с файлом результатов выстрела, используя которую можно вычислить t .

Учитывая все вышеизложенные выкладки, искомую величину можно выразить общей формулой:

$$\omega = \frac{\sqrt{(X_{3k} - X_{2k})^2 + (Y_{3k} - Y_{2k})^2} - \sqrt{(X_{3i} - X_{2i})^2 + (Y_{3i} - Y_{2i})^2}}{\sqrt{(X_{3k} - X_{1k})^2 + (Y_{3k} - Y_{1k})^2} - \sqrt{(X_{3i} - X_{1i})^2 + (Y_{3i} - Y_{1i})^2}} \cdot \operatorname{tg}(\Delta\gamma) \cdot N \cdot l \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \\ (t_{\text{ЗАДЕРЖ } k} - t_{\text{ЗАДЕРЖ } i})\pi D$$

Библиографический список

1. Мобильный многоканальный комплекс высокоскоростной видеорегистрации быстропротекающих процессов для испытания боеприпасов / Руденко В.Л., Елисеев А.К., Чупахин А.П., Воробьев К.П., Барышев А.В. // Вопросы военной техники. Серия №14 «Проектирование систем вооружения, боеприпасов и измерительных комплексов». – Издательство НТЦ «Информтехника», ФКП «НТИИМ», 2012.

2. Разработка и производство цифровых электронно-оптических камер для высокоскоростной регистрации изображений быстропротекающих процессов. Опыт применения в условиях полигонов / М.И. Крутик, В.В. Попов, В.П. Майоров, М.С. Семин // Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы №3 (по материалам V конференции «Проектирование боеприпасов, систем и полигонных измерительных комплексов»). – Москва, 2009.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 9

Информационные и управляющие системы



СИСТЕМА УГЛОВОГО СКЛОНЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОЙ РАКЕТЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО СТАРТА

В.И. МОРОЗОВ, И.А. НЕДОСЕКИН, Е.Л. ЛЕОНОВА, А.Н. ГРАНКИН

ОАО «Конструкторское бюро приборостроения»

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

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

В России и за рубежом (США, Франция, Италия) ведутся работы по созданию комплексов малогабаритных управляемых ракет класса «земля-земля», «земля-воздух» с вертикальным стартом [1,2].

Одной из основных задач, решаемых при проектировании системы управления ракетами вертикального старта, является задача углового разворота (склонения) продольной оси ракеты после старта в заданном направлении, обеспечивающим последующий ее вывод на линию визирования цели.

Настоящая работа посвящена решению указанной задачи для вращающейся по крену двухступенчатой малогабаритной радиоуправляемой ракеты, предназначенной для поражения наземных и малоскоростных воздушных целей.

Требование к системе углового склонения:

– максимальный угол разворота продольной оси ракеты 90° .

Малые габариты ракеты предполагают разработку простейшей системы углового склонения с максимальным использованием элементов бортовой аппаратуры основной – радиокমানдной системы наведения ракеты на цель

Эскизное проектирование возможных вариантов ее построения, а также последующий анализ результатов математического моделирования динамики вывода ракеты на линию визирования цели позволили разработать рациональную динамическую структуру системы углового склонения, построенную на основе твердотельных интегральных микроэлектромеханических датчиков угловых скоростей (ДУС), трехстепенного гироскопа крена (ГК) и импульсных газореактивных двигателей склонения (ГДС), а также обосновать требования к параметрам ее элементов, схеме запуска ракеты и циклограмме работы системы углового склонения.

Указанные элементы системы углового склонения устанавливаются на ракете следующим образом (рисунок 1):

– оси чувствительности двух ДУС устанавливаются по осям, параллельным осям ОУ и ОZ связанной с ракетой системы координат (СК) ОХYZ (начало связанной СК расположено в центре масс стартовой ступени, ось ОX направлена вдоль продольной оси ракеты, а оси ОУ и ОZ перпендикулярны оси ОX и лежат в плоскостях симметрии ракеты);

– ось подвеса наружной рамки ГК совмещается с осью ОX связанной СК, а плоскость наружной рамки в зарретированном положении устанавливается в плоскости ХОУ связанной СК;

– импульсные ГДС устанавливаются в плоскостях ХОУ и ХОZ связанной СК (в плоскостях расположения рулей) попарно с каждой стороны от продольной оси ракеты на хвостовой части отделяемой разгонной двигательной установки (ДУ) на определенном расстоянии от центра тяжести стартовой ступени, необходимом для создания управляющего момента.

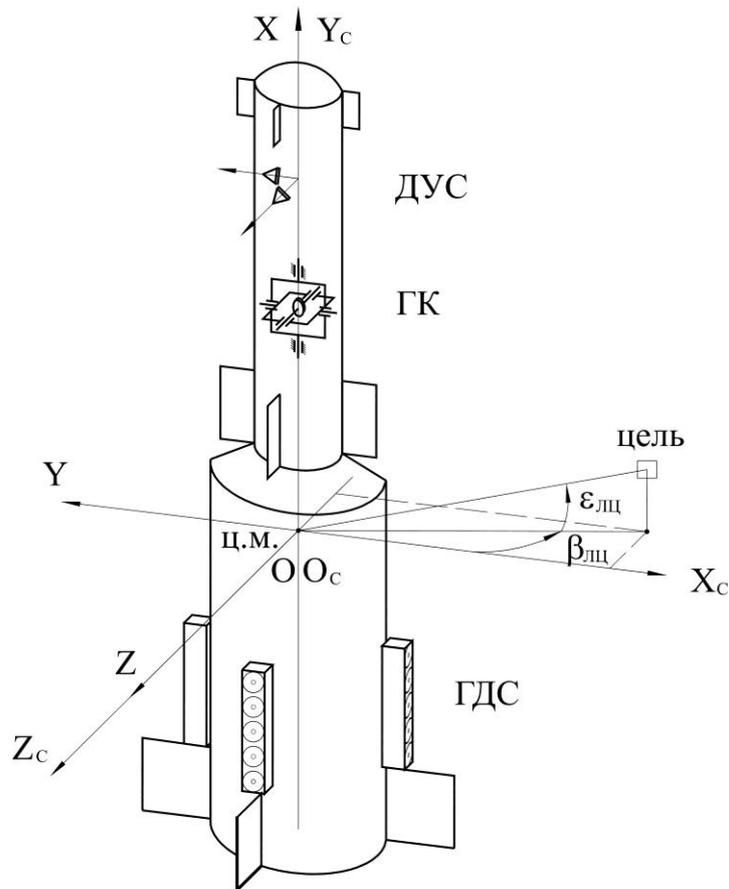


Рис. 1. Расположение элементов системы углового склонения на ракете вертикального старта

Ракета должна выстреливаться из пускового контейнера вышибной ДУ со скоростью, достаточной для того, чтобы до конца восходящего участка траектории завершить угловой разворот продольной оси ракеты в заданном направлении и обеспечить запуск разгонной ДУ.

Динамическая структура системы углового склонения приведена на рисунке 2, где приняты следующие обозначения:

γ – угол крена ракеты;

ω_Y, ω_Z – угловые скорости разворота ракеты по осям OY и OZ связанной с ракетой СК;

U_γ – сигнал с датчика крена ГК;

$U_{ДУ}, U_{ДЗ}$ – сигналы с соответствующих ДУС;

$\beta_{лц}, \epsilon_{лц}$ – углы азимута и места линии визирования цели в стартовой СК $O_C Y_C Z_C$ (начало стартовой СК расположено в ц.м. стартовой ступени, ось $O_C X_C$ лежит на пересечении плоскости местного горизонта плоскостью XOY связанной с ракетой СК, зафиксированной на стартовой позиции перед стартом ракеты и направлена противоположно оси OY связанной СК, ось $O_C Y_C$ направлена по местной вертикали вверх, ось $O_C Z_C$ дополняет систему до правой);

БВ – бортовой вычислитель;
 ФКУ – формирователь команд управления;
 U_Y, U_Z – команды управления ракетой в полусвязанной СК;
 C_M, S_M – сигналы модуляции;
 V_Y, V_Z – команды включения соответствующих ГДС.

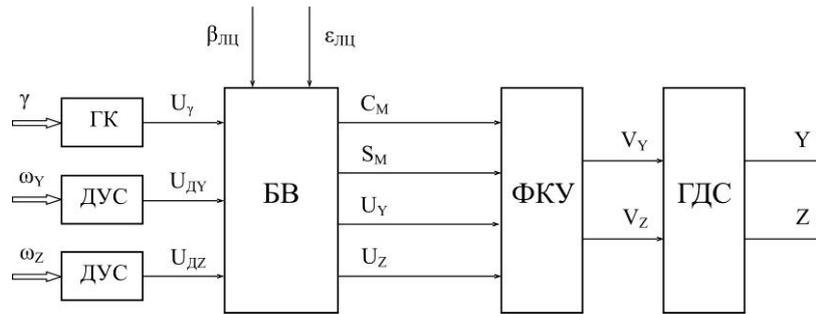


Рис. 2. Динамическая структура системы углового склонения продольной оси ракеты с разарретированием ГК перед пуском ракеты

Сигналы, приведенные на рисунке 2, формируются в БВ по следующим зависимостям:

$$C_M = A \cdot \cos(\gamma_A - \beta_{ЛЦ} + \gamma_\Phi);$$

$$S_M = A \cdot \sin(\gamma_A - \beta_{ЛЦ} + \gamma_\Phi),$$

где: γ_A – аппаратный угол крена ракеты; γ_Φ – угол фазирования, компенсирующий запаздывание, вносимое в контур угловой стабилизации ГДС;

$$U_Y = -(\vartheta_A - \epsilon_{ЛЦ} - \Theta_{ПР}) \cdot K_H - \dot{\vartheta}_A \cdot K_D;$$

$$U_Z = -\psi_A \cdot K_H - \dot{\psi}_A \cdot K_D,$$

где: ϑ_A, ψ_A – аппаратные углы тангажа и рысканья ракеты;

$$\begin{aligned} \vartheta_A &= \vartheta_A(0) + \int_0^t \dot{\vartheta}_A dt; \\ \psi_A &= \psi_A(0) + \int_0^t \dot{\psi}_A dt, \end{aligned} \quad (1)$$

t – время, отсчитываемое от момента старта ракеты;

$$\vartheta_A(0) = 90,0 \text{ град}; \psi_A(0) = 0;$$

$$\dot{\vartheta}_A = (\omega_Z \cdot \cos(\gamma_A - \beta_{ЛЦ}) + \omega_Y \cdot \sin(\gamma_A - \beta_{ЛЦ})) / \cos \psi_A;$$

$$\dot{\psi}_A = \omega_Y \cdot \cos(\gamma_A - \beta_{ЛЦ}) - \omega_Z \cdot \sin(\gamma_A - \beta_{ЛЦ});$$

$\Theta_{ПР}$ – программное угловое рассогласование оси ракеты относительно линии визирования цели.

Изменяя величину программного углового рассогласования $\Theta_{ПР}$ можно формировать ту или иную траекторию последующего радиокомандного наведения ракеты на цель – от траектории вывода ракеты на линию визирования цели на минимальной дальности от точки старта, до навесной траектории максимальной дальности с углами подхода ракеты к цели ~ 90

Динамическая структура ФКУ приведена на рисунке 3. Она представляет собой схему формирования релейного трехпозиционного сигнала с широтноимпульсной модуляцией [3].

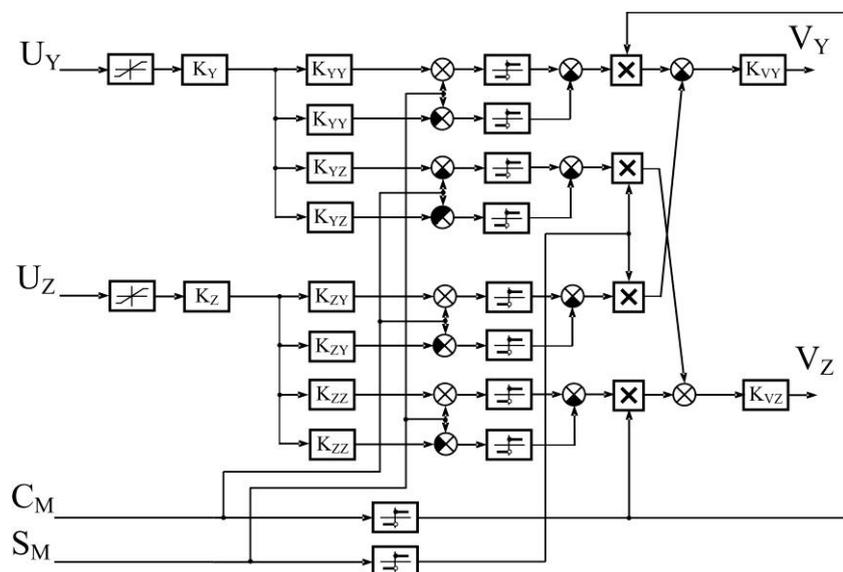


Рис. 3. Динамическая структура формирователя команд управления ГДС

Предлагаемый вариант системы углового склонения функционирует следующим образом.

Перед пуском ракеты вертикального старта в бортовой вычислитель вводятся текущие значения углового положения линии визирования цели по углам азимута $\beta_{ЛЦ}$ и места $\varepsilon_{ЛЦ}$ и подается команда на разарретирование ГК. После разарретирования ГК ракета выстреливается из пускового контейнера вертикально вверх с некоторой начальной угловой скоростью вращения ракеты по крену, необходимой для нормального функционирования системы углового склонения.

С момента выхода ракеты из контейнера по сигналам с ДУС $U_{ДУ}$, $U_{ДЗ}$ и датчика угла крена ракеты ГК U_{γ} и в соответствии с введенными углами $\beta_{ЛЦ}$, $\varepsilon_{ЛЦ}$ бортовой вычислитель формирует сигналы углового рассогласования продольной оси ракеты относительно линии визирования цели в вертикальной и горизонтальной плоскостях и сигналы углового демпфирования, которые преобразуются в ФКУ в команды включения соответствующих импульсных ГДС. Возникающие при срабатывании ГДС управляющие моменты разворачивают продольную ось ракеты в заданном направлении. В программный момент времени $t = t_{пр}$ включается разгонная ДУ, а система углового склонения продолжает удерживать продольную ось ракеты в заданном направлении до ее попадания в поле радиокомандной системы управления, после чего она отключается и системой радиокомандного наведения ракеты выводится на линию визирования цели.

Рассматриваемый вариант системы углового склонения ракеты вертикального старта имеет определенные ограничения по условиям применения, связанные с относительно большим диапазоном изменения угла тангажа ракеты в процессе ее углового склонения (от 90° до $\sim 0^\circ$) и ограничениями на допустимый угол $\Delta\beta$ разворота плоскости внутренней рамки ГК относительно плоскости, перпендикулярной плоскости наружной рамки, гаранти-

рующими его работоспособность (для ГК, используемых в малогабаритных ракетах, величина угла $\Delta\beta$ не должна превышать 65°).

Анализ функционирования схемы подвеса ротора гироскопа крена в процессе углового склонения ракеты показывает, что указанные углы разворота плоскости внутренней рамки ГК будут минимальны, если плоскость его наружной рамки в момент разарретирования будет лежать в вертикальной плоскости последующего углового разворота ракеты, и, наоборот, если плоскость наружной рамки перпендикулярна плоскости углового разворота, углы прокачки внутренней рамки будут максимальны и совпадать по величине с углом разворота ракеты $\Delta\theta$ в процессе ее углового склонения, то есть могут достигать 90° , что недопустимо.

Зависимость угла прокачки внутренней рамки гироскопа $\Delta\beta$ от величины отклонения $\Delta\theta$ угла тангажаракеты от начального $\theta_0 = 90^\circ$ и начального отклонения γ_0 плоскости наружной рамки от плоскости углового склонения ракеты выражается формулой:

$$\Delta\beta = \arcsin(\sin \Delta\theta \cdot \sin \gamma_0).$$

На рисунке 4 приведены графики изменения углов $\Delta\beta$ от угла $\Delta\theta$ для различных значений углов γ_0 .

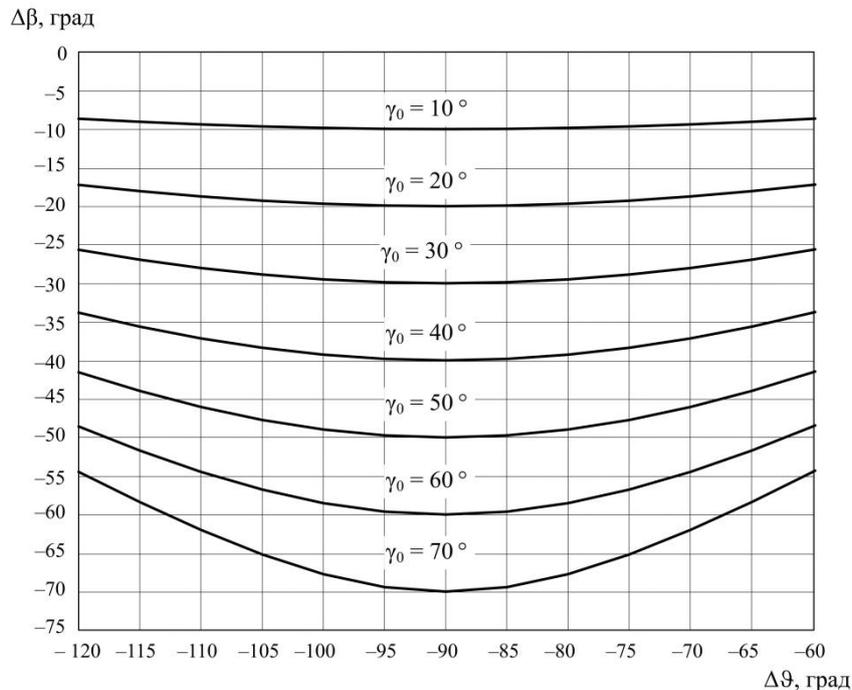


Рис. 4. Графики изменения угла прокачки внутренней рамки ГК от величины отклонения $\Delta\theta$ угла тангажаракеты от начального положения и начального отклонения γ_0 плоскости наружной рамки от плоскости углового склонения

Как видно из приведенного рисунка, для обеспечения работоспособности ГК при изменении $\Delta\theta$ угла тангажаракеты в процессе ее углового склонения до 90° плоскость наружной рамки в момент разарретирования гироскопа должна быть ориентирована относительно плоскости последующего углового склонения с точностью не хуже $\pm 60^\circ$.

Таким образом, рассматриваемый вариант системы углового склонения ракеты вертикального старта требует перед пуском предварительной ориентации ракеты (плоскости наружной рамки ГК) относительно заданного направления (плоскости углового склонения) с

точностью не хуже $\pm 60^\circ$.

Устранить это единственное ограничение на условия применения ракеты вертикального старта возможно за счет некоторого усложнения бортовой аппаратуры управления ракетой: например, установкой на борту ракеты по оси ОХ связанной СК дополнительного (третьего) ДУС и разарретированием ГК на траектории углового разворота в момент, когда ракета развернулась на угол $\Delta\vartheta$ не менее 45° , либо установкой на борту ракеты второго ГК, разарретированного также на траектории. В первом случае угол крена γ_A на участке углового склонения ракеты до угла тангажа, равного $\sim 45^\circ$, вычисляется в БВ по информации с трех ДУС по зависимости:

$$\gamma_A = \int_0^t (\omega_X + \dot{\vartheta}_A \cdot \sin \psi_A) dt ,$$

где: t – время, отсчитываемое от момента начала движения ракеты в пусковом контейнере; ω_X – угловая скорость вращения ракеты по крену, измеренная дополнительным ДУС; ϑ_A, ψ_A – аппаратурные углы тангажа и рысканья, определяемые по зависимостям (1).

С момента разарретирования ГК, осуществляемого по условию:

$$\Delta\vartheta \geq 45^\circ ,$$

угол крена ракеты должен определяться по зависимости:

$$\gamma_A = \gamma_{AG} + \int_0^{t_1} (\omega_X + \dot{\vartheta}_A \cdot \sin \psi_A) dt ,$$

где: γ_{AG} – угол крена, определенный по сигналу с датчика угла крена ГК; t_1 – момент первого получения угла крена ракеты по сигналу с датчика ГК.

Во втором случае, разарретирование первого ГК должно осуществляться перед стартом ракеты, а второго – также как в первом случае – на траектории углового разворота, при этом с момента старта ракеты угол крена определяется по сигналу с датчика первого ГК, а при разарретировании второго ГК – по сигналу с его датчика по зависимости:

$$\gamma_A = \gamma_{AG2} + \gamma_{AG1} \Big|_{t=t_2} ,$$

где: $\gamma_{AG1}, \gamma_{AG2}$ – углы крена, определенные по сигналам с датчиков первого и второго ГК; t_2 – момент первого получения угла крена по сигналу с датчика второго ГК.

Исследование динамики системы углового склонения ракеты вертикального старта проводилось методом математического моделирования на ПЭВМ.

На рисунке 5 приведены номинальные процессы углового разворота продольной оси ракеты (углы тангажа, рысканья и управляющие силы ГДС), а также траектории вывода ракеты на линию визирования цели при максимальном требуемом угле разворота по углу тангажа $\Delta\vartheta = 90^\circ$, а на рисунке 6 – при формировании навесной траектории.

На рисунке 7 приведены результаты статистического моделирования динамики системы углового склонения при максимальном требуемом угле разворота по углу тангажа $\Delta\vartheta = 90^\circ$ при случайном разбросе ошибок прицеливания ракет относительно вертикали по углам тангажа и рысканья $\Delta\Theta$ и $\Delta\phi$, погрешностей датчиков угловых скоростей $\Delta\omega_X, \Delta\omega_Y, \Delta\omega_Z$, начальных возмущений $\dot{\vartheta}_0, \dot{\psi}_0$ и ветра W (СКО возмущающих факторов приведены в таблице 1).

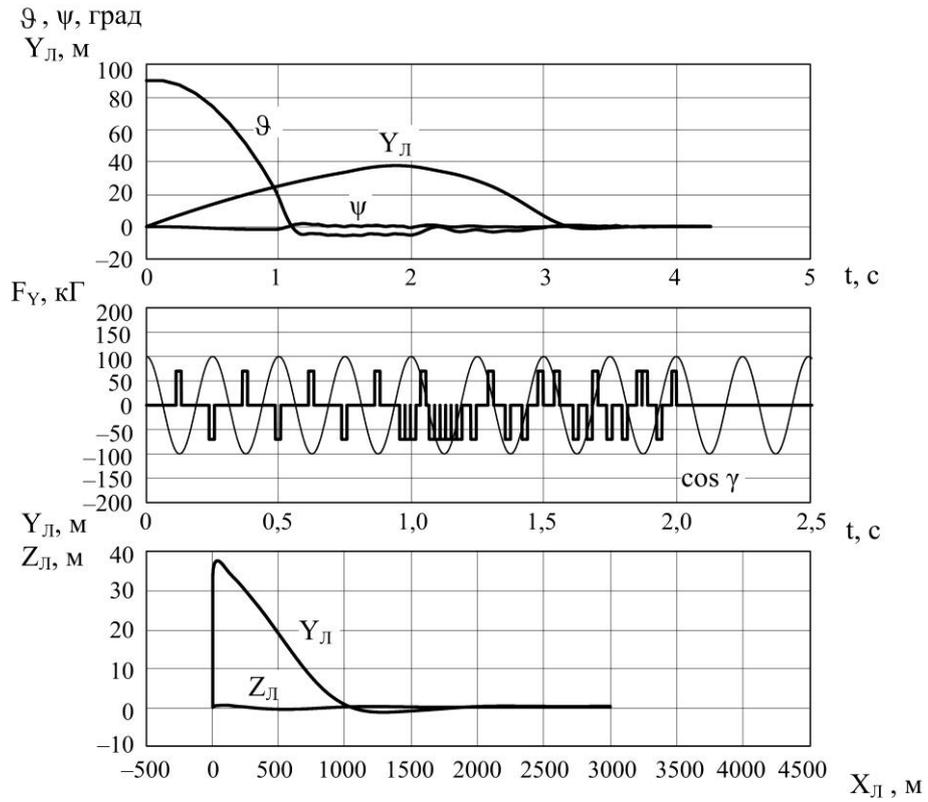


Рис. 5. Номинальные процессы углового разворота продольной оси ракеты вертикального старта (углы тангажа ϑ , рысканья ψ и управляющие силы ГДСФ), а также траектории вывода ракеты на линию визирования цели $Y_{л}, Z_{л}$

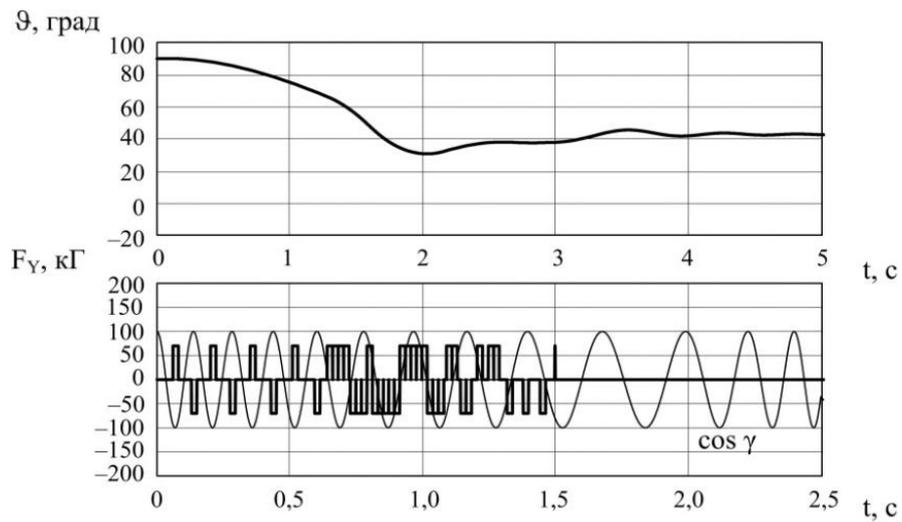


Рис. 6. Номинальные процессы углового разворота продольной оси ракеты вертикального старта при формировании навесной траектории

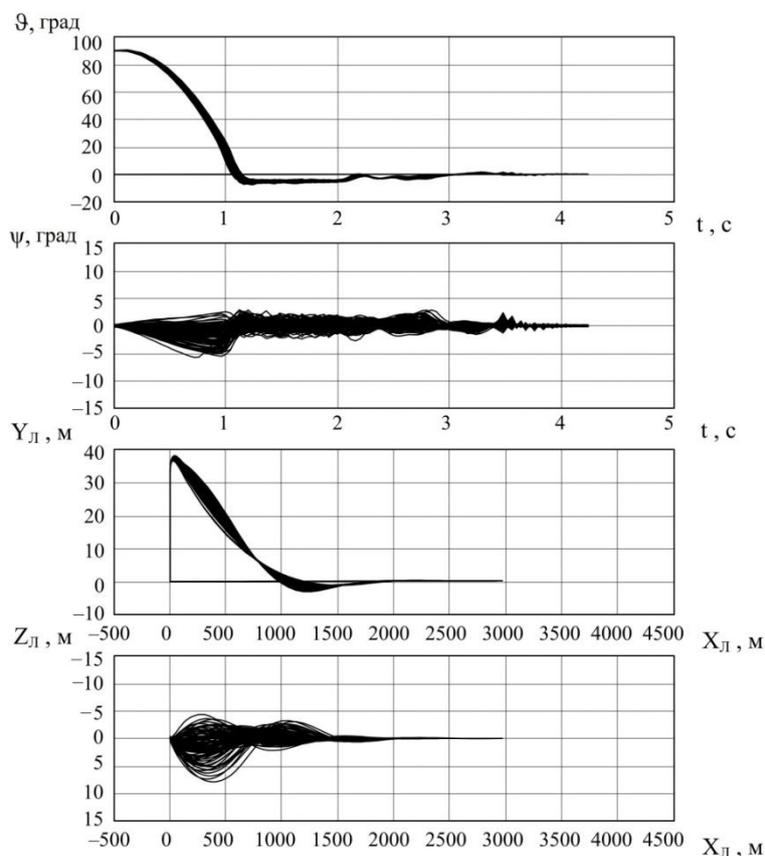


Рис. 7. Результаты статистического моделирования динамики системы углового склонения при случайном разбросе ошибок прицеливания ракеты относительно вертикали, погрешностей ДУС, начальных возмущений и ветра

Таблица 1

$\sigma_{\Delta\Theta}, \sigma_{\Delta\varphi}$, угл. мин.	$\sigma_{\Delta\omega_X}$, %	$\sigma_{\Delta\omega_Y}, \sigma_{\Delta\omega_Z}$, %	$\sigma_{\dot{\Theta}_0, \dot{\Psi}_0}$, $^{\circ}/c$	σ_W , м/с
5,0	0,05	0,5	0,03	3,3

Анализ результатов математического моделирования позволяет сделать следующие выводы.

Разработанная система углового склонения ракеты вертикального старта обеспечивает требуемую угловую ориентацию продольной оси ракеты относительно линии визирования цели через 1,0 ... 1,3 с после старта во всех заданных условиях применения.

Предложенная система углового склонения ракеты вертикального старта может быть использована в комплексах ПГУР и ЗУР для угловой стабилизации продольной оси ракеты на участке ее старта и работы разгонной ДУ для паррирования уводов от начальных возмущений, воздействия бокового ветра и эксцентриситета разгонной ДУ.

Библиографический список

1. Лихтеров В.М., Панов В.В., Кудрасов В.К., Попов Б.И., Фатеев А.В., Сурда В.П., Радин А.А. Обзорно-аналитический справочник. – Тула, ГУП «КБП», 2008. – С. 515 – 533.
2. Лихтеров В.М., Панов В.В., Кудрасов В.К., Попов Б.И., Фатеев А.В., Сурда В.П., Радин А.А. Сборник научно-технической информации, №2(36). – Тула, ГУП «КБП», 2011. – С. 115.
3. Патент России №2321814, МПК F41G 7/00 (2006.01)-2006 126238; Заявлено 19.07.2006; Оpubл. 10.12.2008; Бюл. №10. – с.983.

СПОСОБ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ГИДРОЛОКАЦИИ

С.А. СЫРЦОВ

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Рассматривается способ гидроакустического обзора водного пространства, основанный на излучении импульсных сигналов антенной в вертикальном направлении от дна к поверхности.

В настоящее время обзор водного пространства, преимущественно, осуществляется в горизонтальной плоскости путем излучения сигнала в некотором ограниченном телесном угле, ось которого параллельна горизонту. На рис. 1 приведен вариант горизонтального обзора.

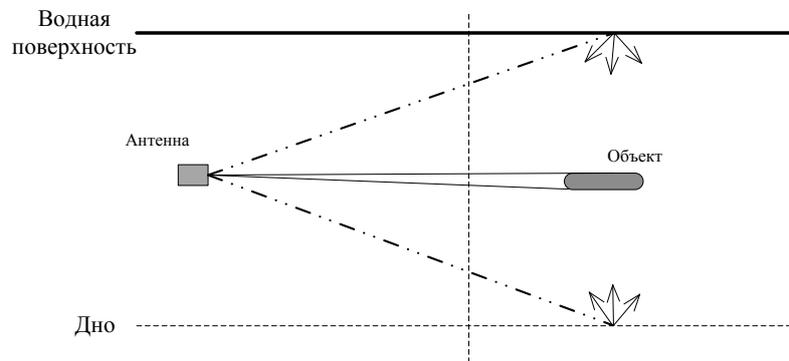


Рис. 1. Метод горизонтального обзора.

Основными недостатками горизонтальной гидролокации подводных объектов являются два важных фактора. Объект, входящий в зону обнаружения, позиционируется на носовых углах с низким уровнем отражательной способности (эквивалентного радиуса отражения). При этом отраженный сигнал принимается на фоне помеховых отражений, идущих от водной поверхности и дна. На рис. 2 показана диаграмма отражения подводного объекта в горизонтальной плоскости, заимствованная из банка данных исследований НИЦ РЭВ ВМФ. Откуда видно, что наименьший уровень отражения наблюдается со стороны «головы» объекта.

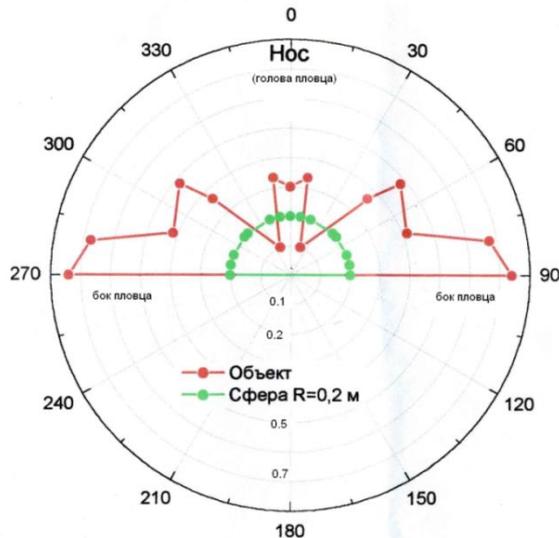


Рис. 2. Диаграмма отражения объекта в передней полусфере

Таким образом, на всем движении объекта в области обзора, амплитуда отраженного сигнала радиус может не превысить порога обнаружения.

В случае вертикального обзора пространства, вариант которого

показан на рис.3, отражающий объект, пересекающий контролируемую зону с любого направления, всегда экспонирует свой бортовой аспект отражения. Отражательная способность при этом аспекте имеет максимальное значение, превосходящее у подводного объекта в 2-2,5 раза на угловых аспектах со стороны головы.

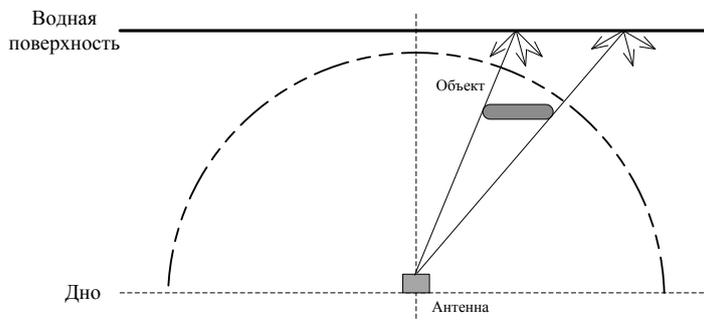


Рис. 3. Метод вертикально обзора.

При этом способе обзора в слое воды от дна до поверхности отраженный сигнал принимается до появления помеховых отражений от поверхности, что существенно облегчает его обнаружение.

Однако данное преимущество вертикального обзора имеет свой недостаток. Дальность обнаружения определяется радиусом сферы расходящегося фронта излученного сигнала, который соответствует глубине места установки антенны. При создании протяженных зон обнаружения на мелководьях требуется установка большого количества антенн.

Данную проблему можно решить, изменив сам способ обзора пространства путем создания веера воронкообразных вложенных одна в другую характеристик направленности (ХН) приемно-излучающих трактов.

Аналитически веер таких ХН для линейной антенны можно определить по следующей формуле [1]:

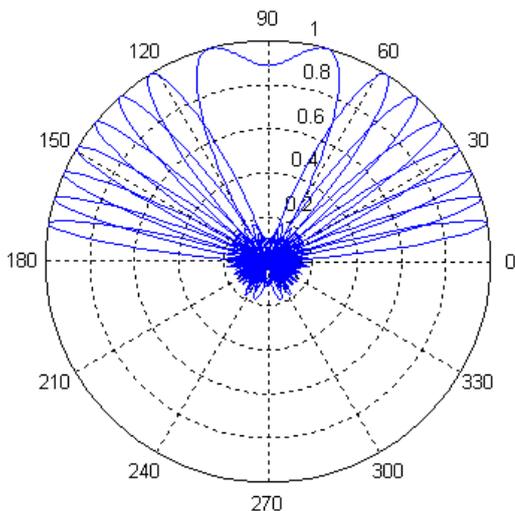


Рис. 4. Веер характеристик направленности.

$$R(\alpha) = \frac{\left| \sin \left(\frac{n \cdot \pi \cdot d \cdot f}{c} (\sin \alpha - \sin \alpha_0) \right) \right|}{n \cdot \sin \left(\frac{\pi \cdot d \cdot f}{c} (\sin \alpha - \sin \alpha_0) \right)},$$

где N – число элементов в антенне; d – расстояние между элементами; f – частота излучения/приёма; c – скорость звука в воде; α_0 – угол компенсации ХН (отворота от горизонтальной плоскости); α – угол от 0° до 90° .

Пример вертикального сечения веера таких характеристик приведен на рис.4.

При таком способе вертикального обзора протяженность зоны обнаружения сигнала от объекта для каждой ХН своя и определяется радиусом выхода ХН на поверхность.

Из рис. 5 видно, что протяженность зоны обнаружения ограничена по дальности только лишь расстоянием выхода ХН на поверхность.

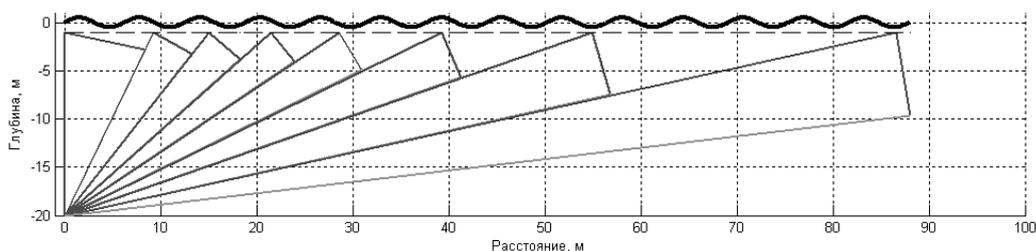


Рис. 5. Веер основных лепестков характеристики направленности.

Наименьшая протяженность зоны обнаружения имеет место для ХН ориентированной вверх, а наибольшая для, расположенных ближе к горизонту.

В итоге зона вертикального обзора в слое воды принимает форму вертикального кругового цилиндра с радиусом обнаружения, зависящем не от глубины акватории, а от энергетической дальности обнаружения станции по характеристикам направленности с малым угловым отворотом от горизонта.

Для минимизации слепых зон обнаружения у поверхности веер ХН должен формироваться с небольшим наложением (перекрытием), как показано на рис. 6.

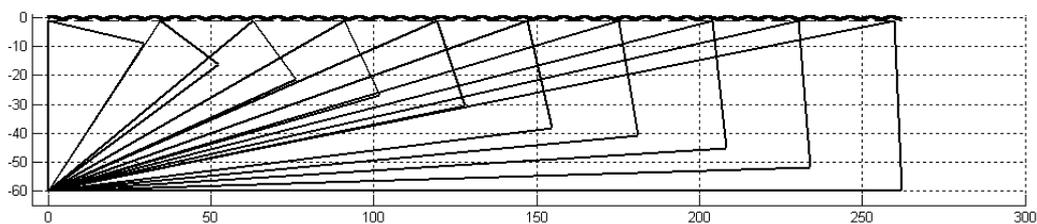


Рис. 6. Веер наложенных характеристик направленности.

Таким образом, данный способ обзора для метода вертикальной гидролокации позволяет создавать протяженные зоны обзора водного пространства с высокой вероятностью обнаружения объектов, за счет реализации приема их бортовых аспектов отражения на фоне слабых помеховых отражений от поверхности, при этом дальности обнаружения будут зависеть лишь от энергетики обнаружителя.

Библиографический список

1. Зелкин Е.Г., Соколов В.Г. Методы синтеза антенн: Фазированные антенные решетки и антенны с непрерывным раскрытием. – М.: Сов.радио, 1980, 296 с.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 10

**Новые компьютерные технологии и средства
компьютерного моделирования при проектировании**



АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

В.В. ЕГОРОВ

*Балтийский государственный технический университет
198005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул. д. 1,
т. (812) 495-77-48, факс (812) 575-06-11, E-mail knight-vladimir@ya.ru*

Ствол и прежде всего, ствольная труба как командная деталь арт-установки, во многом определяют её эксплуатационные характеристики.

При проектировании ствола перед конструктором встаёт широкий круг сложных задач, которые ему необходимо решить при ограниченном времени и большой ответственности, так как ошибка при проектировании и экспертизе ствола артиллерийского орудия (АО) может привести к значительным финансовым и временным потерям. Минимизировать вероятность нерациональных, ошибочных конструкторских решений можно при наличии так называемой проектно-экспертной системы (ПЭС) [1], т. е. системы, аккумулирующей в формальном виде знания специалистов в области проектирования и экспертизы стволов АО.

Создание такой ПЭС — т. е. эффективного программного продукта предназначенного для генерации проектных решений одновременно с их экспертизой на осуществимость и надёжность функционирования — сложная задача, шагом к решению которой является автоматизация проектной экспертизы ствола АО на ранних стадиях проектирования. Такая автоматизация может быть достигнута за счёт соответствующего программного обеспечения — рабочего аналога проектно-экспертной системы ствола. Однако при создании подобного продукта необходимо соблюсти баланс между функциональностью и затратами на разработку и поддержку, поэтому было бы избыточно разрабатывать ПЭС способную решать весь спектр задач, стоящих перед конструктором — целесообразно остановиться только на типовых задачах проектирования и экспертизы ствола (рис. 1). Перечень задач, которые можно считать типовыми, может изменяться от проекта к проекту и отражает особенность принципиальной схемы орудия.

Классификационным признаком для выбранного деления типовых задач является вариативность параметров формальной информационной модели ствола.

Под *формальной информационной моделью* будем понимать модель объекта, представленную в виде информации на формальном (профессиональном) языке, описывающую существенные для данного рассмотрения параметры объекта.

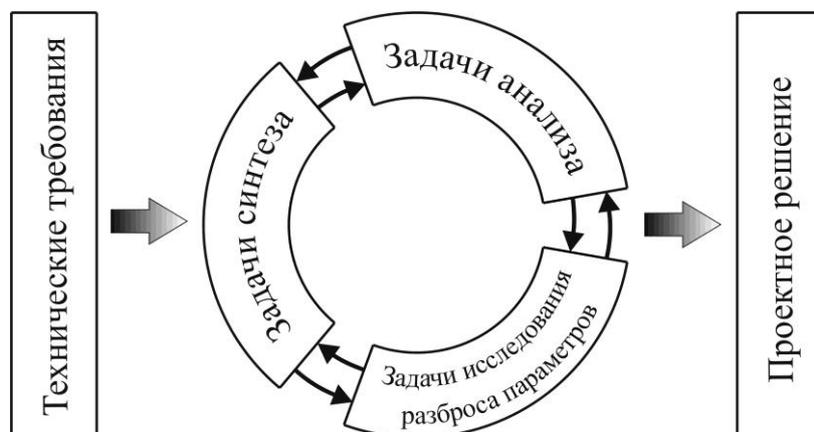


Рис. 1. Типовые задачи проектирования и экспертизы

В *задачах синтеза* существуют условия, которым должны удовлетворять характеристики «неизвестной модели», и требуется построить модель этого объекта. Решение задачи синтеза представляет собой итерационный процесс из следующих шагов:

1. создание «исследовательской модели»;
2. анализ модели (решение задачи анализа);
3. сравнение результатов анализа с условиями задачи.

Типовые задачи синтеза ствола АО получим, накладывая ограничения на параметры ствола. Так возможно наложение ограничений по материалу, массе, наружным размерам и т. д. Комбинация таких ограничений и даёт в итоге конкретную проектную задачу, которая может характеризоваться либо неполнотой входной информации (много удовлетворительных вариантов решения), либо избыточностью входной информации (нет удовлетворительных вариантов решения).

Обе ситуации типичны для проектирования артстволов, и, как правило, проявляются и разрешаются по-разному. В первой ситуации привлекаются дополнительные соображения, отсутствующие как требования технического задания (ТЗ). В процессе проектирования данные соображения вытекают обычно из опыта, знаний, иногда интуиции пользователя, но могут исходить и из промежуточных результатов автоматизированного проектирования или из сведений, входящих в информационно-справочную систему. Вторая ситуация разрешается после доказательства несовместимости поставленных в ТЗ требований путем отступления от каких-либо из них частично или целиком. Выбор пути отступления, расширения или снятия ограничений ТЗ трудно формализуем, к тому же выходит за область компетентности ПЭС, поэтому при автоматизации проектной задачи по стволу необходимо поставить в ее центр специалиста-проектировщика, активно взаимодействующего с ПЭС.

Однако ПЭС может предлагать специалисту-проектировщику типовые варианты проектных решений (так называемые «исследовательские модели») на основе имеющихся эмпирических методов и статистических данных, которые могут быть им приняты, отвергнуты, или скорректированы, т. е. процесс проектирования должен проходить в диалоговом режиме, который кроме того должен обеспечивать:

- введение разнообразной входной информации, необходимой для выполнения как всей проектной процедуры, так и отдельных проектных операций;
- получение вводной инструкции и инструкций в ходе работы системы;
- возможность в нужный ему момент прервать процесс проектирования для выполнения вспомогательных действий (например, запросить и получить справку из информационно-справочной системы);
- возможность перейти по своему усмотрению от одной проектной операции к другой, если это не нарушает логику проектирования;
- возможность в ходе работы пользоваться диагностическими сообщениями системы по существу решаемой задачи и «подсказками» по правилам работы с системой (последнее часто называют сервисным обеспечением);
- возможность завершить диалог, удовлетворившись его результатами.

Традиционная классификация проектных задач ствола АО для проектных организаций включает четыре операции:

1. проектирование ведущей части канала ствола;
2. проектирование каморы;
3. определение наружных размеров ствола и выбор марки материала,
4. (если необходимо) выбор способа упрочнения (автоскрепление или скрепление) и определение его параметров.

Решение задачи проектирования в виде простой итерационной процедуры «синтез модели – анализ модели» представляется нерациональным, так как не позволяет убрать из рассмотрения неработоспособные конструкции до полного определения параметров модели. Поэтому разумно так управлять процессом проектирования, чтобы отработка конструкции ствола на работоспособность (решение задач анализа) проводилась одновременно с его проектированием.

В *задачах анализа* существует модель объекта и требуется в результате работы с этой моделью определить её неизвестные характеристики. При решении задач анализа проверяют условия работоспособности [2], т. е. требования, которым должна удовлетворять конструкция ствола, полученные при рассмотрении ствола как элемента различного рода систем и подсистем ствольного комплекса.

Ствол как элемент внутрибаллистической системы «ствол-заряд-снаряд» обеспечивающей разгон снаряда заданных калибра и массы до требуемой начальной скорости за счёт давления пороховых газов канале ствола.

Внутрибаллистический процесс, протекающий с исключительно высокими силовыми (давление пороховых газов составляет несколько сотен мегапаскалей) и тепловыми нагрузками (температура доходит до 3000 °С), а также характеризующийся динамичностью их приложения (темп стрельбы может достигать несколько тысяч выстрелов в минуту), выводит на первый план задачу обеспечения гарантированной прочности ствола АО.

При решении данной задачи будем считать, что баллистическое проектирование орудия завершено, т. е. известны некоторые конструктивные данные канала ствола, условия заряжания и баллистические характеристики выстрела. Следовательно, ствол как элемент внутрибаллистической системы должен соответствовать начальным условиям внутрибаллистического процесса (условиям заряжания), а конструкция его канала должна обеспечивать расчётные характеристики внутрибаллистического процесса (давление газов, путь, скорость и время движения снаряда и т. д.), а его прочность должна быть достаточной, чтобы обеспечить эти внутрибаллистические характеристики.

Гарантией прочности ствола и его частей является отсутствие прогрессирующих остаточных деформаций в конструкции ствола при всевозможных условиях огневой эксплуатации АО.

Опыт проектирования показывает, что обеспечить гарантированную прочность можно только использованием специальных орудийных сталей, выбором рациональных конструкции ствола и способов его упрочнения.

Химический состав и соответствующая термическая обработка обеспечивают орудийным сталям широкий диапазон прочностных свойств. Однако на данный момент для изготовления стволов доступны стали с категорией прочности от О–55 до О–125 включительно.

Однако возможность получить ту или иную категорию прочности определяется не только химическим составом стали, но и прокаливаемостью заготовки ствола – с увеличением толщины стенки заготовки максимально достижимая категория прочности уменьшается, поэтому, несмотря на то, что в настоящее время из-за возможности использовать оружейные стали с высокой категорией прочности наиболее часто применяются стволы-моноблоки, находят широкое применение такие конструктивно-технологические приёмы повышения прочности как скрепление и автоскрепление.

Также отмеченные выше ограничения на толщину заготовок стволов делают невозможным применение сталей с высокой категорией прочности для толстостенных стволов-моноблоков орудий средних и особенно крупных калибров.

Ствол с казенником, затвором и механизмами запираания составляют характерную часть артиллерийского орудия – узел запираания. Поскольку казенная часть ствола является *элементом узла запираания канала*, то к ней могут быть предъявлены требования, вытекающие из рассмотрения надежности узла запираания. Так, ствол должен обладать в казенной части повышенной жесткостью, особенно в месте соединения с казенником, площадь сечения дна камеры должна давать приемлемое усилие на затвор с точки зрения надежности запираания и обтюрации пороховых газов. Иногда ставится условие быстроты ствольной затворной части, что диктует определенное конструктивное исполнение ствола в месте его соединения с казенником, коробом или ствольной обоймой.

Ствол как *составной элемент откатных частей орудия* должен иметь такую массу, которая обеспечивала бы приемлемые динамические характеристики орудия. На ранних стадиях проектирования это может быть определено с помощью массы откатных частей, составляющей до 50 % массы орудия, и скорости их свободного отката с учётом этих величин для существующих качественных в динамическом отношении орудий-прототипов и тенденций их изменения. Кроме того, ствол как элемент откатных частей должен иметь конструктивную базу для направления при откате при предварительно принятой рациональной длине отката с учётом типа люльки и его расширения при стрельбе от давления газов и нагрева.

Как *элемент качающейся и вращающейся частей* (КЧ и ВЧ) орудия ствол должен не только обладать приемлемой массой, но и рациональным расположением центра масс относительно осей наведения. Это обеспечит приемлемые инерционные характеристики КЧ и ВЧ орудия, а, следовательно, рациональную компоновку и характеристики приводов наведения, механизма стабилизации, уравновешивания КЧ.

Часть требований к конструкции ствола вытекает из рассмотрения ствола как основного функционального элемента орудия, а орудия – как *элемента ствольного комплекса*, включающего в себя кроме орудия боеприпас, носитель, приборы управления огнем. На ствол в составе арторудия возлагается значительная часть задачи по обеспечению точности стрельбы ствольного комплекса. Так, ведением снаряда по каналу нарезного ствола обеспечивается стабилизация снаряда на траектории; поперечная жесткость ствола значительно влияет на ошибку технического рассеивания снарядов; сохранение точности стрельбы при заданном в ТЗ настреле тоже во многом зависит от конструкции ствола, его износостойкости и живучести. Учитывая эти соображения, конструкция ведущей части канала ствола

должна отвечать требованиям надежной стабилизации снаряда и износостойкости, а ствол в целом – быть достаточно жестким. В нем должны быть использованы соответствующие типу и назначению орудия способы повышения живучести, например, лейнирование, быстроменность, искусственное охлаждение, защитное покрытие канала и т. п.

Артиллерийский ствол является сложным в технологическом отношении объектом – большая относительная длина, наличие высокоточного глубокого отверстия сложной формы, высокие требования по чистоте обработки рабочих поверхностей, соосности поверхностей, непрямолинейности канала, другим погрешностям формы и т. п., Не будем забывать и о высоких механических характеристиках орудийных сталей, что усложняет их обработку. Всё перечисленное вынуждает использовать специализированное дорогостоящее оборудование и, безусловно, сказывается на стоимости изготовления ствола. Следовательно, уже на ранних стадиях проектирования необходимо учитывать возможность производства, т. е. принадлежность ствола к некоторой технологической системе. Такая система должна быть ориентирована на определенный тип производства и включать в себя наиболее экономичные технологические приемы изготовления стволов с учетом существующего оборудования, технологий и перспектив развития производства. В итоге, вопрос сводится к технологичности конструкции, т. е. к возможности ее изготовления при оправданных затратах [3].

Работоспособность ствольных комплексов определяются при рассмотрении внешних моделей функционирования [4], т. е. моделей решения боевых задач. Работа же ствола описывается, как правило, внутренними моделями напряженно-деформированного состояния, нагрева, износа и т. д. Связи между внешними и внутренними моделями функционирования сложны и носят опытно-эмпирический характер. Поэтому целесообразно изучать вопрос о работоспособности стволов, оставаясь в рамках внутренних моделей, определяя отказ ствола через параметры, непосредственно относящиеся к нему.

Таким образом, рассмотрение ствола как элемента различного рода систем и подсистем ствольного комплекса позволяет выявить условия работоспособности, которым должна удовлетворять конструкция ствола. Анализ же сложившихся физических представлений о процессах, протекающих в артиллерийском стволе, позволяет выделить по внутренним задачам функционирования несколько групп параметров по условиям работоспособности. Это, помимо геометрических параметров канала ствола, которые должны соответствовать геометрическим параметрам, полученным в результате внутрибаллистического решения:

- а) параметры, характеризующие прочность ствола и его частей;
- б) параметры, характеризующие изменение поверхности канала ствола;
- в) параметры ствола как механической колебательной системы;
- г) параметры, характеризующие ствол как составную часть орудия;
- д) параметры, характеризующие тепловой аспект;
- е) параметры, характеризующие технологический аспект.

Для каждой из таких групп систему условий работоспособности можно записать неравенствами вида

$$A \geq [A], A \leq [A] \quad (1)$$

где A – матрица-строка (вектор) параметров ствола, $[A]$ – вектор допустимых значений этих параметров.

Такая форма записи условий работоспособности позволяет дать экспертную оценку каждого проектного решения в формализованном виде, но требует установления допустимых значений параметров, которые должны быть получены из анализа как внутренних, так и внешних моделей функционирования.

Матрицу-строку каждой группы следует понимать как открытую – развитие представлений о работоспособности ствола расширяет и видоизменяет ее. Сведённые воедино, неравенства всех групп составляют систему условий работоспособности артиллерийского ствола.

Неравенства вида (1) формализуемы для использования в ПЭС, однако трудность заключается в подборе соответствующих моделей функционирования, которые как не могут быть слишком сложны, так и должны иметь достаточную точность решения.

Включение в состав ПЭС экспертных модулей анализирующих достаточное количество параметров по условиям работоспособности позволяет создать работоспособную и рациональную конструкцию ствола.

Задачи исследования разброса параметров предполагают, что часть параметров модели известна, а другая изменяется в некотором (обычно небольшом) интервале, и необходимо определить влияние этих изменений. Задачи подобного рода могут возникать при назначении допусков на элементы ствола, а также в случаи оценки надёжности ствола артиллерийской установки. Трудность в решении задач исследования разброса параметров заключается в правильном учёте их взаимного влияния. Как правило, в задачах исследования разброса параметров изменение характеристик определяется посредством многократного решения задач анализа, что подчёркивает важность выбора правильных моделей функционирования ствола.

Работа в диалоговом режиме полезна не только при решении проектных задач (задач синтеза), но и для решения задач анализа и разброса параметров. Такой подход позволяет пользователю системы по результатам решения задачи анализа получить справку и рекомендации по дальнейшему улучшению конструкции ствола АО, что может являться предварительным этапом при переходе к задачам синтеза.

Активное использование диалогового режима при решении типовых задач позволяет говорить о информационно-справочной системе ПЭС как об отдельном информационном модуле. На ИСС возлагаются задачи:

- предоставление справочной информации;
- объяснение результатов;
- обучение работе с системой;
- предоставление рекомендации;
- информирование об ошибках, допущенных при вводе.

Рассмотрение типовых задач проектной экспертизы позволило составить перечень необходимых модулей, большая часть которых вошла в первую версию ПЭС TUBE2010, а также сформулировать требования предъявляемые к ним. Классификация типовых задач выявила четыре типа необходимых модулей: 1) проектные, решающие задачи синтеза; 2) экспертные, решающие задачи анализа; 3) модули, исследующие разброс параметров 4) и информационно-справочная система.

Реализация интерфейса первой версии ПЭС представлена на рис.2.

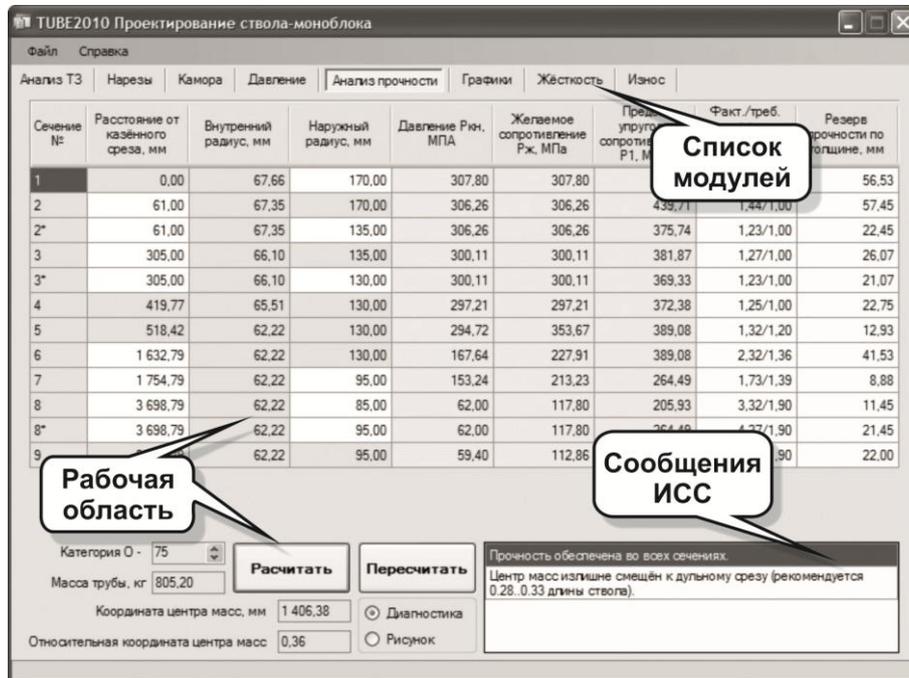


Рис. 2. Интерфейс первой версии ПЭС

Проектно-экспертная система TUBE2010 позволяет в диалоговом режиме выполнить проекты стволов моноблоков, отвечающих баллистическим решениям и требованиям по типу, форме, размерам, массово-центровочным, жесткостным и другим характеристикам ствола. Кроме того, в подсистеме могут решаться частные (ограниченные) задачи:

- проектирование ведущей части канала;
- проектирование камерной части канала;
- подбор материала ствола, выбор толщин стенки ствола;
- расчет прочности ствола-моноблока;
- расчет массы и положения центра масс ствола;
- расчет прогибов и углов поворота дульного среза ствола от собственного веса с учетом сочленения его с люлькой;
- оценка показателей износа и другие.

Библиографический список

1. *Гуцин А.Н., Радченко И.А.* Экспертные системы: учебное пособие. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб. 2007. 92 с.
2. *Зайцев А.С.* Проектирование артиллерийских стволов. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб. 2007. 164 с.
3. *Туктанов А.Г.* Технология производства стрелково-пушечного и артиллерийского оружия: учебник для студентов вузов. – М.: Машиностроение, 2007. – 375 с.: ил.
4. *Чуев Ю.В.* Проектирование ствольных комплексов. М.: Машиностроение, 1976. 216 с.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

Секция 11

**Безопасность, экологичность,
технологии производства и утилизации**



МОДЕРНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА СИСТЕМЫ ОРУЖИЯ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГАРАНТИРОВАННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ, БЕЗОПАСНОСТИ, РИСКОВ

А.С. АФАНАСЬЕВ, К.М. ИВАНОВ, Ю.Л. ВЯЩЕНКО

Балтийский государственный технический университет (ВОЕНМЕХ)

им Д.Ф. Устинова БГТУ, E-mail: komdep@bstu.spb.su.

Вопросы надежности, безопасности и рисков (в дальнейшем надежность рассматривается как превалирующая характеристика) систем оружия актуальны для оборонных отраслей. Постоянно совершенствуются методы анализа, оценки и обеспечения надежности комплексов вооружений (КВ). Вместе с тем не удается преодолеть противоречие между желаемым и действительным положением в реализации научных результатов и рекомендаций в практической сфере.

Требуется кардинальный пересмотр отношения к проблеме: нужны новая идеология и методология. Востребована модернизация организации и управления процессами создания изделия заданной гарантированной надежности, адекватного надежного сопровождения изделий. Целью разрешения противоречия является повышение эффективности процессов жизненного цикла КВ, выражаемое в сроках, гарантиях, затратах.

К настоящему времени формализованы методы оценки показателей надежности (ПН), идентификационные признаки и условия выбора методов. Приоритеты применения методов оценки ПН в различных проектных ситуациях могут быть выражены в виде схемы (рис. 1), связывающей последовательность выполнения проектных стадий с характером постановки проектных задач. Целесообразность применения методов определяется уровнем формализации проектной задачи как задачи синтеза: синтеза принципов действий – структурного синтеза – параметрического синтеза – задач отработки конструкций изделий на надежность.

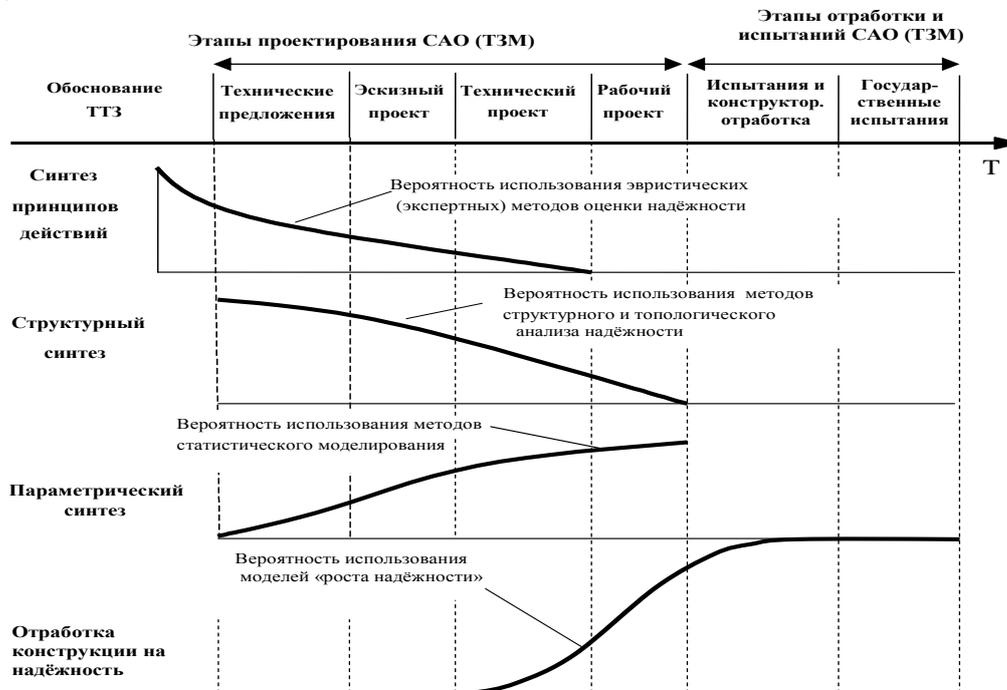


Рис. 1. Схема предпочтений методов оценки ПН.

Освоенные методы и алгоритмы, накопленный опыт в проведении анализа и оценки надежности предопределили возможность последующих шагов в направлении повышения эффективности всей системы надежностного сопровождения процессов жизненного цикла, прежде всего, за счет ставшего необходимым методологического «переворужения» на базе современных информационных технологий.

В качестве теоретической основы новой методологии представляется востребованным информационно-системный подход, для которого сложились теоретические и прикладные предпосылки реализации. Проблема создания эффективно действующей системы анализа, оценки и обеспечения надежности решается на пересечении представлений теории информации, теории систем, теории надежности, теории проектирования КВ в русле преобразований, связанных с информатизацией, затронувшей все передовые отрасли. Для формализации информационного процесса анализа и оценки надежности создание КВ представляется как сложная динамическая информационная система. Формализация включает обоснование аксиоматики, информационно-системной модели процесса разработки КВ заданной надежности и информационной динамической модели надежности создаваемого изделия.

Такая формализация даст необходимую теоретическую основу разработки системы организационных, методических, математических и программных средств проведения точного и достоверного анализа надежности образцов КВ, а также теоретическую основу оптимального планирования хода разработки и обеспечения требуемой надежности изделия при рациональном использовании материальных, стоимостных и временных ресурсов.

Аксиоматика устанавливает соотношение целей функционирования системы, воздействий управления, показателей ценности информации управления и входной информации, операторов преобразования входной информации, операторов преобразования производимых затрат, информационного коэффициента адекватности.

Цели задаются в виде границ областей допустимых значений параметров $[ПН_{ij}, i = \overline{1, n}; j = \overline{1, s}]$, нахождение внутри которых отвечает достижению цели, и ущербов $E_v(ПН_{ij})$ для всех различных состояний проекта создаваемого образца КВ $ПН_{ijv} \notin \{[ПН_{ij}] \gamma_{ij}; i = \overline{1, n}, j = \overline{1, s}, v = \overline{1, m}\}$ за границами допустимых значений показателей надежности. (Здесь параметрами $ПН_{ij}$ являются показатели надежности создаваемого образца КВ, включённые в ТТЗ; n - число показателей надежности, s - число этапов разработки образца КВ, m - число различных вариантов проекта разрабатываемого изделия по i -му показателю надежности на j -м этапе разработки; γ - доверительная вероятность нахождения значений ПН в заданных пределах). Полное достижение цели состоит в выполнении условий:

$$1) ПН_{ij} \in [ПН_{ij}] \gamma_{ij}, i = \overline{1, n}, j = \overline{1, s}; \quad 2) E_v(ПН_{ij}) \xrightarrow[\substack{i=\overline{1, n} \\ j=\overline{1, s} \\ v=\overline{1, v}}]{\quad} 0.$$

Под ущербом здесь понимается расчётное значение потери эффективности разрабатываемого образца КВ (для v -го различного состояния проекта изделия) вследствие несоответствия значения ПН требованиям ТТЗ.

За показатель недостижения цели, учитывающий вероятности появления рассогласования $ПН_{ij}$ и $ПН_i^H$ (номинальное значение $ПН_i$ - математическое ожидание значения $ПН_i$, граничное значение $ПН_i$ и т.п.) и ущерб от такого рассогласования, принята аддитивная мера неорганизованности функционирования системы проектирования:

$\overline{O}_j = \bigcup_{i=1}^n \alpha_{ij} \bigcup_{v=1}^m P_{ijv} \Psi(\Delta ПН_{ijv})$, где $\Delta ПН_{ijv} = (ПН_i^H - ПН_{ijv})$; P_{ijv} - вероятность v -го состояния рассогласования $ПН_{ij}$; α_{ij} - весовые коэффициенты показателей надёжности, $\sum_{i=1}^n \alpha_{ij} = 1$. Если функция \overline{O}_{ij} нормирована, то область её значений $0 \leq \overline{O}_{ij} \leq 1$. Параметр $\Delta ПН_{ijv}$ может рассматриваться как мера неупорядоченности функционирования системы проектирования по i -му показателю надёжности. Функция $\Psi(\Delta ПН_{ijv})$ отражает связь $\Delta ПН_{ijv}$ и $E_v(ПН_{ij})$. В основе определения функции Ψ лежит понимание ущерба $E_v(ПН_{ij})$ как показателя, производного от критериев эффективности, традиционных для систем оружия. В области вооружений используются критерии типа «эффективность-стоимость», отражающие, согласно постулатам исследования операций, необходимость сближения действительных значений показателей боевой эффективности (\mathcal{E}) с требуемыми значениями (\mathcal{E}_{mp}) при одновременном непревышении затрат на разработку изделия (C) заданным значениям (C_{don}) или при более сильной формулировке - минимизации затрат: $\mathcal{E} \rightarrow \mathcal{E}_{mp}, C \leq C_{don} (C \rightarrow \min)$. При таком понимании критериев эффективности КВ показатель ущерба должен восприниматься как мера несоответствия по любой из компонент \mathcal{E} , C или по обеим одновременно.

Таким образом, неорганизованность функционирования системы проектирования образца КВ на j -м цикле разработки в отношении i -й цели \overline{O}_{ij} является величиной тяжести ущерба, обобщённой по ансамблю неупорядоченности.

Процесс разработки изделия как процесс последовательного снятия неопределённости (неорганизованности) в целенаправленном поиске окончательного варианта - управляемый процесс. Организующие воздействия управления (проектно-конструкторские, технологические, организационные решения и мероприятия) определяются полезной информацией управления, вещественно-энергетической частью системы проектирования и её исполнительными органами. Организующее воздействие управления в отношении i -й цели (i -го ПН) соответствует величине снятой неорганизованности $\Delta \overline{O}_{ij}$, определяющейся функцией количества взвешенной по полезности информации принятия решения γ_{npj} .

Таким образом, предлагаемая аксиоматика отражает информационный процесс разработки изделия на определённом j -м проектном этапе. Цикличность же процесса создания изделия и изменения, связанные с переходом с одного проектного этапа на другой, обуславливают необходимость информационного критерия - информационного коэффициента адекватности. Такой критерий учитывает особенности состояния и организации информационного процесса разработки изделия в этих характерных точках перехода. Здесь контролируется выполнение условий перехода с этапа на этап, связанное с проверкой выполнения требований $ПН_{ij} \in [ПН_{ij}] \gamma_{ij}$, $i = \overline{1, n}$, и перестраивается процесс в том отношении, что осуществляется переход к очередному уровню генерирования описания (представления) проектируемого изделия с соответствующим перестроением информационной базы, системы принятия решений и т.п. Информационный коэффициент адекватности (η_j), характеризует степень приближения объекта анализа j -го этапа разработки объекту анализа, соответствующую

щему изделию, разработка которого полностью завершена: $0 \leq \eta_j \leq 1, j = \overline{1, s}$ ($\eta_s = 1$ - значение информационного коэффициента адекватности на завершающем этапе разработки изделия). Таким образом, организация управления процессом разработки изделия на основе рассмотренных информационно-системных принципов обеспечивает достижение поставленной цели на каждом проектном цикле (принятие проектно-технических решений, отвечающих требованиям ТТЗ, и, вместе с тем, являющихся адекватными рассматриваемому проектному j -му этапу, адекватными соответствующему уровню описания или представления разрабатываемого изделия). Применительно же к процессу разработки изделия в целом цель достигается полностью лишь по завершении разработки изделия. Такое понимание поэтапного проектирования отражает его реальный характер.

Многоэтапный процесс разработки изделия представляется иерархической динамической информационной системой, подсистемы и элементы которой есть операторы иерархической структуры (L_j, L_j^i) , преобразующие входные информационные потоки $(I_{\text{вх}(i-1)})$ и внешние информационные воздействия $(I_{\text{вх}j})$ в выходную информацию $(I_{\text{вых}j})$, и преобразователи

(η_j, η_j^i) , осуществляющие коррекцию достоверности данных, вырабатываемых операторами L_j, L_j^i в соответствии с их местом и назначением в системе (рис. 2). Качественная картина динамики параметров рассматриваемой информационной системы изображена на рис. 3.

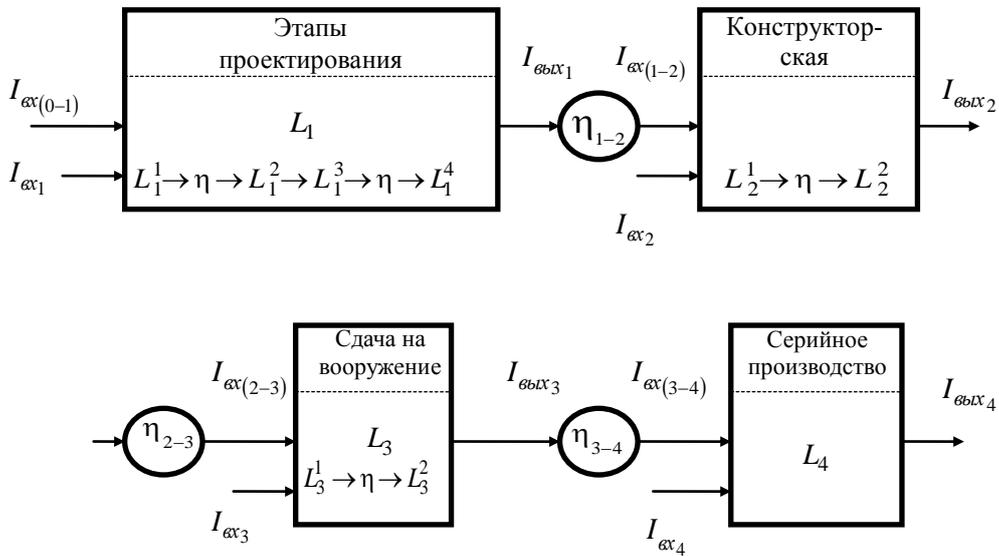


Рис.2. Информационно-системная модель процесса создания КВ заданной надежности.

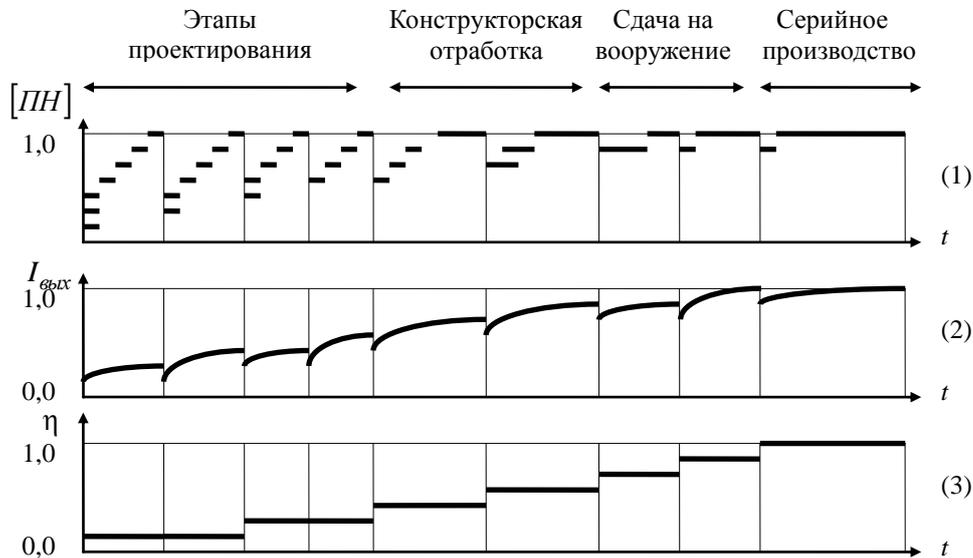


Рис.3. Динамика информационных параметров системы создания КВ заданной надежности:

- (1) характеризует поэтапное изменение значений целевых параметров - ПН, выполнение требований по которым на каждом этапе разработки является целью функционирования системы и одновременно условием перехода к последующему этапу; (2) отражает характер поэтапного накопления информации разработки изделия до достижения результата, отвечающего конечному состоянию разработки; (3) - шкала адекватности (η) достигаемого поэтапного результата разработки конечному облику изделия.

Подобная схематизация позволяет формировать «управляющие воздействия», направленные на достижение целей разработки образца, на рациональную организацию информационного процесса создания изделия заданной надёжности, на реализацию эффективной системы обеспечения надёжности разрабатываемого изделия с контролем уровня достигнутых значений ПН, с анализом точности и достоверности их определения.

С информационно-системных позиций цепь (этап разработки - ПН - метод - алгоритм - данные) является системой следующих, согласованных друг с другом понятий и элементов: номенклатуры ПН, формы их задания (точечные показатели, интервальные показатели), характера задания количественных требований по надёжности (ПН), алгоритма метода, используемого для оценивания действительных значений ПН, состава и характера «переносной» с предшествующих этапов разработки информации об оцениваемых ПН. Согласование перечисленных элементов с соответствующим этапом разработки изделия вызывает необходимость моделирования состояний изделия (работоспособное, неработоспособное) и событий (отказ, неисправность). С этой целью вводится информационная динамическая модель надёжности (ИДМН), выражающая эволюцию информационного содержания анализа и оценки надёжности как адекватного отображения знания об объекте разработки по проектным стадиям. Все компоненты ИДМН и сама модель являются функциями j -го этапа разработки изделия ($j = \overline{1, s}$). Информационная динамическая модель надёжности, соответствующая j -му этапу разработки, представляет собой выражение

ИДМН_{*j*} = { PH_{ij} ($i = \overline{1, n}$); $[PH_{ij}]_{\gamma}$; R_j ; Q_j ; f_{μ_j} ; $I_{\alpha_j}^{\gamma}$; $I_{\alpha_j}^{(j-1)}$; $j = \overline{1, s}$ }. Здесь PH_{ij} ($i = \overline{1, n}$) - вектор ПН, подлежащих расчёту на *j*-м этапе разработки изделия; $[PH_{ij}]_{\gamma}$ - требования к значениям ПН в виде интервалов допустимых значений с соответствующей доверительной вероятностью γ ; R_j - модель работоспособности изделия, адаптированная *j*-му этапу разработки; Q_j - модель отказа изделия, адаптированная *j*-му этапу разработки; f_{μ_j} - алгоритм метода { μ } оценки PH_{ij} , используемый на *j*-м этапе разработки изделия; $I_{\alpha_j}^{\gamma}$ - входная синтаксическая информация, используемая для оценки ПН изделия на *j*-м этапе разработки с требуемой точностью и достоверностью γ ; $I_{\alpha_j}^{(j-1)}$ - входная информация взвешенная по полезности, перенесённая с предшествующего проектного этапа (*j*-1) на рассматриваемый *j*-й этап.

ИДМН по своему назначению является центральным звеном информационно-системной модели процесса разработки КВ заданной надёжности. На ИДМН приходится основная нагрузка как в координации надёжностного анализа относительно целевой функции поэтапной разработки образца, в преобразовании входной информации в адекватные проектному этапу оценки ПН разрабатываемого КВ, так и в определении требований к инструментальной реализации информационно-системной модели в виде автоматизированной системы анализа и оценки надёжности КВ.

Представленная методология информационно-системной формализации процессов анализа и оценки надёжности КВ по этапам НИОКР и жизненного цикла, а также формирование «управляющих воздействий», направленных на достижение целей разработки, на реализацию эффективной системы обеспечения надёжности разрабатываемых изделий с контролем уровня достигнутых значений ПН, с анализом точности и достоверности их определения, позволяет сформулировать задачу оптимизации процесса разработки КВ заданной надёжности.

При целевой установке - спроектировать образец КВ заданной надёжности, отвечающий всем требованиям ТТЗ, в заданные сроки, минимизируя средства, необходимые для его создания - в качестве критериев оптимизации процесса разработки целесообразно использовать суммарные затраты на разработку образца, соотнесённые с неорганизованностью функционирования системы (\bar{O}), или, что эквивалентно, с обеспечиваемыми требуемыми по ТТЗ уровнями надёжностных характеристик изделия и гарантии их достижения.

В формальной постановке (в терминах изложенной методологии) рассматриваемая задача в обобщённом виде формулируется следующим образом: по этапам разработки КВ ($j = \overline{1, s}$) распределить ресурсы (C_j) и степень приближения поэтапных результатов разра-

ботки к конечному облику изделия (η_j) таким образом (иначе, управление в задаче $\left\{ \begin{matrix} C_j \\ \eta_j \end{matrix} \right\}$

$j = \overline{1, s}$ выбрать таким), чтобы свести к нулю неорганизованность проектирующей системы $\bar{O} \rightarrow 0$ и одновременно минимизировать суммарные затраты (C_{Σ}) на разработку и выпол-

нить требования по длительности разработки $T_{\Sigma} \leq [T]$, т.е. $\left\{ \begin{matrix} C_j \\ \eta_j \end{matrix} \right\} j = \overline{1, s} : \bar{O} \rightarrow 0$,

$$C_{\Sigma} \rightarrow \min, T_{\Sigma} \leq [T].$$

С учетом эквивалентности соотношения $\bar{O} \rightarrow 0 \equiv \{PH_{ij} \in [PH_{ij}] \gamma_{ij}, i = \overline{1, n}, j = \overline{1, s}\}$ оптимизационная задача приобретает вид

$$\left\{ \begin{array}{l} C_j \\ \eta_j \end{array} \right\}_{j = \overline{1, s}} : \quad C_{\Sigma} \rightarrow \min \left\{ PH_{ij} \in [PH_{ij}] \gamma_{ij}, i = \overline{1, n}, j = \overline{1, s} \right\}, \quad T_{\Sigma} \leq [T].$$

Управление в рассматриваемой оптимизационной задаче представляется вектором обобщённых характеристик - поэтапными затратами (C_j) и показателем адекватности (η_j). В реальном процессе разработки КВ заданной надёжности это обобщённое управление реализуется через управляющие воздействия, определяемые, в свою очередь, взаимодействием потоков информации и преобразующих их операторов.

Очевидно, что обсуждаемая информационно-системная методология обуславливает новую парадигму в определении направлений ее дальнейшего развития и реализации. Основными положениями новой парадигмы являются:

- Создание интегральной информационной среды, «покрывающей» все процессы жизненного цикла. Информационная интегральная среда строится с использованием онтологических технологий (онтологии – концепты – атрибуты), обеспечивающих связное системное представление иерархии и содержания системы понятий предметных областей. Структура информационной среды (сбор, обработка, документирование, транспортирование данных) динамическая, включает информационное обеспечение и сопровождение в процессах жизненного цикла.
- Использование многоагентных технологий в реализации управлений в информационных и организационных структурах всех этапов, стадий и в целом жизненного цикла.
- Многовекторность направлений развития (совершенствования) и освоения многокомпонентного инструментария и программных ресурсов, обеспечивающих решение всей совокупности задач (моделирование, исследования, расчеты, экспертизы и т.п.) на этапах и стадиях жизненного цикла.
- Осознание приоритетной роли систем обеспечения качества, эффективности и надежности как факторов управления рисками, гарантиями и конкурентоспособностью.

Перечисленным позициям должна отвечать автоматизированная система, являющаяся инструментальной реализацией рассмотренной информационно-системной модели процесса разработки КВ заданной надежности. Поиск адекватной автоматизированной системы анализа и оценки надёжности КВ привёл к опытной и промышленной эксплуатации системы PTCWindchillQualitySolutions® в среде информационной системы PTCWindchill совместно с CAD/CAM/CAE системой PTC Creo (рис. 4). Результаты показали, что удалось достичь высоких значений коэффициентов адекватности в процессе реализации стадий ОКР и, следовательно, более высоких значений уровней доверительной вероятности оценки заданных ТТХ (КХ). Что привело к повышению уровня «отработанности» конструкции изделия и сокращению затрат на испытания опытного образца.

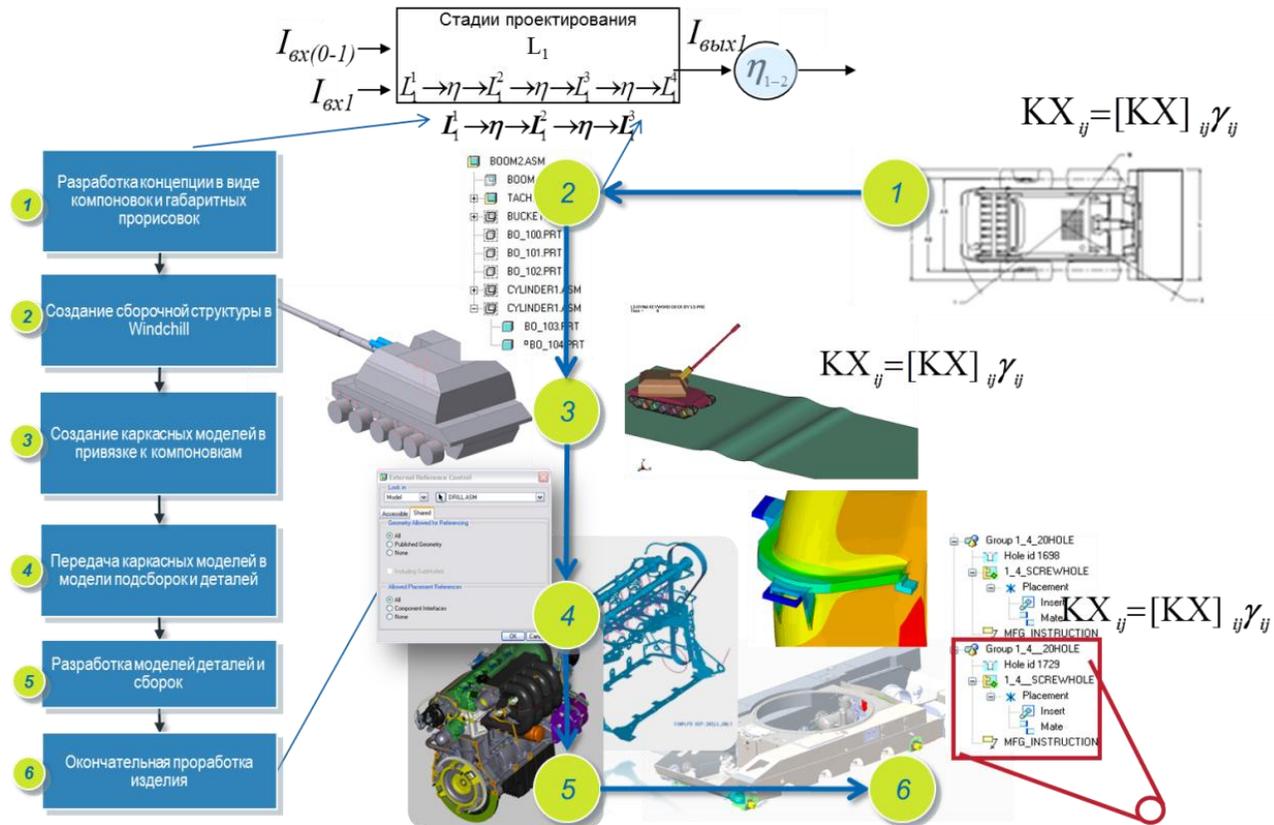


Рис. 4 . Повышение качества ОКР

СОЗДАНИЕ ИСКУССТВЕННОГО ТОПЛИВНОГО МАТЕРИАЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УСТАРЕВШИХ БАЛЛИСТИТНЫХ ПОРОХОВ И ПРОМЫШЛЕННЫХ ОТХОДОВ

И.В. БЕЛОВ

*ФГУП «Научно-исследовательский институт полимерных материалов»,
614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, 16,
т. (342) 254-11-95, факс (342) 283-68-87, E-mail: niipm@pi.ccl.ru*

В сегодняшнем мире очевидной стала необходимость кардинальной смены отношения ко всем видам сырья и ресурсов, внедрения энерго- и ресурсосберегающих технологий. В условиях возрастания топливно-энергетического дефицита, увеличения стоимости сырья и материалов различные промышленные отходы надо рассматривать с точки зрения их максимального использования.

Рядом отраслевых институтов, предприятиями промышленности и Министерством обороны РФ были проведены довольно широкие исследования по различным вариантам утилизации боеприпасов и их составляющих – порохов и твёрдых ракетных топлив (ТРТ). В результате, к настоящему времени накоплен определённый опыт практических работ по демонтажу и расснаряжению боеприпасов, переработке утилизируемых материалов в гражданскую продукцию.

Однако результаты проведённых исследований ещё предстоит внедрить в широкую практику, чтобы утилизация боеприпасов не сводилась главным образом к «добыче» лома цветных металлов. Подобная так называемая «частичная утилизация», влечёт за собой скопление на территориях арсеналов, баз и складов большого количества некондиционных боеприпасов, представляющих потенциальную опасность. Имеющаяся практика уничтожения боеприпасов и их элементов подрывом, сжиганием на открытых площадках, захоронением в земле или затоплением в прибрежной зоне морей приводит к безвозвратным потерям ценных материалов и нанесению значительного экологического ущерба территориям, прибрежной зоне морей, воздушному бассейну.

Значимым источником энергонасыщенных конденсированных материалов являются безвозвратные технологические отходы, смётки производств баллиститных порохов и ТРТ действующих предприятий спецхимии. На пороховых заводах в специально отведённых местах периодически производится сжигание таких отходов. В результате этого, с одной стороны имеется негативное воздействие на окружающую среду, а с другой – нерациональное уничтожение ценных энергетических материалов.

Таким образом, проблема разработки единых методов и технологий по использованию баллиститных твёрдых ракетных топлив (БТРТ) и порохов из устаревших боеприпасов, подлежащих утилизации, отходов, смёток текущего производства пороховых заводов, на сегодняшний день актуальна и требует своего практического разрешения.

В условиях истощения запасов природных ресурсов и возрастания топливно-энергетического дефицита разнообразные промышленные отходы, устаревшие баллиститные пороха и БТРТ могут явиться источником энергии и стать основой нового искусственного твёрдого топлива для бытового, коммунального и промышленного применения. Это может иметь важное народнохозяйственное значение, поскольку будут комплексно решаться проблемы безопасности, экологии и энергетики.

Основами создания такого искусственного топливного материала должны быть минимальные затраты, простота и безопасность производства, достижение высоких теплотехнических характеристик.

Баллиститные пороха и БТРТ, обладая небольшим, по сравнению с классическими видами промышленных и бытовых твёрдых топлив, запасом энергии (3,4–6,3 МДж/кг),

имеют ряд ценных свойств, выделяющих их из ряда горючих материалов [1]:

- достаточно низкая температура воспламенения ($T_{\text{всп}}=170-180^{\circ}\text{C}$);
- возможность горения без доступа кислорода воздуха;
- высокая температура продуктов горения;
- при взаимодействии с необходимым количеством кислорода воздуха запас их химической энергии реализуется со значительным увеличением.

Процесс горения порохов относится к самоускоряющимся автокаталитическим реакциям. Он протекает с высокой скоростью и выделением значительного количества газообразных продуктов реакции, имеющих высокую температуру, поэтому в составе топливных композиций баллиститные пороха и БТРТ необходимо использовать в качестве добавки улучшающей воспламенение или добавки инициирующей горение (ДИГ). При этом пороховой компонент будет обеспечивать устойчивое горение, способствовать высокой полноте сгорания топливного материала.

Рассматривая другие положительные аспекты использования баллиститных порохов и БТРТ в качестве ДИГ необходимо отметить следующее:

- при сгорании порохов практически отсутствуют какие-либо остатки, что приведёт к снижению зольности создаваемых рецептур;
- баллиститные пороха, по своей природе, гидрофобные, поэтому их использование в составе топливных композиций не ухудшит свойств последних по влагопоглощению;
- баллиститные пороха обладают достаточной механической прочностью, в связи с этим улучшатся механические свойства топливного материала в целом.

В составах баллиститных порохов и БТРТ могут содержаться разнообразные химические соединения. Токсичными свойствами обладают некоторые виды катализаторов горения и специальных добавок. Поэтому в качестве ДИГ твёрдого котельного топлива (ТКТ) возможно использование «чистых» пороховых баллиститных составов, т.е. не содержащих соединений тяжёлых металлов и других экологически потенциально опасных компонентов. Несмотря на данное ограничение, возможно применение для этих целей широкого спектра баллиститных рецептур.

Очевидно, что важными характеристиками пороха, в случае его использования в качестве ДИГ в топливном материале, является температура горения (T_{max}) и теплота сгорания (Q_n^e) – количество тепла, выделяемое при сгорании с достаточным количеством воздуха одного килограмма пороха. Последняя характеристика является очень значимой, так как при горении химическая энергия пороха преобразуется в тепловую, которая, в свою очередь, инициирует горение основного горючего топливной композиции.

С помощью «Программы для расчёта термодинамических функций» произведены необходимые расчёты для баллиститных составов, рассматриваемых в качестве ДИГ. При этом определена зависимость теплоты сгорания баллиститных порохов (Q_n^e) от массы воздуха (M_6), необходимого для окисления входящих в них компонентов ($\alpha=1$). Данная зависимость описывается формулой:

$$Q_n^e = 2521,4 \cdot M_6 + 5846,5$$

Расчётное значение теплоты сгорания рассматриваемых порохов (Q_n^e), при условии окисления имеющихся в них горючих элементов кислородом воздуха ($\alpha=1$), связано с теплотой сгорания порохов в стандартных условиях (Q) и определяется формулой:

$$Q_n^e = 17227 - 1,8061 \cdot Q$$

С помощью предложенных зависимостей можно установить, что чем больше количества воздуха требуется для окисления продуктов сгорания пороха, тем выше его финальная теплота сгорания. Низкокалорийные пороха требуют наибольшее количество воздуха, поэтому имеют значительный прирост теплоты сгорания.

Полученные зависимости верны для рецептов баллиститных порохов обладающих теплотой сгорания (Q) в стандартных условиях в диапазоне 2250 – 4700 кДж/кг и в составе которых отсутствуют катализаторы горения.

Для получения искусственного топливного материала с высокими теплотехническими характеристиками совместно с баллиститным порошком необходимо применение высококалорийного горючего. В качестве которого предлагается использовать отходы производства (отсевы по фракционному составу) активного древесного дробленого угля, выпускаемого промышленностью в соответствии с ГОСТ 6217-74 [2]. Ценный высокоэнергетический материал, содержащий в своём составе значительное количество углерода, в связи с отсутствием технологий по его дальнейшей переработке, не находит применения, периодически уничтожается методом захоронения.

Активный древесный уголь изготавливают из древесного угля марки А ГОСТ 6217-74 [3], его термообработкой водяным паром при температуре выше 800 °С и последующим дроблением. Сущность парогазовой активации состоит в удалении смолистых плёнок и в образовании полостей в процессе реакций органических включений угля с газами, содержащими свободный или химически связанный кислород. Известна брутто-формула характеризующая древесный уголь – $C_{32}H_{2,3}O_{0,2}$ [4]. Элементный состав активного древесного угля отличается от исходного древесного угля повышенным содержанием углерода и отсутствием в его составе летучих веществ. В связи с этим активный древесный уголь, его отсева характеризуются неудовлетворительной воспламеняемостью, температура воспламенения составляет ~700 °С [5].

Неудовлетворительную воспламеняемость рассматриваемого горючего предлагается компенсировать определённым количеством баллиститного пороха. Такое применение ряда баллиститных порохов и ТРТ, подлежащих утилизации, представляется наиболее рациональным, так как позволяет с наименьшими затратами использовать их энергетические свойства.

Физико-механические и часть эксплуатационных характеристик разрабатываемого искусственного ТКТ зависят от свойств используемого связующего, создающего каркас для основного горючего и частиц измельчённого пороха. Связующее должно отвечать следующим условиям:

- обеспечению достаточной величины физико-механических характеристик готового продукта;
- минимальному содержанию в составе;
- совместимостью с другими компонентами – горючим, порошком, влагой;
- отсутствию токсических свойств у самого связующего и его продуктов горения;
- приемлемому уровню теплоты сгорания и зольности;
- доступностью и относительной дешевизной.

Всем заданным требованиям удовлетворяет флокулянт марки «Праестол» ТУ 2216-001-40910172-98 [6]. Следует отметить, что теплота его сгорания, определённая в лабораторных условиях, превышает 20 МДж/кг, при этом зольность равна 2,3%.

Для прогнозирования характеристик горения ТКТ на основе отсева активного древесного угля были рассчитаны необходимые характеристики с использованием ряда рецептов баллиститных порохов. При этом содержание ДИГ изменялось от 3 до 25%. Установлено, что температура горения и теплота сгорания ТКТ с ДИГ фактически не зависят от марки входящего в состав композиции баллиститного пороха. Значения температуры горения топливных композиций (T_{max}) составляют 2005–2025 °С, при этом величины низшей теплоты сгорания (Q_n) находятся в диапазоне 24–29 МДж/кг. Теплота сгорания с увеличением содержания пороха в составе ТКТ уменьшается, температура горения незначительно растёт, таким образом, имеется возможность регулирования теплотехническими свойствами создаваемого материала.

В ходе работы, с использованием подобранного связующего, изготовлены образцы ТКТ с различным содержанием измельчённого баллиститного пороха, имеющего теплоту сгорания в стандартных условиях 3,2 МДж/кг. В зависимости от содержания пороха, теплота сгорания образцов топливного материала составила от 25,9 МДж/кг (при 10% пороха), до 23,5 МДж/кг (при 25% пороха).

Образцы топливного материала с ДИГ при дифференциально-термографическом анализе (ДТА) нагревались в открытом объёме реакционной ампулы с регистрацией тепловых эффектов с помощью программы «ТЕРМОДАТ», при этом получены значения температуры начала интенсивного разложения ($T_{инт}$) 130 – 150 °С, что характерно для входящего в состав композиции баллиститного пороха.

Фактически полученные значения зольности искусственного топливного материала не превышают 4% и соответствуют показателю «Массовой доли золы» исходных отсевов активного древесного угля.

Показатель гигроскопичности образца топливного материала, содержащего 19% баллиститного пороха равен 11,2% при 65% влажности.

При проведении исследований на чувствительность образцов топливного материала с ДИГ к механическим воздействиям установлено, что образцы, содержащие более 30% баллиститного пороха чувствительны к удару и трению. В связи с этим целесообразно ввести ограничение максимального содержания ДИГ в ТКТ 25%.

Основными принципами создания нового искусственного топливного материала являются:

- использование устаревших баллиститных порохов и БТРТ, отходов, смёток текущего производства пороховых заводов в качестве ДИГ основного энергетического компонента – отсевов производства активного древесного угля, обладающих, наряду с высоким уровнем теплотехнических характеристик, неудовлетворительным, затруднённым воспламенением;
- возможность регулирования теплотехническими свойствами предлагаемого топлива, за счёт изменения содержания входящих в него компонентов;
- использование в составе топливной композиции связующего – флокулянта «Праестол 2510», необходимого для придания определённых механических свойств и формования топливных элементов определённой геометрической формы с заданными размерами.

Таким образом, имеется реальная возможность производства высококалорийного искусственного ТКТ с ДИГ из компонентов, которые в настоящее время не находят своего использования и подвергаются уничтожению.

Библиографический список

1. Жегров Е.Ф. Пороха артиллерийские баллиститные // Энергетические конденсированные системы. Краткий энциклопедический словарь. – Под ред. акад. Б.П. Жукова. – М.: Янус-К, 1999. – С. 404-406.
2. ГОСТ 6217-74. Уголь активный древесный дроблёный. Технические условия. – Взамен ГОСТ 6217-52; введ. 1974 – 05 – 20. М.: Изд-во стандартов, 1984. – 8с.
3. ГОСТ 6217-74. Уголь древесный. Технические условия. – Взамен ГОСТ 7657 – 74; введ. 1986 – 01 – 01. – М.: ИПК Издательство стандартов, 1998.
4. Новый справочник химика и технолога. Сырьё и продукты промышленности органических и неорганических веществ. Ч. 1. – С.-Пб.: АНО НПО «Мир и Семья», АНО НПО «Профессионал», 2002. – 988 с.
5. Белов И.В., Ибрагимов Н.Г. Некоторые аспекты использования баллиститных порохов и твёрдых ракетных топлив, подлежащих утилизации // Вестник Казанского технологического университета. 2011. №21. С. 174-179.
6. ТУ 2216-001-40910172-98. Флокулянты марки «Праестол». Технические условия. – Введ. 1998–12–10. – Пермь: ЗАО «Компания «Москва-Штокхаузен-Пермь», 1998. – 28 с.

МЕТОДЫ УТИЛИЗАЦИИ ФОСФОРСОДЕРЖАЩИХ ДЫМОВЫХ БОЕПРИПАСОВ

**Н.М. ВАТУТИН, И.А. ЕМЕЛЬЯНОВ, А.С. КОЛЕРОВ, В.В. КОЛТУНОВ,
А.В. КОЧКИН, И.М. СИДОРОВ**

Федеральное казённое предприятие «Научно-исследовательский институт «Геодезия» (ФКП «НИИ «Геодезия»)

*141292, Московская обл., г. Красноармейск, пр-т Испытателей, д.14.
т. 8-(496)523-33-61, факс 8-(496)-523-54-99, E-mail yatutin@niigeo.ru*

В настоящее время для большинства скопившихся на арсеналах, базах и складах Минобороны России, подлежащих утилизации, боеприпасов (осколочных, фугасных, осколочно-фугасных, кумулятивных, бронебойных, подкалиберных) уже имеются различные способы их утилизации. Они основаны на извлечении разрывного заряда тем или иным методом, в зависимости от физико-химических свойств взрывчатых веществ (плавкие и неподдающиеся плавлению) и способов снаряжения (вкладные, прессованные, литые). Однако проведение утилизации дымовых, пристрелочно-целеуказательных и зажигательных боеприпасов, снаряженных желтым фосфором, обычными методами не представляется возможным, ввиду специфических свойств самого фосфора. По этой причине вопрос утилизации боеприпасов, снаряженных жёлтым фосфором даже не рассматривался.

А между тем номенклатура таких боеприпасов достаточно широка и включает в себя артиллерийские снаряды калибра от 85 до 203 мм, миномётные мины калибра от 82 до 240 мм, а также ручные гранаты. При этом общее количество таких боеприпасов достигает полутора миллионов штук. Учитывая, что боеприпасы в таком снаряжении, да и ещё с истекшими сроками хранения, представляют собой реальную угрозу возникновения чрезвычайных ситуаций в местах их хранения, проблема утилизации боеприпасов снаряженных жёлтым фосфором является чрезвычайно важной и актуальной.

Показателен такой факт нашей недавней истории, когда в 2011 году на 102 арсенале (г.Ижевск) после прекращения пожаров и взрывов через несколько дней внезапно на одном из объектов вновь появились очаги возгорания. Как в последствии удалось выяснить причиной этих пожаров явилась потеря герметичности хранившихся там снарядов, снаряженных желтым фосфором.

Вопрос отсутствия технологий утилизации фосфорных боеприпасов рассматривался на совещании Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации в начале 2012 года. На совещании было отмечено, что затянутое решение вопроса об утилизации фосфорсодержащих боеприпасов является одной из проблем выполнения государственного оборонного заказа в 2011 года.[1]

В этой связи ФКП «НИИ «Геодезия» в инициативном порядке приступило к разработке методов утилизации таких боеприпасов.

Сложность решаемой задачи обусловлена такими специфическими химическими свойствами жёлтого фосфора как способность самопроизвольного воспламенения на воздухе и высокой токсичностью, как самого фосфора, так и продуктов его горения. Поэтому важнейшим условием при разработке методов утилизации фосфорсодержащих снарядов являлось соблюдение особых мер предосторожности, обеспечивающих требуемый уровень безопасности проводимых работ.

Поэтому перед проведением работ потребовалось доскональное изучение, как конструктивных особенностей различных типов боеприпасов, так и физико-химических свойств самого фосфора. Перечень боеприпасов исследованных в процессе выполнения настоящей работы указан в таблице 1.

Таблица 1.

№ п/п	Наименование	Индекс
1	82-мм дымовая мина	Д832С
2	82-мм дымовая мина	Д-832
3	82-мм дымовая мина	Д832ДУ
4	85-мм дымовой снаряд	Д2
5	85-мм дымовой снаряд	Д-367
6	100-мм дымовой снаряд	Д3
7	100-мм дымовой снаряд	Д-412
8	120-мм дымовая мина	Д-843
9	120-мм дымовая мина	Д14
10	122-мм дымовой снаряд	Д4
11	122-мм дымовой снаряд	Д-462
12	122-мм дымовой снаряд	Д-462А

Конструкции различных типов дымовых, фосфорсодержащих боеприпасов показаны на рис. 1.

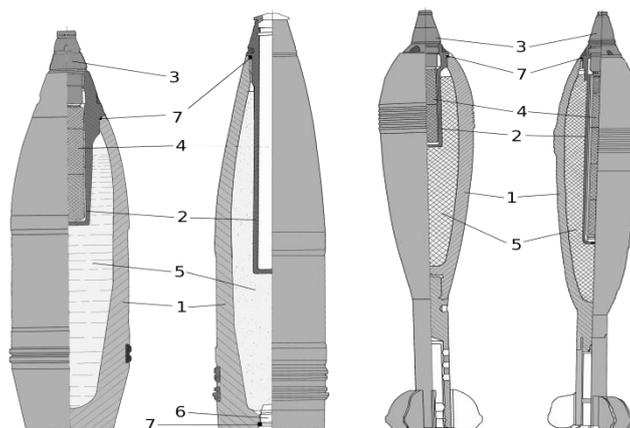


Рис. 1. Схема устройства различных типов дымовых боеприпасов:
 1 — корпус, 2 — запальный стакан, 3 — взрыватель, 4 — разрывной заряд,
 5 — дымообразующее вещество, 6 — пробка, 7 — свинцовая прокладка.

Внешним отличительным признаком дымового боеприпаса является наличие черной круговой полосы на корпусе снаряда. Боеприпас состоит из корпуса 1, ввинченного в очко корпуса запального стакана 2 и взрывателя 3. В зависимости от необходимого характера действия боеприпаса у цели снаряды могут оснащаться ударными или дистанционными взрывателями. В запальном стакане помещается разрывной заряд 4 состоящий из нескольких шашек взрывчатого вещества. Как правило, это 2 - 3 тротильные шашки и одна тетриловая шашка в качестве детонатора. Шашки склеены между собой и обернуты бумагой. Для обеспечения надёжной фиксации разрывного заряда в запальном стакане применяется набор регулировочных картонных прокладок. Вес разрывного заряда составляет от 1 до 1,5% от веса всего боеприпаса. Заполнение камеры дымообразующим веществом 5 может производиться как через отверстие в донной части, закрываемое затем винтовой пробкой 6 с само-

срезающейся головкой, так и через очко корпуса, закрываемое затем запальным стаканом. Камора заполняется дымообразующим веществом на 95 - 98%, что составляет от 10 до 15% от веса боеприпаса. Во всех случаях для обеспечения герметичности и предупреждения просачивания дымообразующего вещества наружу детали корпуса свинчиваются на суриковой замазке с установкой свинцовых прокладок 7, а стык запального стакана и корпуса часто ещё и закатывается [2, 3, 4].

Следует обратить особое внимание на то, что наряду с боеприпасами, снабжёнными длинными запальным стаканом, т.е. имеющими длину близкую к глубине каморы, встречаются и боеприпасы устаревшего образца с коротким запальным стаканом.

Учитывая высокую опасность на арсеналах, базах и складах Минобороны России дымовые снаряды хранятся в неокончательно снаряженном виде. Приведение боеприпаса в окончательно снаряженный вид производится только в случае их поставки в воинские части для проведения стрельб. Поэтому на утилизацию дымовые снаряды поступают без взрывателя и разрывного заряда. Однако даже в случае получения боеприпасов в окончательно снаряженном виде удаление взрывателя и разрывного заряда не составляет особой трудности, т. к. разрывной заряд свободно вкладывается в запальный стакан и поджимается хвостовиком взрывателя.

Проведённый анализ конструктивных особенностей боеприпасов показал принципиальную возможность их разборки как за счёт вывинчивания запального стакана по имеющемуся резьбовому соединению, используя для этого штатные места для фиксации специального ключа, так и простого механического нарушения герметичности корпуса за счёт просверливания сквозного отверстия в стенках корпуса по кратчайшему направлению или разламывания.

Теперь перейдём к изучению физико-химических свойств дымообразующего вещества, в данном случае - фосфора.

Фосфор - химический элемент V группы периодической системы Д.И.Менделеева имеющий атомный номер 15 [6, 7]. Из-за высокой химической активности в свободном состоянии в природе фосфор не встречается. Элементарный фосфор в обычных условиях представляет собой несколько устойчивых аллотропических модификаций. Обычно выделяют четыре модификации простого вещества — белую, красную, черную и металлический фосфор. Иногда их ещё называют главными аллотропными модификациями, подразумевая при этом, что все остальные являются разновидностью указанных четырёх. В обычных условиях существует только три первых аллотропических модификации фосфора — белый, красный и чёрный. Все модификации различаются по цвету, плотности и другим физическим характеристикам, существует устойчивая тенденция к резкому убыванию химической активности при переходе от белого к чёрному фосфору.

Белый фосфор представляет собой белое вещество (из-за примесей может иметь желтоватый оттенок) со специфическим чесночным запахом. Температура плавления 44,1 °С. По внешнему виду он очень похож на очищенный воск или парафин, легко режется ножом и деформируется от небольших усилий. Белый фосфор имеет молекулярное строение; формула - P₄. Плотность белого фосфора из всех его модификаций наименьшая и составляет около 1,82 г/см³. Химически белый фосфор чрезвычайно активен [6, 7, 8]. Например, он медленно окисляется кислородом воздуха уже при комнатной температуре и светится бледно-зелёным свечением. Белый фосфор не только активен химически, но и ядовит — он вызывает поражение костей, костного мозга, некроз челюстей. Летальная доза белого фосфора для взрослого мужчины составляет 0,05 — 0,15 г.

Жёлтым фосфором называется неочищенный белый фосфор, который в присутствии примесей — следов красного фосфора, мышьяка, железа и т.п. — окрашивается в жёлтый цвет, поэтому товарный белый фосфор и называется жёлтым [5]. Жёлтый фосфор также относится к вредным веществам (ПДК паров жёлтого фосфора в воздухе рабочей зоны про-

изводственных помещений составляет $0,03 \text{ мг/м}^3$), является огнеопасным кристаллическим веществом от светло-жёлтого до тёмно-бурого цвета. Из-за наличия примесей его удельный вес составляет $1,83 \text{ г/см}^3$, плавится при $+34^\circ\text{C}$, кипит при $+280^\circ\text{C}$. В воде практически не растворяется, растворимость при 25°C составляет менее $3,3 \times 10^{-4}\%$, что позволяет осуществлять его безопасное хранение под водой. На воздухе жёлтый фосфор легко окисляется и самовоспламеняется. При нагревании жёлтого фосфора в течение нескольких часов без доступа воздуха при температуре порядка $250 - 300^\circ\text{C}$ из него может быть получен красный фосфор. Этот переход является экзотермическим и может быть ускорен ультрафиолетовыми лучами, а также такими примесями как йод, натрий, селен. Горит жёлтый фосфор ослепительным ярко-зеленым пламенем с выделением густого белого дыма — мелких частичек декаоксида тетрафосфора P_4O_{10} - который сушит слизистые оболочки, вызывает кашель, удушье, отёк лёгких, ожоги на коже, поэтому сжигание фосфора является опасной операцией, проведение которой требует соблюдения особых правил техники безопасности. Таким образом, уничтожение фосфора можно производить методом сжигания на открытой, окопанной канавой, площадке в радиусе не менее 1 км от которой не должно быть жилых помещений, общественных зданий, дорог и зелёных насаждений [8, 10]. Известны случаи, когда с целью снижения вредного воздействия жёлтый фосфор перемешивают с сырой глиной. Но во всех случаях процесс сжигания без использования очистных сооружений наносит значительный ущерб окружающей природе и является неприемлемым.

Для тушения фосфора с целью снижения температуры очага возгорания и перевода фосфора в твердое состояние используют воду в больших количествах или раствор сульфата меди (медного купороса), после гашения фосфор засыпают влажным песком. При этом насыщенный раствор сульфата меди связывает фосфор в безопасные соединения. Для предохранения от самовозгорания жёлтый фосфор хранится и перевозится под слоем воды (при отрицательных температурах - раствора хлористого кальция или хлористого натрия).

Красный фосфор, также называемый фиолетовым фосфором — это более термодинамически стабильная модификация элементарного фосфора. В зависимости от способа получения и степени дробления красного фосфора, имеет оттенки от пурпурно-красного до фиолетового, а в литом состоянии — тёмно-фиолетовый с медным оттенком металлического блеска. Химическая активность красного фосфора значительно ниже, чем у белого [6, 7, 9]. Он нерастворим в воде, после замачивания в воде он может быть высушен и использован по назначению. Красный фосфор на воздухе не самовоспламеняется, вплоть до температуры $240 - 250^\circ\text{C}$ (при переходе в белую форму во время возгонки), но самовоспламеняется от трения или удара. Его ядовитость в тысячи раз меньше, чем у белого, поэтому он находит широкое применение в промышленности, в том числе и пиротехнике.

Чёрный фосфор — это наиболее термодинамически и химически стабильная, и наименее активная форма элементарного фосфора. Чёрный фосфор может быть получен из белого фосфора под давлением 20 тысяч атмосфер и температуре более 200°C [6, 7]. Чёрный фосфор представляет собой чёрное вещество с металлическим блеском, жирное на ощупь внешне похожее на графит, с полностью отсутствующей растворимостью в воде. Поджечь чёрный фосфор можно, только в атмосфере чистого кислорода раскалив до 400°C .

Таким образом проведённый анализ физико-химических свойств жёлтого фосфора позволил установить, что:

- уничтожение боеприпасов снаряженных жёлтым фосфором методом сжигания с соблюдением экологических требований не представляется возможным;
- для изоляции жёлтого фосфора от атмосферного воздуха может быть использована при положительных температурах вода, а при отрицательных температурах водные растворы [8].

На основании полученных выводов было предложено два основных метода утилизации дымовых боеприпасов:

- 1) Метод слива желтого фосфора;
- 2) Термический метод утилизации фосфорсодержащих боеприпасов.

Теперь остановимся более подробно на рассмотрении каждого из предложенных методов утилизации.

Метод слива желтого фосфора.

Для реализации данного метода утилизации наиболее подходящим является технологический процесс основанный на сливе жёлтого фосфора под водой. Принципиальная схема предлагаемой для этого экспериментальной установки приведена на рис. 2.

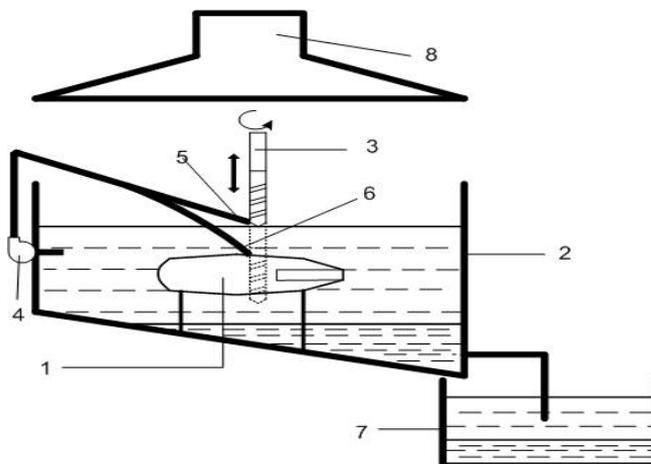


Рис.2. Схема экспериментальной установки для изучения метода утилизации боеприпасов снаряженных жёлтым фосфором:

- 1 - подлежащий утилизации боеприпас, 2 - технологическая ёмкость,
3 - сверло, 4 - циркуляционный насос, 5 — автоматический омыватель сверла,
6 - ручной омыватель для промывки камеры, 7 - ёмкость для хранения, 8 - зонт вытяжной вентиляции.

Технологический процесс можно может быть организован следующим образом. Предварительно прогретый до температуры $65 \pm 5^\circ\text{C}$ корпус боеприпаса 1 без взрывателя и разрывного заряда погружается в обогреваемую технологическую ёмкость 2 заполненную горячей водой при температуре $65 - 70^\circ\text{C}$ на глубину не менее 30 см от верхней точки корпуса до поверхности воды. Этот температурный диапазон позволяет обеспечить максимальную текучесть жёлтого фосфора при сохранении изоляционных свойств воды. Дно технологической ёмкости должно иметь соответствующие уклоны для обеспечения сбора и последующего слива извлекаемого продукта. Боеприпас в ёмкости надёжно закрепляется в таком положении чтобы предполагаемое выходное отверстие находилось в нижней части камеры. Затем сверлом (используется магнитное сверло, чтобы исключить попадание металлической стружки в фосфор) 3 диаметром от 20 до 30 мм под водой в корпусе делается сквозное отверстие. Отверстие должно проходить между дном камеры и концом запального стакана. Скорость вращения и подача сверла выбираются такими, чтобы исключить как возможность захвата воздуха с поверхности на глубину, так и захват фосфора с глубины и его вынос за поверхность воды. Для предупреждения контакта фосфора с воздухом сверло должно в автоматическом режиме постоянно омываться струёй воды 5 из технологической ёмкости циркулирующей под действием насоса 4. Напор струи должен быть достаточным для омывания сверла и одновременно исключать возможность бурление жидкости в ёмкости. В связи с тем, что удельный вес фосфора больше воды после образования сквозного отверстия рас-

плавленый желтый фосфор под собственным весом, самотеком сливается из камеры в технологическую ёмкость и собирается в её нижней части. После окончания сверления и начала вытекания фосфора сверло удаляется из технологической ёмкости. После окончания свободного вытекания фосфора для лучшей очистки камеры она с помощью ручной промывочной головки 6 промывается струёй воды подаваемой насосом 4 из технологической ёмкости под небольшим напором. После промывки камеры собранный фосфор сливается в ёмкость для хранения 7, после чего пустой корпус в технологической ёмкости не вынимая из воды перекладывается в транспортный контейнер и передаётся на операцию нейтрализации. Полная нейтрализация возможного остатка фосфора может достигаться как последующим помещением корпуса боеприпаса в ванну с водным раствором медного купороса, так и продуванием камеры сжатым воздухом под водой. После нейтрализации пустой корпус становится абсолютно безопасным в обращении.

Собранный в ёмкостях для хранения жёлтый фосфор может храниться под водой неограниченное время и в последующем может быть поставлен к примеру на ФКП «Завод им. Я.М. Свердлова» для переработки в красный фосфор на создаваемом там новом производстве.

Термический метод утилизации.

При разработке метода термической утилизации боеприпасов снаряженных жёлтым фосфором была использована, выявленная в процессе ранее проведённого анализа физико-химических свойств фосфора, такая его особенность как способность к переходу жёлтого фосфора (химическая формула P_4) в красный фосфор (химическая формула P_n).

Переход жёлтого фосфора в красный сопровождается выделением тепла (тепла перехода) и может быть описан следующим уравнением:

$$P_4 = P_n + 4,4 \text{ ккал}$$

Такая реакция например может протекать с незначительной скоростью даже при комнатной температуре в условиях длительного хранения фосфора, но процесс перехода может быть значительно ускорен за счёт нагревания или воздействия ультрафиолетового излучения, а также присутствием таких веществ как йод, натрий, селен др.) Длительное нагревание (без доступа воздуха) выше $\sim 180^\circ\text{C}$ разрушает систему связей групп P_4 , в результате чего начинается реакция полимеризации приводящая к превращению жёлтого фосфора в красный. Использование этого свойства положено в основу практического получения красного фосфора путём длительного нагревания жёлтого фосфора в герметизированной аппаратуре при температуре порядка $250 - 260^\circ\text{C}$. В процессе перехода давление паров фосфора может достигать $133,3 \text{ кПа}$ ($1,36 \text{ кгс/см}^2$). Кроме того, в процессе перехода происходит увеличение плотности фосфора с $1,83 \text{ г/см}^3$ у жёлтого фосфора до $2,31 \text{ г/см}^3$ у красного фосфора.

На основании выполненного теоретического анализа и экспериментальных опытов можно утверждать, что:

- конструкция корпуса боеприпаса выдерживает давление паров фосфора которое в процессе проведения реакции перехода жёлтого фосфора в красный может достигать $133,3 \text{ кПа}$ ($1,36 \text{ кгс/см}^2$);

- температура плавления свинца, используемого для изготовления уплотнительных прокладок составляет $327,4^\circ\text{C}$, что значительно меньше требуемой для проведения процесса перехода — это обеспечивает требуемую герметичность корпуса в процессе проведения реакции перехода;

- увеличение плотности фосфора в процессе проведения реакции перехода с $1,83 \text{ г/см}^3$ у жёлтого до $2,31 \text{ г/см}^3$ у красного приводит к уменьшению его объёма, а следовательно появлению зазора между запальным стаканом и образовавшимся брикетом красного фосфора.

Сделанные заключения позволили предложить следующий технологический процесс термического метода утилизации боеприпасов снаряженных фосфором. Он состоит из следующих основных этапов: подготовка боеприпаса к утилизации, перевод жёлтого фосфора в красный, вывинчивание запального стакана, извлечение красного фосфора, подготовка металлолома.

1. Подготовка корпуса боеприпаса к утилизации заключается в его доставке со склада, извлечении из ящика, очистки от консервационной смазки и вывинчивания пластмассовой пробки из запального стакана. При необходимости может производиться вывинчивание взрывателя и удаление свободно вложенного разрывного заряда.

2. Перевод жёлтого фосфора в красный производится на установке показанной на Рис. 3.

Подготовленный корпус боеприпаса 1 без взрывателя, разрывного заряда и пластмассовой пробки устанавливается в муфельную печь 2. В печи за счёт электрических нагревательных элементов 3 происходит разогрев корпуса до заданной температуры $250 - 260 \text{ }^\circ\text{C}$ достаточной для протекания реакции перехода. Поддержание заданной температуры на постоянном уровне в течение нескольких часов обеспечивается автоматическим регулятором 4. Регулятор включает или выключает нагревательные элементы, а в случае превышения заданной температуры за счёт тепла выделяющегося в процессе проведения реакции перехода дополнительно включает воздушный вентилятор 5 для подачи воздуха и принудительного снижения температуры. По истечении установленного периода времени, достаточного для завершения реакции полимеризации приводящей к переходу жёлтого фосфора в красный, печь отключается и корпус естественным образом охлаждается в печи до комнатной температуры. После охлаждения корпус извлекается из печи.

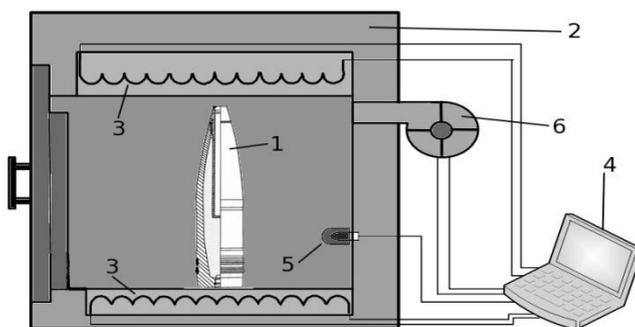


Рис. 3. Экспериментальная установка для отработки термического метода утилизации:
1 – корпус боеприпаса без взрывателя, 2 – муфельная печь, 3 – электрический нагревательный элемент,
4 – автоматический регулятор, 5 – термодатчик, 6 – воздушная вентиляция.

3. Следует отметить, что образовавшийся красный фосфор имеет повышенную чувствительность к механическим воздействиям. Но в связи с тем, что в процессе полимеризации фосфора происходит увеличение его молекулярной массы объём занимаемый красным фосфором становится меньше занимаемого ранее жёлтым фосфором, что в итоге должно

привести к появлению зазора между образовавшимся в корпусе брикетом красного фосфора со стенками корпуса и запального стакана. Появление зазора должно позволить снизить опасность процесса вывинчивания запального стакана. Но в любом случае операцию следует считать опасной и проводить дистанционно и поэтому на третьем этапе корпус устанавливается на станок вывинчивания и надёжно закрепляется. На имеющиеся у запального стакана шлицы надевается специальный ключ и присоединяется к приводной головке для обеспечения дистанционного вывинчивания запального стакана из корпуса боеприпаса. После вывинчивания запального стакана корпус снимается и передаётся на операцию извлечения красного фосфора, а извлечённый запальный стакан на операцию подготовки металлолома.

4. С учётом нерастворимости красного фосфора в воде наиболее подходящим методом его извлечения из камеры корпуса боеприпаса является его вымывание струёй воды высокого давления на установке гидрокавитационного вымывания ГKM4. На данной установке под действием кавитационных струй воды высокого давления производится разрушение брикета и вымывание образовавшегося красного фосфора. Отделение извлечённого красного фосфора из отработанной воды производится с использованием имеющегося у установки комплекса отжима извлечённого продукта и очистки оборотной воды OPAL 2" DOROT Valve, PP Manifold. После просушивания извлечённый красный фосфор сохраняет свои первоначальные свойства и может быть использован для дальнейшей переработки.

5. После извлечения красного фосфора корпус и запальный стакан боеприпаса подлежат обжигу в обычном порядке и затем сдаются в металлолом. При необходимости у артиллерийских снарядов производится операция по снятию медного ведущего пояса.

В заключении хотелось бы отметить, что оба метода обеспечивают комплексную утилизацию фосфоросодержащих боеприпасов, так как позволяют провести стопроцентную, безотходную утилизацию боеприпаса с получением фосфора, а также лома чёрных и цветных металлов. В тоже время термический метод утилизации обеспечивает большую безопасность т.к. исключает необходимость проведения работ непосредственно с жёлтым фосфором.

Библиографический список

1. Протокол совещания Военно-промышленной комиссии от 24.01.2012 г. № БО-П22-3прВПК.
2. *Чистяков М.Н.* Артиллерия. М., 1953.
3. *Третьяков Г.М.* Боеприпасы артиллерии. М., 1947.
4. *Будников М.А., Левкович А.А., Быстров И.В.* и др. Взрывчатые вещества и пороха. М., 1955.
5. *Везер В.-Дж.*, Фосфор и его соединения. Пер. с англ., М., 1962.
6. *Реми Г.* Курс неорганической химии. Пер.с нем., т.1, М., 1963.
7. *Некрасов Б.В.* Основы общей химии. Т.1, М., 1973.
8. ГОСТ 8986-82 Фосфор жёлтый технический. Технические условия. М., 1998.
9. ГОСТ 8655-75 Фосфор красный технический. Технические условия. М., 1999.
10. Правила безопасности для производств фосфора и его неорганических соединений. ПБ 09-597-03, М., 2003.

ПРИВЕДЕНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ПО ОТРАБОТКЕ РДТТ К ЭКОЛОГИЧЕСКИМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ОЧИСТКЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

**Н.М. ВАТУТИН, И.А. ЕМЕЛЬЯНОВ, А.С. КОЛЕРОВ,
А.И. САДОВСКИЙ, М.И. СИДОРОВ, Т.А. ТЕПЛОВА**

*Федеральное казённое предприятие «Научно-исследовательский институт «Геодезия»
(ФКП «НИИ «Геодезия»)*

*141292, Московская обл., г. Красноармейск, пр-т Испытателей, д.14.
т. 8-(496)523-33-61, факс 8-(496)-523-54-99, E-mail yatutin@niigeo.ru*

Стратегический мобильный комплекс "Тополь" 15Ж58 (РС-12М) с трехступенчатой твердотопливной межконтинентальной баллистической ракетой (МБР), был принят на вооружение в 1988 году и до настоящего времени находится на боевом дежурстве. О высокой надежности данного комплекса говорит тот факт, что за время его испытаний и эксплуатации было произведено более пятидесяти контрольно-испытательных пусков ракет. Все они прошли безотказно. Первоначально для данного комплекса был установлен гарантийный срок эксплуатации ракеты в 10 лет. В последующем он был продлен до 15 лет. Таким образом в настоящее время срок службы МБР РС-12М превышает 20 лет.

Кроме того в рамках выполнения взятых на себя Российской Федерацией по Соглашению с Соединёнными Штатами Америки относительно безопасных и надежных перевозок, хранения и уничтожения оружия и предотвращения распространения оружия от 17 июня 1992 года и Протокола к нему от 16 июня 1999 года и 16 июня 2006 года, в рамках Программы по сокращению угрозы в ликвидации комплексов МБР SS-25 (РС-12М). Таким образом проблема утилизации МБР РС-12М является чрезвычайно важной и актуальной задачей.

Проблема утилизации МБР обостряется тем, что при сгорании смесового твёрдого ракетного топлива (СТРТ) входящего в состав ракетных двигателей МБР образуются и выделяются в атмосферу такие вещества как: водород, пары воды, оксид углерода, азот, хлористый водород, двуокись углерода, цианид водорода, оксид алюминия и др. вещества.

В этой связи обеспечение экологической безопасности наземных огневых стендовых испытаний крупногабаритных РДТТ, а также их утилизации методом прожига является чрезвычайно важной задачей.

Для обеспечения безопасности проводимых работ на ФКП «НИИ «Геодезия» был создан уникальный комплекс для экологически чистой утилизации твердотопливных ракетных двигателей межконтинентальных баллистических ракет типа РС-12М методом прожига, который обеспечивает проведение огневых испытаний и утилизацию РДТТ с максимальной массой заряда СТРТ до 30 т.

Экологически чистый стенд располагается на территории одной из испытательных площадок предприятия. В его состав входят 3 комплекса:

- сборочно-подготовительный, включающий в себя здание флегматизации, здание ультразвуковой дефектоскопии, здание рентгеноскопии, пульт управления рентгеноскопией;
- стендовый, включающий в себя закрытый горизонтальный стенд, газожидкостной эжектор (ГЖЭ), газоход, сепаратор, здание приготовления нейтрализующего раствора, коллекторная, газгольдеры, дистанционный пульт управления;
- вспомогательный, включающий в себя котельную, насосную, компрессорную, трансформаторную подстанцию.

Состав комплекса для утилизации РДТТ представлен на рис. 1.

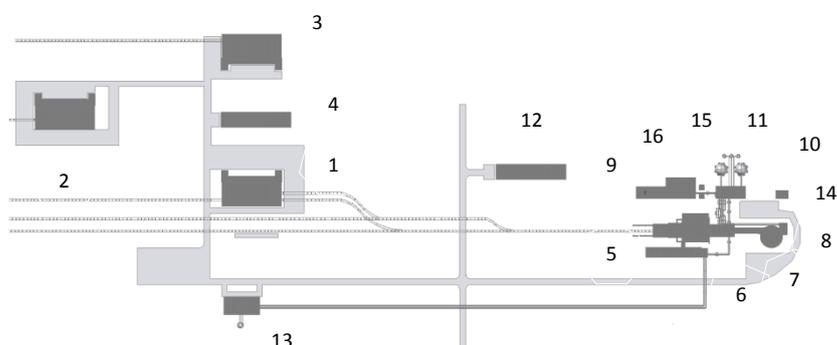


Рис.1 Состав комплекса для утилизации РДТТ.

1. Здание флегматизации, 2. Здание ультразвуковой дефектоскопии, 3. Здание рентгеноскопии, 4. Пульт управления рентгеноскопией, 5. Закрытый горизонтальный стенд, 6. Газожидкостной эжектор (ГЖЭ), 7. Газоход, 8. Сепаратор, 9. Здание приготовления нейтрализующего раствора, 10. Коллекторная, 11. Газгольдеры, 12. Дистанционный пульт управления, 13. Котельная, 14. Насосная, 15. Компрессорная, 16. Трансформаторная подстанция.

Технологический процесс утилизации РДТТ представлен на рис.2 и осуществляется в следующем порядке.

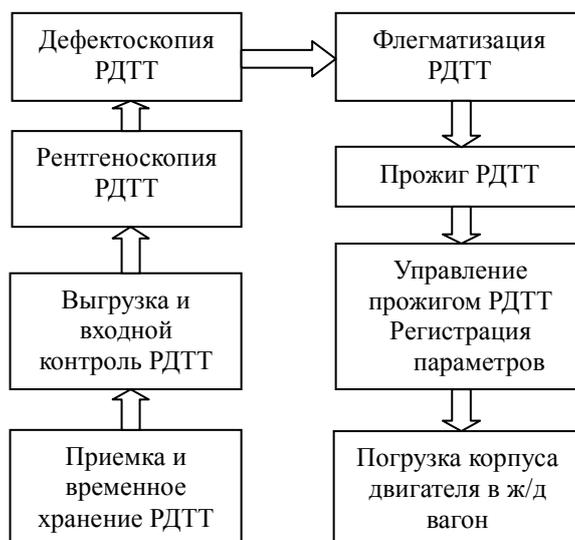


Рис.2 Технологический процесс утилизации РДТТ.

Комплекты ракетных двигателей поступают на предприятие в специальных вагонах обеспечивающих безопасность перевозки и поддержание в процессе неё заданных температурных параметров.

После разгрузки из вагонов поступившие двигатели подвергаются всестороннему входному контролю путём внешнего осмотра, ультразвуковой дефектоскопии и рентгеноскопии. После чего двигатели подвергаются флегматизации.

На основании данных полученных после рентгеноскопии и ультразвуковой дефектоскопии принимается та или иная схема проведения процесса флегматизации.

Операция флегматизации заключается в приготовлении специального флегматизирующего состава который затем с помощью технических средств обеспечивает уменьшение площади горения и как следствие меньший газоприход.

Подготовленные таким образом двигатели железнодорожным или автомобильным транспортом доставляются на закрытый горизонтальный стенд, где с помощью мостового крана, подлежащий утилизации двигатель с транспортной платформы подается через подвижный шибер и устанавливается на ступень закрытого огневого стенда. На стенде производится стыковка двигателя с ГЖЭ, представляющего собой металлическую трубу, состоящую из двух частей, одна из которых является подвижной. Подвижная часть предназначена для установки и компенсации длины двигателя.

Работа комплекса основана на том, что при прожиге производится связывание продуктов сгорания и токсичных веществ в газожидкостном эжекторе за счёт подачи в него в процессе работы двигателя специального нейтрализующего раствора, а также дожигания продуктов сгорания твёрдого топлива за счёт подачи в эжектор сжатого воздуха.

Образующаяся в результате этого в эжекторе паро-газовая смесь продвигаясь по ГЖЭ и газоходу охлаждается и поступает в сепаратор где под действием центробежных сил происходит её разделение. Более лёгкие, т.е. очищенные продукты собираются в центре, а более тяжёлые, т.е. загрязнённые оседают и собираются на дне сепаратора. Очищенный таким образом паро-газовый поток выбрасывается в атмосферу через центральную выхлопную трубу. Отработанный раствор с поглощёнными им вредными веществами через коллекторную перекачивается в здание очистки и приготовления нейтрализующего раствора для последующей фильтрации, восстановления и повторного использования.

Управление процессом прожига осуществляется дистанционно в автоматическом режиме.

Применение указанного технологического процесса обеспечивает соблюдение экологических норм в процессе проведения утилизации ракетного двигателя.

Использование экологически чистого комплекса позволит обеспечить степень очистки образующихся продуктов сгорания СТРТ по оксиду углерода и оксиду алюминия до 98,5%, по хлористому водороду до 99,3%, а по цианистому водороду и другим легколетучим соединения до 100%.

Предельно – допустимые концентрации некоторых соединений, поступающих в атмосферу после «экологически чистой» утилизации РДТТ, указаны в таблице 1.

Таблица 1

Вещество	Предельно-допустимая концентрация, мг/м ³		
	среднесуточная	максимально-разовая	рабочей зоны
Оксид алюминия	0,01	-	2
Хлористый водород	0,1	0,3	5
Водород цианистый	0,01	-	-
Оксид углерода (угарный газ)	3	5	20

Библиографический список

1. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе / В. Т. Волков, Д. А. Ягодников. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007.
2. Положительное заключение ФГУ «ГЛАВГОСЭКСПЕРТИЗА РОССИИ» №808-07/ГГЭ-4397/03 от 31 октября 2007 года.
3. Основы промышленной технологии утилизации крупногабаритных твердотопливных зарядов / Л. В. Забелин, А. Н. Поник, В. Ю. Мелешко, Р. В. Гафиятуллин. М.: Недра, 2004.

**Фундаментальные основы баллистического проектирования
2012**

**Заседание отделения №3
«Боеприпасы и специальные средства поражения»
Российской академии ракетных и артиллерийских наук**

Руководитель заседания, научный руководитель
отделения №3 РАРАН, академик РАРАН
Чижевский Олег Тимофеевич



**ОСНОВНЫЕ НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ,
РАССМАТРИВАЕМЫЕ КООРДИНАЦИОННЫМ ЦЕНТРОМ
ПО АВТОНОМНЫМ СИСТЕМАМ НЕКОНТАКТНОГО ПОДРЫВА.**

О.Ф. АНДРЮШИН

ОАО "НПП "Дельта", г. Москва,

тел. 8(499)154-50-65, e-mail: oa@nppdelta.ru, www.nppdelta.ru

Координационный центр по автономным системам неkontaktного подрыва создан в марте 2010 г. и является экспертным структурным научно-техническим формированием, действующем при секции «Боеприпасы и спецхимия» Научно-технического совета ГК «Ростехнологии».

Деятельность Координационного центра направлена на выработку и реализацию, с учетом мировых тенденций, единых концептуальных подходов к созданию перспективных систем неkontaktного подрыва с элементами искусственного интеллекта, успешно конкурирующих с зарубежными аналогами, проектируемых предприятиями взрывательного профиля для высокоточных боеприпасов систем вооружения СВ, ВМФ и ВВС России.

Координационный центр, в деятельности которого принимают участие девять членов РАРАН, восемь из которых представляют отделение № 3, функционирует на базе ассоциированного члена РАРАН ОАО «НПП «Дельта» и в своей деятельности руководствуется ФЦП «Развитие ОПК на период до 2020 года», Решениями НТС ВПК при Правительстве РФ, Департамента промышленности обычных вооружений, боеприпасов и спецхимии Минпромторга России, секции «Боеприпасы и спецхимия» НТС ГК «Ростехнологии» и НТС ОАО «НПК «Техмаш».

В состав Координационного центра входят также руководители и ведущие специалисты предприятий разработчиков и изготовителей взрывателей и боеприпасов, институтов Министерства обороны, МГТУ им. Н.Э. Баумана, представители смежных предприятий и организаций, обладающих определенными научно-техническими достижениями в областях, расширяющих возможности создаваемых взрывателей новых поколений.

Основной целью Координационного центра является поиск нетрадиционных путей и методов повышения боевой эффективности находящихся на вооружении и проектируемых для нужд СВ, ВВС и ВМФ перспективных боеприпасов путем создания на базе последних достижений отечественной радиоэлектроники, электротехники и компьютерного моделирования интеллектуальных высокоточных НВУ, обеспечивающих поражение любых целей в сложной помеховой обстановке, создаваемой средствами радиоэлектронного противодействия вероятного противника.

Главной задачей Координационного центра является поиск научно-технических решений, направленных на:

- расширение функциональных возможностей взрывателей нового поколения;
- повышение их точности, надежности и безопасности;
- снижение стоимости изготовления;
- сокращение времени подготовки стрельбы (автоматизация подготовки к выстрелу);
- создание стандартного цифрового интерфейса программирования боеприпаса по неkontaktному каналу передачи данных;

- внедрение программируемых устройств и цифровых методов обработки информации;
- освоение методов инерциальной и спутниковой навигации для задач неконтактного подрыва и управления движением боеприпаса;
- формирование обобщенных требований к созданию специализированной элементной базы (изделий электронной техники, электротехники (источников тока), микромеханики, пьезокерамики, функциональной электроники, одноразовых полупроводниковых структур и др.), обеспечивающей работу перспективных неконтактных взрывательных систем в различных диапазонах длин волн и использование разнообразных физических принципов обнаружения цели, а также отвечающей жестким условиям применения в различных видах высокоточных боеприпасов;
- обеспечение межвидовой и поузловой унификации НВУ, проектируемых в интересах СВ, ВМФ и ВВС России.

Важная роль в решении задачи повышения боевой эффективности боеприпасов всех видов вооружения отводится многофункциональным взрывательным устройствам новых поколений, обеспечивающим коррекцию траектории, управление движением боеприпаса и его подрыв в зависимости от боевой задачи в заданный момент времени или на заданном расстоянии от поражаемого объекта.

В соответствии с мировыми тенденциями развития многофункциональных взрывателей неотъемлемыми элементами их структуры становятся прецизионные датчики параметров движения боеприпаса (гироскопы, акселерометры, датчики угловых скоростей и линейных ускорений), приемные блоки спутниковых навигационных систем, функциональные элементы сверхширокополосной локации и др.

Разработка МФВУ нового поколения для боеприпасов вооружения СВ, ВМФ и ВВС с блоками обработки постоянно расширяющегося объема бортовой измерительной информации в габаритах штатных боеприпасов обуславливает необходимость поиска путей создания унифицированных микромодулей межвидового применения на базе специализированных БИС и отечественных технологий микрооптоэлектроники, микросистемной техники и микромеханики.

Эти вопросы являются предметом постоянного рассмотрения на заседаниях Координационного центра и межотраслевых совещаниях, проводимых с участием представителей Координационного центра.

В частности, на совещании рабочей группы по микроэлектронике Минпромторга, состоявшемся в 2010 г. с участием представителей Координационного центра, было принято решение о выделении в отдельную группу ОКР по созданию специализированных БИС для боеприпасов, проводимых в рамках подпрограммы «Развитие ЭКБ на период до 2020 г.».

В результате проведенного конкурса в настоящее время предприятием ОАО «НИИМЭ и Микрон» в интересах ОАО «НПП «Дельта» и ОАО «НПО «Прибор» проводится разработка четырех комплектов БИС, необходимых для создания МФВУ новых поколений с элементами искусственного интеллекта.

Разработка упомянутых комплектов БИС позволит создать принципиально новые многофункциональные взрывательные устройства, что обеспечит существенный качественный рост боевой эффективности боеприпасов малого и среднего калибров систем вооружения наземного, воздушного и морского базирования.

На заседаниях координационного центра были рассмотрены и рекомендованы к реа-

лизации следующие перспективные направления создания высокоэффективных многофункциональных взрывательных устройств (МФВУ) для боеприпасов ствольной и реактивной артиллерии повышенной точности:

1. Создание не имеющего аналогов перспективного унифицированного сверхширокополосного радиовзрывателя (СШП РВ) повышенной точности, надежности и помехозащищенности межвидового применения.

2. Использование пьезоэлектрических сенсоров в задачах коррекции движения боеприпасов.

3. Применение бесплатформенных инерциальных навигационных систем.

Каждое из перечисленных направлений является прорывным в области разработки и производства массовых боеприпасов ствольной и реактивной артиллерии.

Так, в сравнении с традиционной узкополосной локацией СШП радиовзрыватели применительно к задачам неконтактного подрыва обладают следующими принципиальными преимуществами.

1. Высокая информативность принимаемого (отраженного) сигнала - разрешение наблюдаемых целей на три порядка превышает разрешение узкополосных РЛС.

2. Высокая точность измерения расстояния до цели.

3. Определение собственного положения на траектории.

4. Защищенность от всех видов создаваемых (организованных) помех – повышенная скрытность боевого применения.

5. Селекция движущихся целей на фоне естественных и искусственных пассивных помех (дождя, тумана, аэрозолей, металлизированных полос).

6. Высокая вероятность обнаружения малоразмерных летательных аппаратов на фоне лесистой местности и водной поверхности.

7. Возможность получения радиопортрета цели, позволяющая распознавать класс и тип цели.

8. Независимость функционирования СШП приемо-передатчика от вибраций элементов корпуса снаряда (виброустойчивость), исключающая траекторные срабатывания НВУ.

9. Повышенная надежность и технологичность конструкции, обусловленная исключением из структуры НВУ блока промежуточной частоты.

10. Низкая стоимость и энергопотребление.

11. Малые габариты, позволяющие разместить СШП радиовзрыватель в боеприпасах калибра 40 мм.

12. Возможность создания на базе комплекта БИС для неконтактного подрыва боеприпасов, разрабатываемого ФГУП «НИИМЭ и Микрон» совместно с ФГУП «НПП «Дельта», промышленной технологии изготовления межвидового унифицированного ряда НВУ для боеприпасов полевой и зенитной артиллерии, реактивных снарядов РСЗО, авиационных бомб, средств ближнего боя, минометных мин, зенитных ракет войсковых и морских комплексов, управляемых и неуправляемых авиационных ракет.

Перспективы использования в бортовых системах высокоточных боеприпасов ствольной и реактивной артиллерии пьезоэлектрических сенсоров связаны с решением трех актуальных задач.

Первая задача связана с созданием многоканального бортового информационно - измерительного модуля датчиков параметров движения боеприпаса на каждой из трех стадий его активного жизненного цикла: выстрел, траектория, контакт с целью, или подстилающей поверхностью.

Вторая - с созданием твердотельного бортового генератора тока с временем выхода на режим в миллисекундном диапазоне.

И третья – с возможным использованием пьезопреобразователей для целенаправленного изменения аэродинамического качества боеприпаса на траектории его движения.

Бортовой информационно - измерительный модуль датчиков параметров движения является составной частью многофункционального радиовзрывателя и предназначен для:

- определения момента дистанционного подрыва;
- генерации импульса подрыва контактных взрывателей;
- исключения ложных траекторных срабатываний боеприпаса вследствие воздействия на радиовзрыватель вибраций элементов снаряда;
- защиты от активных помех, создаваемых средствами радиоэлектронной борьбы (РЭБ);
- срабатывания контактного взрывателя при попадании боеприпаса в мягкие подстилающие поверхности;
- выработки сигнала для самоликвидации боеприпаса;

Состав пьезодатчиков в каждом конкретном случае зависит от вида боеприпаса, его калибра, а также от решаемых боеприпасом задач. В максимальной комплектации бортовой информационно - измерительный модуль датчиков параметров движения включает акселерометры для измерения угловых и линейных ускорений, неинерциальные двух и трехосные гироскопы для контроля положения главной оси боеприпаса на траектории, датчики вибрации, удара и числа оборотов.

Принцип работы бортового генератора тока заключается в преобразовании возникающего в момент выстрела внешнего силового воздействия на пьезоэлемент с присоединенной массой, помещенной в колебательную систему, в электрический импульс. За время выстрела и в течение времени затухания колебаний после выстрела пьезоэлемент будет испытывать циклические многократные перегрузки. В результате каждого цикла с электродов генератора может быть снята энергия. При приемлемых габаритах, оптимальном соотношении объемов между пьезоэлектриком и присоединенной массой, правильном выборе жесткости и добротности колебательной системы, удельная энергия бортового импульсного генератора тока может составлять порядка 1 Дж/см^3 .

И, наконец, в задачах управления траекторией и изменения аэродинамического качества боеприпасов могут использоваться пьезоэлектрические приводы аэродинамических рулей. В качестве исходного источника механической энергии в этом случае выступают пьезоэлектрические актуаторы осевого и изгибного типов. Основные преимущества пьезоэлектрических приводов перед электрическими серводвигателями заключаются в их высоком стартовом усилии (или стартовом моменте), практической безинерционности при реверсе и высоких блокирующих усилиях в режиме удержания статической позиции.

И последнее. Результаты рассмотрения на одном из последних заседаний Координационного центра перспектив использования бесплатформенных инерциальных навигационных систем на базе МЭМС гироскопов и МЭМС акселерометров, свидетельствуют о безусловной перспективности этого направления в решении задачи создания взрывателей нового поколения для боеприпасов ствольной и реактивной артиллерии повышенной точности.

НАУЧНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ БАЛТИЙСКОГО ФИЛИАЛА ОАО «НПО «ПРИБОР»

Ю.В. ГЕНКИН, Е.А. ЗНАМЕНСКИЙ

Балтийский филиал ОАО «НПО «Прибор», г. Санкт-Петербург

В связи с поиском новых путей совершенствования малокалиберных боеприпасов и дальнейшим развитием научных методик их проектирования и отработки ОАО «НПО «Прибор» взял курс на интеграцию с вузовской наукой и привлечение ученых и молодых кадров к передовым исследованиям и разработкам. В рамках реализации данной концепции 13 декабря 2001 года в «Военмехе» при кафедре «Средства поражения и боеприпасы» был открыт Балтийский филиал ОАО «НПО «Прибор». Основной задачей филиала является научное сопровождение работ предприятия по созданию образцов вооружения и военной техники и проектирование новых малокалиберных боеприпасов и средств ближнего боя.

С открытием филиала преподаватели факультета «Оружие и системы вооружения» получили возможность реализовать свои творческие наработки в рамках выполнения совместных НИР, прикоснуться к реалиям современной промышленности, ее актуальным задачам и проблемам. К работе в филиале активно привлекаются наиболее успешные студенты и аспиранты кафедр факультета. Некоторые из них нашли свое место не только в стенах Балтийского филиала, но и в головной организации.

За 10 лет Балтийским филиалом было выполнено несколько десятков НИР как по заказам головного предприятия, а также по договорам со сторонними предприятиями и организациями. Коллектив филиала участвовал в различных выставках, представляя «Прибор».



Рис. 1. Начальник отдела проектирования СТ Балтийского филиала Е.А.Знаменский комментирует экспозицию стенда предприятия Спикеру Государственной Думы Российской Федерации Б.В. Грызлову.

Результаты ряда работ филиала защищены патентами РФ и внедрены в производство экспортной продукции.

Основное направление развития малокалиберных комплексов вооружения Балтийский филиал может сформулировать в виде тезиса: малокалиберных комплексов вооружения – высокоточное оружие. Реализация которого сопряжена с решением ряда актуальных научных проблем, стоящих перед малокалиберными комплексами вооружения. Основные проблемы на сегодняшний день состоят в недостаточной точности стрельбы, недостаточном бронепробитом и осколочном действии малокалиберных боеприпасов.

Указанные проблемы будут решены не только за счет повышения стабильности баллистических характеристик выстрела, могущества боеприпасов и совершенствования системы управления огнем, но и за счет создания «интеллектуальных» боеприпасов.

Каждое решение является комплексным и должно охватывать все взаимодействующие элементы системы. Так повышение стабильности баллистических характеристик может быть осуществлено за счет совершенствования конструкции выстрела и артиллерийского автомата, а также за счет совершенствования технологического процесса изготовления и сборки всех элементов выстрела и артиллерийской установки. Данной проблематике был посвящен ряд работ, связанных с созданием малокалиберного высокоточного носимого артиллерийского комплекса (шифры «Шершень», «Ванкувер», «Выхлоп»)

В настоящий момент уже не вызывает сомнений необходимость перехода на новый калибр малокалиберной сухопутной артиллерии, что очевидным образом приведет к повышению могущества боеприпасов. Этой теме посвящена работа, выполненная под научным руководством заведующего кафедрой «Средства поражения и боеприпасы» д.т.н., проф. Кэрта Бориса Эвальдовича. Целью которой являлось научное обоснование калибра артиллерийского комплекса, который в недалёком будущем должен заменить 30-мм сухопутные артиллерийские системы.



Рис. 2. Заведующий кафедрой «Средства поражения и боеприпасы» БГТУ, проф., д.т.н., научный руководитель Балтийского филиала Борис Эвальдович Кэрт (слева) с заместителем генерального директора по науке и техническому развитию ОАО «НПО «Прибор» Амановым Валерием Владиленичем в техническом кабинете предприятия. Москва, ноябрь 2004 г.

К выполнению данной работы привлекались специалисты различных кафедр БГТУ, ОАО «ВНИИ «Трансмаш» и Михайловской военной артиллерийской академии. Одновременно ОАО "НПО "Прибор" не прекращает работы по поиску новых сочетаний материалов корпусов и взрывчатых составов, а также получения новых свойств за счет совершенствования технологии изготовления элементов выстрела. Научную поддержку данных работ выполняет Балтийский филиал, проводя численное моделирование процессов функционирования боеприпасов в канале ствола на траектории и у цели. Исследования проводятся по целому ряду направлений, включая связанные с использованием в конструкции боеприпасов новых физических принципов и не традиционных конструктивных схем, так в рамках работ по данному направлению была проведена НИР, посвященная разработке методических основ проектирования телескопических боеприпасов с металлической гильзой (шифр «Телескоп»).

Повышение могущества действия боеприпасов должно идти совместно с совершенствованием системы управления огнем артиллерийской установки. Для эффективного применения артиллерийского вооружения необходимо повышать дистанцию обнаружения и распознавания целей при всех условиях боевого применения комплекса артиллерийского вооружения и повышать точность определения положения цели. Одновременно система управления комплексом артиллерийского вооружения должна позволять в рамках использовать «интеллектуальные» боеприпасы. В этой связи актуальными задачами являются создание источников питания постоянной готовности с гарантийными сроками хранения не менее десяти лет при одновременном совершенствовании элементной базы в направлении снижения потребляемых мощностей и габаритов.

В рамках данного направления Балтийский филиал сосредоточил свои усилия на поиске оптимальных сочетаний способов реализации «интеллектуального» потенциала боеприпаса (избирательность действия, траекторный подрыв, траекторный доворот, коррекция траектории).

Также филиал участвует в текущих работах предприятия, представляя его интересы при проведении государственных испытаний 40-мм гранатометного комплекса "Балкан".

Можно утверждать, что в результате сотрудничества БГТУ "Военмех" и ОАО "НПО "Прибор" достигнуто новое качество, не только подготовки кадров для оборонной промышленности, но и налажен тесный обратный контакт, позволяющий в кратчайшие сроки внедрять самые передовые разработки и изобретения в практику боеприпасной отрасли.

НЕКОТОРЫЕ ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ БОЕПРИПАСОВ И ВЫСТРЕЛОВ МАЛОГО И СРЕДНЕГО КАЛИБРА

*О.Т. ЧИЖЕВСКИЙ¹, Б.Э. КЭРТ², О.Г. АГОШКОВ²,
Р.У. ЕСИЕВ¹, Ю.В. ГЕНКИН¹, Е.А. ЗНАМЕНСКИЙ¹*

¹ОАО «НПО «Прибор», г. Москва,

²БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Введение

Изложенные ниже направления возможного развития боеприпасов малого и среднего калибра и обеспечивающих их выстрелов основаны на допущении всемерного использования систем дистанционно управляемого подрыва (ДУП) в их ныне существующем виде и с учетом перспектив возможного развития. Рассматриваются направления, возможные к реализации в калибре 40 мм в сочетании с телескопической конструкцией выстрела. Одновременно формулируются проблемные моменты, выяснение которых требует привлечения дополнительной информации. Изложение ведется на основе сведений и в развитие предложений, сделанных в [1],[2].

1 Поражение бронированной техники

1.1 Бронепробивные подкалиберные снаряды

1.1.1 Уровень бронепробития современного прототипа

В [2] сделан вывод о необходимости создания БОПС калибра 40 мм, не уступающего по бронепробиваемости снаряду APFSDS-T, составляющей при прямом выстреле около 150 мм на расстоянии 1500 м (см. рисунки 1.1-1.3)[12]. Снаряд имеет дульную скорость 1480 – 1500 м/с.



Рис. 1.1. Боекомплект к 40-мм к 40-мм артиллерийской системе СТWS в составе выстрела с БОПС (APFSDS-T) и выстрела общего применения с донным взрывателем (GPR-T).



Рис. 1.2. Телескопический выстрел с БОПС к 40-мм артиллерийской системе СТWS и пробитая бронеплита.

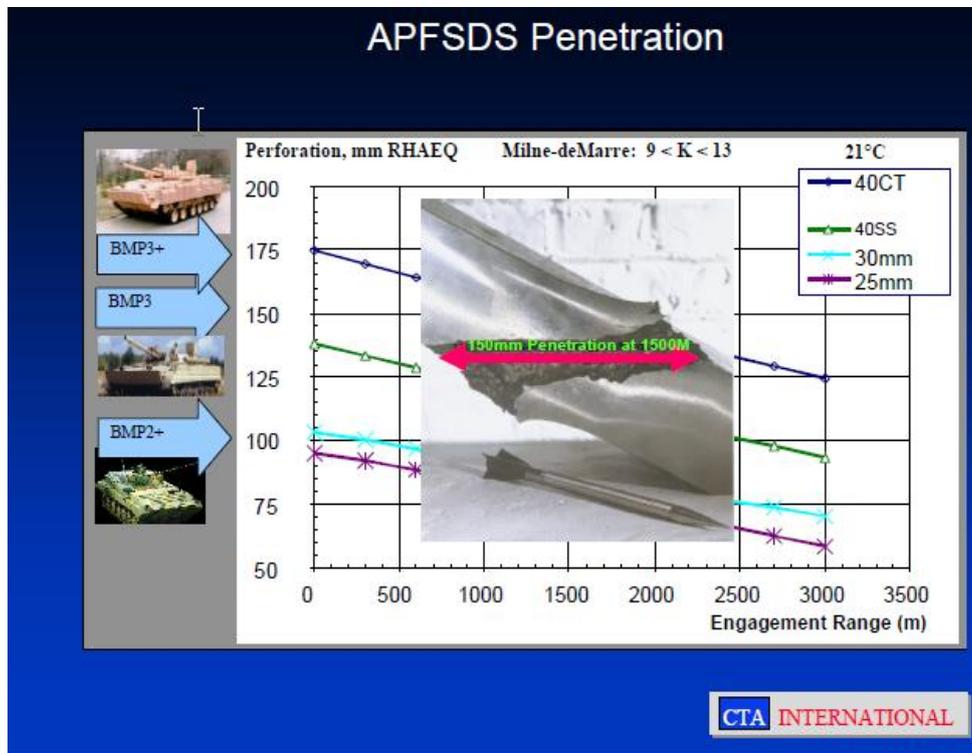


Рис. 1.3. Изменение величины бронепробития БПС с расстоянием до цели

Повышение бронепробития перспективного отечественного 40 мм БОПС по сравнению с прототипом может быть достигнуто способами, изложенными ниже.

1.1.2 Увеличение дульной скорости перспективного БОПС

Для увеличения дульной скорости перспективного БОПС по сравнению с прототипом необходимо обеспечить дульные скорости не менее 1600 – 1700 м/с для БОПС достаточной массы.

Перспективным способом достижения результата является реализация двухкамерной телескопической гильзы с последовательно включаемыми камерами в сочетании с использованием в основной камере блочных последовательно воспламеняющихся зарядов прогрессивного горения, созданных на базе разрабатываемых в Казанском ГТУ [3],[4] быстрогорящих порохов. Образцы зарядов из порохов на основе нитрата целлюлозы обеспечивают линейную скорость горения до 40 м/с при давлении 100 МПа. Это позволяет рассчитывать на проектирование зарядов, обеспечивающих в артиллерийской системе реализацию кривой давления, по форме близкой к таковой для РДТТ и, таким образом, добиваться требуемой дульной скорости при снижении нагрузки на ствол и увеличении его живучести.

Вторым возможным направлением наращивания дульной скорости является реализация двухкамерной ствольной системы, в которой ствол снабжается дополнительной зарядной камерой, связанной с полостью ствола отверстием в стенке ствола и располагаемой ближе к средней части ствола. Заряд этой камеры инициируется после прохождения снарядом соответствующего сечения ствола. Подобная камера может быть выполнена по той же схеме, что и предложенная в [2] система с поперечно скользящим блоком камер, и ее перезарядка должна проводиться одновременно с перезарядкой основной камеры.

Третьим и наиболее простым способом обеспечения требуемого уровня дульной скорости БОПС является реализация рационального состава комбинированного зерненного порохового метательного заряда, или блочного метательного заряда в составе выстрела.

1.1.3 Увеличение скорости встречи БОПС с преградой

Следует учитывать, что бронепробитие определяется не дульной скоростью, а скоростью встречи поражающего элемента с преградой. При этом желательно доведение этой скорости до гиперзвуковых значений, составляющих не менее 2400 – 2500 м/с. Учитывая падение скорости снаряда вдоль траектории за счет лобового сопротивления, получение таких скоростей встречи за счет наращивания дульной скорости вряд ли возможно. Возможным путем наращивания скорости БОПС при движении по траектории является снабжение снаряда встроенным реактивным двигателем. Здесь необходимо рассмотреть следующие конструктивные схемы.



Рис. 1.4. 40 мм снаряд 40 APFSDS-T Mk II IM фирмы Bofors Defence AB

1.1.3.1. Снабжение БОПС поддоном «катушечного» типа, снабженным аэродинамическим обтекателем и встроенными в поддон РДТТ и пиромеханизмом сброса поддона. После выхода из канала ствола снаряд продолжает двигаться вместе с поддоном. В рациональной точке траектории включается РДТТ, разгоняющий снаряд до гиперзвуковой скорости, после чего происходит сброс поддона. БОПС, имеющий небольшое аэродинамическое сопротивление, продолжает движение до встречи с преградой с гиперзвуковой скоростью. По подобной схеме выполнен 40 мм снаряд 40 APFSDS-T Mk II IM фирмы Bofors Defence AB (см. рис. 1.4) [13].

1.1.3.2. Превращение БОПС в активно-реактивный снаряд, то есть снабжение его не сбрасываемым встроенным РДТТ, включаемым в стволе или на траектории. После выхода из канала ствола и отделения поддона снаряд продолжает ускоряться, либо начинает дополнительно ускоряться в заданной точке траектории, что обеспечивает гиперзвуковую скорость встречи с преградой.

1.1.4 Обеспечение правильности движения БОПС в стволе и на траектории

Важным отрицательным фактором, мешающим сохранению скорости движения БОПС на траектории и существенно уменьшающим бронепробитие является развитие поперечных колебаний стержня БОПС при движении в стволе за счет асимметрии, приводящей к динамической неуравновешенности. Перспективным способом снижения таких колебаний является выполнение поддона БОПС в виде цилиндра такой же длины, что и снаряд и внешним диаметром, соответствующим калибру орудия. БОПС помещается в канал, выполненный вдоль оси цилиндра. Цилиндр снабжается жестким дном. При выходе снаряда из канала ствола за счет разницы в лобовом сопротивлении торца цилиндра и большой инерционности тяжелого стержня БОПС происходит отделение БОПС от поддона выходом из канала поддона вперед по ходу движения. Подобный поддон может быть выполнен, в том числе, и для активно-реактивного БОПС по п. 1.1.3.2.

Возможным средством обеспечения правильности может быть стабилизирующее устройство в виде гибкой связки заднего торца БОПС с концевым телом - стабилизатором (см. п.п.2.4).

1.1.5 Поражение цели в верхнюю полусферу

Нарращивание лобовой и бортовой брони делает неэффективным БОПС малого калибра. В то же время остается возможность использования БОПС для поражения бронированных машин сверху. Для этого необходима разработка специального артиллерийского или гранатометного выстрела, отличающегося следующими особенностями:

- боеприпас выстреливается с низкой дульной скоростью по высокой траектории;
- боеприпас является разделяющимся, включает три элемента и функционирует в три стадии;
- на первой стадии движется как моноблок по баллистической траектории;
- на второй стадии от корпуса боеприпаса отделяется парашютный отсек, обеспечивающий торможение и перевод боеприпаса на траекторию, близкую к вертикальной;
- на третьей стадии от корпуса боеприпаса отстреливается активно-реактивный БОПС (см. п. 1.1.3.2).

Для повышения эффективности действия боеприпас указанной схемы может быть снабжен системой самоприцеливания. Для этого на второй стадии функционирования обеспечивается прецессионное движение корпуса с достаточно большим углом нутации, а третья стадия включается по сигналу датчика обнаружения цели, оптического, инфракрасного, акустического или радиолокационного, расположенного на корпусе.

1.2 Кумулятивные боеприпасы

1.2.1 Существующие прототипы

Кумулятивные снаряды малого калибра имеют ряд органически присущих им недостатков. Сюда относятся низкое запреградное действие и сложности, связанные с влиянием угловой скорости снаряда на характер кумулятивной струи. По этим причинам так и не был создан отечественный 30-мм кумулятивный снаряд, хотя за рубежом такие снаряды имеются (например, 30-мм кумулятивно-осколочный снаряд M789 фирмы PRIMEX, США) [14].

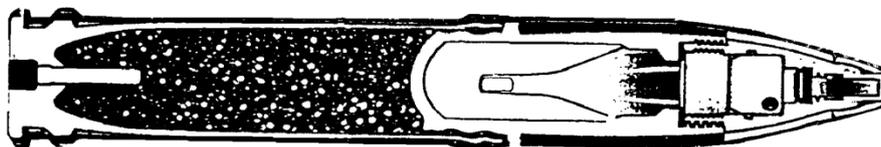


Рис. 1.5. Американский 30-мм кумулятивно-осколочный снаряд M789

При переходе к калибру 40 мм возможная масса кумулятивной струи существенно возрастает, так что описанные сложности частично купируются. В целом, вопрос о целесообразности и возможности разработки кумулятивно или кумулятивно-осколочного снаряда

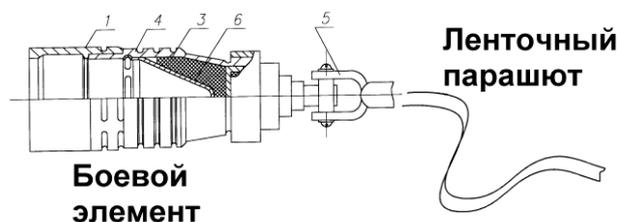


Рис. 1.6. Отечественный 42-мм кумулятивно-осколочный БЭ

калибром 40 мм для перспективного малокалиберного артиллерийского комплекса (МАК) требует дополнительных исследований, как общетехнического, так и военнотехнического характера.

Более перспективной представляется разработка кумулятивных или кумулятивно-осколочных боеприпасов для поражения целей из верхней

полусферы. Успешным примером является кумулятивно-осколочный боевой элемент (БЭ), используемый в кассетных головных частях снарядов РС 9М55К5 РСЗО «Смерч» [8], и имеющий калибр 42 мм (рис. 1.6). В настоящий момент в ОАО «НПО «Сплав» проведено существенное развитие указанного БЭ в сторону увеличения бронепробития и повышения запреградного действия [5]. Представляется целесообразной проработка вопроса о создании на базе элементов указанного БЭ кумулятивных боеприпасов для перспективного 40-мм МАК и 40-мм автоматического гранатомета.

По данным зарубежной печати [6] в последние годы достигнуты существенные успехи во взрывном формировании кумулятивных поражающих элементов типа «ударное ядро» (УЯ), имеющих форму, приближающуюся к форме БОПС. Это заостренные удлиненные цилиндрические тела, имеющие на конце коническое, или перьеобразное утолщение (далее – удлиненные поражающие элементы – УПЭ). В отличие от кумулятивных струй УПЭ существенно менее чувствительны к наличию угловой скорости снаряда в момент образования, имеют в момент образования гиперзвуковую скорость порядка 2500 м/с, обладают достаточно большой массой, имеют сравнительно небольшое аэродинамическое сопротивление и сохраняют гиперзвуковую скорость на расстояниях порядка 100 м. Овладение указанной технологией взрывного формирования УПЭ позволят ставить вопрос о разработке более эффективных типов боеприпасов, чем боеприпасы с классическим УЯ.

1.2.2 Кумулятивные снаряды традиционной схемы

Как отмечено в п.1.2.1 разработка кумулятивного или кумулятивно-осколочного артиллерийского снаряда калибром 40 мм возможна. Также относится и к разработке 40-мм гранат для автоматического или для подствольного гранатометов. Однако целесообразность таких разработок должна быть подтверждена дополнительными научно-техническими и военно-научными исследованиями.

1.2.3 Кумулятивные снаряды типа «ударное ядро» и снаряды с удлиненным поражающим элементом

Кумулятивные снаряды типа УЯ перспективны как средства поражения бронированной цели в верхнюю полусферу (см. пп.1.2.4.). В случае формирования УПЭ перспективным может быть снаряд, основанный на сочетании дистанционно управляемого подрыва с формированием УПЭ для фронтального поражения цели. В этом случае система ДУП

используется для инициации кумулятивного формирования УПЭ на некотором расстоянии от цели, а формируемый гиперзвуковой УПЭ обеспечивает требуемый уровень бронепробития. Необходимо провести дополнительные исследования сравнительной эффективности такого варианта снаряда и БОПС, описанных выше схем, в зависимости от калибра. Очевидно, что для такой схемы метания скорость снаряда (переносная скорость УПЭ) в момент подрыва может быть менее значима для формирования скорости встречи УПЭ с преградой. Поэтому перспективными могут быть разработки гранат указанной схемы как для автоматического, так и для подствольного гранатометов.

1.2.4 Кумулятивные снаряды для поражения цели в верхнюю полусферу

Целесообразной представляется разработка 40-мм кумулятивно-осколочного снаряда для поражения цели в верхнюю полусферу, работающего подобно описанному в пп. 1.1.5:

- боеприпас выстреливается с низкой дульной скоростью по высокой траектории;
- боеприпас является разделяющимся, включает два элемента и функционирует в две стадии;
- на первой стадии боеприпас движется как моноблок по баллистической траектории;
- на второй стадии от корпуса боеприпаса отделяется парашютный отсек, обеспечивающий торможение и перевод боеприпаса на траекторию, близкую к вертикальной;

- при взаимодействии корпуса боеприпаса с поверхностью цели срабатывает кумулятивный заряд.

Возможно более целесообразна разработка гранат для автоматического 40 мм гранатомета, или для подствольного гранатомета, работающих по указанной схеме.

Также целесообразной представляется разработка 40-мм гранат для автоматического гранатомета и подствольного гранатомета, основанных на принципе сочетания ДУП и формирования УПЭ, описанном в пп.1.2.3. В отличие от снарядов для фронтального поражения цели, указанные снаряды должны работать по схеме, описанной в пп.1.1.5, но на третьей стадии вместо отстрела активно-реактивного БОПС производится кумулятивное формирование УПЭ, поражающего цель сверху. Необходим сравнительный анализ эффективности действия гранат такой схемы и БОПС, описанных в пп.1.1.5.

1.3 Снаряды с поражающими элементами из металл - фторопластовых композитов

Результаты последних исследований развития и протекания быстрых взрывных экзотермических реакций, возникающих при ударных воздействиях на композитные металл-фторопластовые материалы (МФК), в частности титан – фторопластовые или вольфрам-второпластовые слоистые материалы, показывают возможность использования указанного процесса для создания эффективных боеприпасов, обладающих достаточным уровнем бронепробития в сочетании с мощным запреградным действием [7]. Необходимо развитие исследований в направлении разработки эффективных конструктивных схем боеприпасов на этой основе для поражения как бронированной техники, так и живой силы в средствах индивидуальной защиты. Конструктивная схема снаряда может быть подобна бронебойному снаряду 40 ЗР классической схемы выстрела, выпускаемому фирмой Bofors Defence AB (см. рис. 1.7) [15]. При этом бронебойный наконечник может быть выполнен из МФК.



Рис. 1.7. Снаряд 40 ЗР фирмы Bofors Defence AB

2 Осколочно-фугасные и осколочно-пучковые снаряды общего назначения

2.1 Современные технические направления повышения эффективности осколочных боеприпасов

В рамках настоящего обзора полагается, что для снарядов и гранат малого калибра (40 мм) фугасное действие не может быть основным ввиду объективной малости массы подрываемого заряда. Поэтому основным направлением повышения эффективности является повышение эффективности осколочного действия боеприпаса за счет следующих мер:

2.1.1. Использование материалов оболочек, имеющих улучшенные характеристики осколочности.

2.1.2. Использование готовых поражающих элементов, в том числе на основе и (или) оболочек (пластин) заданного дробления.

2.1.3. Дистанционно управляемый подрыв с введением во взрыватель информации после выхода снаряда из канала ствола по радио или оптическому каналу связи с воз-

возможным замером реализованной начальной скорости боеприпаса.

2.1.4. Дистанционно управляемый подрыв с введением информации во взрыватель электроконтактным способом в камере ствола или в системе автоматической подачи боеприпаса.

2.1.5. Подрыв боеприпаса в заданной точке траектории с помощью дистанционной радио связи.

2.1.6. Подрыв боеприпаса в оптимальной точке траектории с помощью автономного радиовзрывателя, реагирующего на текущее положение боеприпаса относительно цели (в т.ч. высоту над подстилающей поверхностью).

2.1.7. Механические способы обеспечения подрыва боеприпаса вблизи цели.

2.2 Осколочно-фугасные и осколочно-пучковые (осколочные) снаряды и гранаты с дистанционно-управляемым подрывом и управляемым осколочным полем

Современным прототипом малокалиберного осколочно-фугасного снаряда общего назначения может быть 40-мм снаряд GPR-T пушки СТWS 40 (см. рис.2.1) [12].



Рис. 2.1. 40-мм выстрел GPR-T



Рис. 2.2. Разрушение железобетонной плиты многоцелевым снарядом 40-мм пушки СТWS 40

Снаряд GPR-T представляет собой многоцелевой трассирующий снаряд с программируемым взрывателем. Он может комплектоваться или обычным контактным взрывателем или взрывателем дистанционного подрыва. Это оптимизирует и поражение легкобронированных целей и подавление рассредоточенных целей. Выстрел GPR-T имеет массу метательного вещества порядка 350 г при массе снаряда 980 г и дульной скорости порядка 1010 м/с. Он содержит 115 г взрывчатого вещества, предназначенного для обеспечения фугасного и осколочного действия. Для выполнения функции воздушного взрыва этот выстрел многоцелевого назначения снабжен программируемым дистанционным взрывателем с индуктивным каналом установки. Указанный снаряд является первым серийно выпускаемым осколочно-пучковым снарядом. Разрабатывается модификация с коррекцией на траектории.

Одной из задач, которые ставятся перед разработчиками выстрелов с многоцелевыми снарядами, считается создание снаряда, способного разрушать бетонные преграды с двумя слоями металлической арматуры. На рисунке 2.2 показано, как 40 мм снаряд GPR-T решает эту задачу.

На рис. 2.3 приведено сравнение габаритно-массовых характеристик и приведенных площадей осколочного поражения снаряда GPR-T (90 м²) и 25 мм (15 м²) и 30 мм (28 м²)

снарядов.

Обращает внимание затупленная форма головной части снаряда. В условиях стрель-

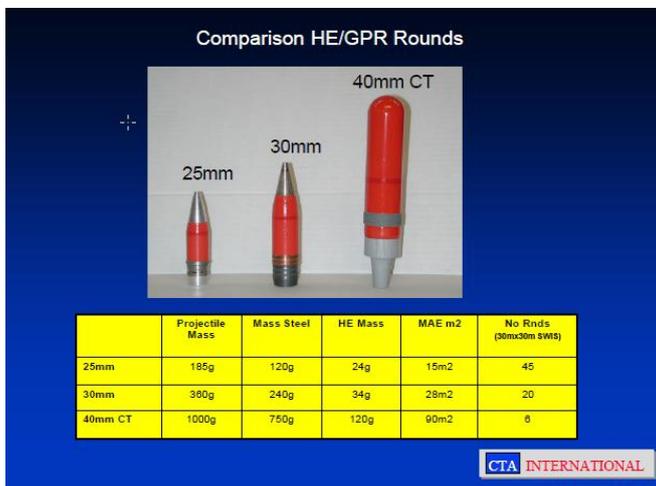


Рис. 2.3. Сравнение массовых характеристик и приведенной площади поражения 25 мм и 30 мм снарядов обычной схемы и 40 мм осколочно-пучкового снаряда GPR-T

танционно-управляемый подрыв, с корпусом заданного дробления и комплектом ГПЭ, создающим осевой пучок.

2.2.2 Граната для 40-мм автоматического гранатомета и (или) граната аналогичной схемы для подствольного гранатомета.

Повышение эффективности действия боеприпасов указанных типов может быть достигнуто следующими путями.

2.2.3 Учет углового положения снаряда при движении, близком к горизонтальному и формирование осколочного поля, направленного вниз

Проводится оснащение артиллерийского снаряда по п. 2.2.1 системой многоточечной инициации с точками инициации на образующей цилиндрической части корпуса. Иницируемая вдоль образующей цилиндра корпуса, занимающей верхнее положение, волна детонации формирует пучок поражающих элементов, направленный вниз к подстилающей поверхности и способный эффективно поражать укрытую в окопе живую силу. Необходимые компоненты системы управления действием описаны в п.3.1.1.

2.2.4 Изменение угла наклона оси осколочно-пучкового снаряда к горизонту перед подрывом

Проводится оснащение артиллерийского снаряда системой коррекции углового положения, обеспечивающей импульсное увеличение угла наклона оси снаряда к горизонту («кивок») с последующей инициацией заряда, формирующего коническое осколочное поле, соосное оси снаряда и способное эффективно поражать укрытую в окопе живую силу. Необходимые компоненты системы управления действием описаны в п.3.1.2. При настильной стрельбе реализация «кивка» снаряда перед подрывом способна существенно повысить эффективность осколочного действия кольцевого осколочного поля снаряда.

бы на сравнительно небольшие дальности предпочтение отдано возможности формирования эффективного осевого пучка поражающих элементов. Поэтому шарообразная головная часть сочетается с донным расположением взрывателя. Аналогичные требования могут быть предъявлены к осколочно-фугасной гранате общего назначения.

На этой основе могут считаться актуальными задачи разработки боеприпасов следующих типов.

2.2.1 Осколочно-фугасный пучковый 40 мм снаряд, снабженный донным взрывателем, обеспечивающим контактное действие и дистанционно-

2.2.5 Учет высоты подрыва снаряда или гранаты при движении по траектории, близкой к вертикальной

Снаряд обеспечивается системой, переводящей его на траекторию, близкую к вертикальной (см. пп. 1.2.4). При этом инициация детонации (см. пп. 3.1.3.) производится на заданной высоте, обеспечивающей эффективное поражение цели. Эта высота может составлять 1.5 – 3 м для снаряда (гранаты) с кольцевым осколочным полем, или несколько метров для осколочно – пучкового снаряда с коническим осколочным полем соосным оси снаряда (гранаты).

2.3 Боеприпасы, корректируемые на траектории

2.3.1 Аэродинамическая коррекция боеприпаса стабилизированного вращением

Для артиллерийских снарядов малого калибра единственным возможным вариантом аэродинамической коррекции на траектории представляется возможность установки пиромеханизма, обеспечивающего выдвигание из корпуса тормозных щитков, увеличивающих лобовое сопротивление. В этом случае реализуется коррекция по дальности. Для обеспечения функционирования необходима генерация управляющего сигнала во время движения по траектории. Это может быть сделано двумя способами. С помощью модификации системы ДУП, обеспечивающей генерацию двух сигналов- на начало коррекции и на подрыв. И за счет обеспечения снаряда каналом радиосвязи с носителем МАК, по которому передаются сигналы на включение системы коррекции и подрыв.

2.3.2 Импульсная коррекция боеприпаса стабилизированного вращением

Представляется перспективной возможность импульсной коррекции боеприпаса по фронту и по дальности с помощью системы встроенных импульсных реактивных или балластных двигателей.

При установке блока двигателей в экваториальном сечении, проходящем через центр масс, коррекция по фронту обеспечивается включением двигателя период, когда в процессе вращения снаряда вокруг оси симметрии сопло двигателя находится со стороны, противоположной направлению смещения точки падения. При включении двигателя в период нахождения сопла в верхней или нижней полусфере, будет осуществляться коррекция по дальности.

При смещении блока двигателей из сечения, проходящего через центр масс, одновременно со смещением центра масс будет происходить увеличение угла нутации и генерация вращения вокруг центра масс, что также может использоваться с целью коррекции параметров траектории и обеспечения требуемого положения снаряда при подрыве (см. пп.2.2.4). Для разработки конкретных способов импульсной коррекции необходимо проведение исследований по математическому моделированию пространственного движения снаряда в период и после коррекции по моделям, построенным в [8],[9].

Для обеспечения включения импульсного двигателя в момент, когда снаряд занимает требуемое исходное положение по углу ротации, необходимо снабжение его системой определения положения, описанной в пп. 3.1.1.

2.4 Осколочные боеприпасы на основе гибкой связки двух тел

2.4.1 Боеприпасы с инициацией подрыва от электровзрывателя с контактным элементом, расположенным на лидере, связанном с корпусом гибкой проводящей связью

Предполагается, что при ударе лидера о поверхность цели замыкаются контакты электровзрывателя и происходит детонация заряда боеприпаса. При этом расстояние боеприпаса от цели и воздействие на цель определяются текущей длиной проводящей гибкой связи, ее натяжением (формой) и углом подхода к цели. Таким способом могут быть иницированы как гранаты так артиллерийские снаряды. Представляется, что на первом этапе

наиболее целесообразна разработка 40-мм осколочно-фугасной гранаты для автоматического гранатомета, подрываемой на оптимальной высоте от подстилающей поверхности. Интерес также представляет разработка кумулятивной гранаты для поражения бронированных целей сверху формируемым УПЭ (см. пп. 1.2.4).

2.4.2. Боеприпасы, разделяющиеся на части перед подрывом с целью оптимизации осколочного поля, использующие гибкий трос как спусковой механизм, инициирующий подрыв

Возможно создание разделяющегося боеприпаса, состоящего из двух (нескольких) частей, подрыв которого проводится следующим образом. Система ДУП инициирует срабатывание вышибных зарядов, обеспечивающих разделение осколочно-фугасных частей боеприпаса, связанных между собой гибким тросом заданной длины. При разлете частей боеприпаса на расстояние определяемое тросом происходит удар указанных частей через трос. Возникающие ударные силы инициируют ударные взрыватели частей боеприпаса. При этом возникает два частично перекрывающихся кольцевых осколочных поля, что должно повысить эффективную площадь поражения. Целесообразной представляется разработка гранаты и артиллерийского снаряда такого типа. Дальнейшее повышение эффективности осколочно-го действия возможно за счет использования инициации зарядов частей по способу пп. 2.2.3.

2.4.3. Боеприпасы, размещаемые посредством метания на ветвях деревьев

В [11] предложен набор способов фиксации гибкой связки двух тел в кронах деревьев посредством метания. Представляется целесообразной разработка гранаты (мины) для 40-мм автоматического гранатомета, используемой для дистанционного минирования лесистых участков местности посредством размещения противопехотных осколочных мин в кронах деревьев. Граната должна разделяться на траектории на две части (мину и фиксатор), связанные тросом. При взаимодействии троса с кроной дерева происходит самофиксация мины на дереве. Мина может быть укомплектована радиовзрывателем, так что все созданное минное поле инициируется в требуемый момент по команде, переданной по радио.

2.5 Кумулятивно-осколочные боеприпасы

2.5.1 Кумулятивно-осколочная граната для поражения легкобронированной техники сверху

Представляется целесообразной разработка кумулятивно-осколочной гранаты для поражения легкобронированной техники сверху, подобной КОБЭ, изображенному на рис. 1.6. Граната выстреливается из автоматического гранатомета по высокой траектории. На траектории происходит пиродинамическое отделение «юбки» гранаты, игравшей при выстреле роль камеры сгорания метательного заряда. При этом «юбка» остается связанной с корпусом гранаты гибким тросом (несколькими тросами) и играет роль парашюта, обеспечивающего торможение гранаты и перевод ее на траекторию, близкую к вертикальной. При соударении корпуса с целью обеспечивается кумулятивное поражение цели и осколочное поражение окружающего пространства.

3 Требования к элементному составу систем управления действием (взрывателей)

3.1 Развитие систем дистанционно управляемого подрыва в направлении учета пространственного положения снаряда при инициации

3.1.1 Компоненты системы учета углового положения по углу ротации при движении снаряда, близком к горизонтальному

Система управления действием (СУД) оснащается датчиком угловой скорости ротации и датчиком углового положения по отношению к вертикали, позволяющим отмечать

моменты времени, в которые точки инициации занимают наивысшее по вертикали положение, а также бортовым процессором, обеспечивающим расчет времени упреждения инициации детонации с учетом угловой скорости ротации. После срабатывания системы ДУП иницируется СУД, производящая выделение требуемого положения снаряда и расчет времени упреждения инициации. На следующем периоде оборота с требуемым упреждением производится инициация детонации

Датчики углового положения снаряда могут быть основаны на определении положения снаряда по отношению к магнитному полю Земли или по отношению к направлению силы тяжести.

3.1.2 Компоненты системы изменения угла наклона оси осколочно-пучкового снаряда к горизонту перед подрывом

После срабатывания СУД по п. 3.1.1 производится включение с требуемым упреждением импульсного двигателя коррекции реактивного или балластного типа, расположенного в носовой или донной части снаряда. Реактивный импульс обеспечивает движение снаряда, сопровождающееся резким увеличением угла тангажа. В тот момент, когда угол тангажа достигает максимального значения, проводится инициация детонации с образованием конического или (и) кольцевого осколочного поля, соосного оси снаряда. Процессор СУД формирует два числа – момент включения двигателя коррекции и время инициации детонации.

Для обоснования формирования указанных времен необходимо проведение расчетных исследований с помощью численных экспериментов на основе моделей пространственного движения корректируемого боеприпаса подобных разработанным в [8],[9] применительно к процессам динамики разделяющихся боеприпасов.

3.1.3 Компоненты системы инициации детонации на заданной высоте

Система может включать радиовзрыватель, проводящий в активном режиме измерение высоты над подстилающей поверхностью.

Возможен механический вариант системы, основанный на использовании пиромеханизма отделения от корпуса снаряда «лидера», несущего ударный замыкатель, и связанного с корпусом, несущим электродетонатор, гибкой электропроводящей связью. Отделение лидера от корпуса снаряда проводится по сигналу, подаваемому системой ДУП. В дальнейшем лидер движется перед корпусом, разматывая гибкую связь до длины, обеспечивающей требуемую высоту подрыва. При ударе лидера о поверхность цели происходит замыкание цепи электродетонатора и подрыв боеприпаса на высоте, определяемой длиной гибкой связи. Для обоснования рациональных параметров гибкой связки лидер – боеприпас необходимо проведение расчетных исследований внешней баллистики гибкой связки с помощью численных экспериментов на основе моделей развитых в [10]. Рациональный выбор габаритно-массовых и аэродинамических характеристик гибкой связки и пиромеханизма ее отделения должен обеспечить безударное развертывание гибкой связи и сохранение ее в натянутом состоянии на период, достаточный для реализации удара о цель.

Третьим вариантом является снабжение снаряда (гранаты) радиовзрывателем, обеспечивающим канал связи с баллистическим вычислителем, установленном на носителе МАК или гранатомета. При этом подрыв производится в момент, определяемый полученным управляющим сигналом. При этом в комплекс должно быть включено передающее устройство с соответствующими характеристиками быстродействия, мощности, помехозащищенности и пр.

3.2 Компонентный состав систем коррекции положения боеприпаса на траектории

3.2.1 Компоненты системы аэродинамической коррекции по дальности

Система должна включать пиромеханизм выдвижения тормозных щитков, снабженный системой инициации по сигналу, вырабатываемому системой ДУП или получаемому по радиоканалу от носителя МАК

3.2.2 Компоненты системы импульсной коррекции по дальности и по фронту

Система должна включать комплект импульсных реактивных или балластных двигателей, датчик углового положения снаряда по углу ротации, бортовой процессор, определяющий момент включения двигателей коррекции, систему ДУП, иницирующую подсистему коррекции. Последняя может быть выполнена, в том числе, и на основе радиосвязи с носителем МАК. В этом случае для расчета момента инициации может использоваться баллистический вычислитель МАК.

4. Возможные направления совершенствования артиллерийских выстрелов

4.1. Телескопические боеприпасы

Переход к производству и использованию телескопических боеприпасов открывает ряд направлений наращивания огневой мощи МАК (см. [1],[2]). Наиболее существенным преимуществом с точки зрения баллистики является сравнительно большой объем камеры, позволяющий организовывать внутрибаллистический процесс таким образом, чтобы добиться снижения максимального давления в стволе одновременно с реализацией более заполненной диаграммы давления. С этой целью представляется необходимым проведение исследований в направлении разработки выстрелов, обеспечивающих последовательное включение элементов метательного заряда по мере развития выстрела. Здесь должны быть проработаны следующие возможности.

Разработка блочных зарядов из быстрогорящих порохов (например, [3],[4]), сгорающих по заданным поверхностям (с частично бронированной поверхностью).

Разработка слоистых зарядов из быстрогорящих порохов, разделенных слоями медленно горящих низкоэнергетических материалов.

Разработка зарядов указанных типов позволяет надеяться на реализацию МАК с дульной скоростью порядка 1600-1700 м/с при использовании однокамерной гильзы в телескопическом боеприпасе.

Возможной альтернативой является разработка двух или многокамерных телескопических гильз, обеспечивающих последовательное включение зарядов в различных камерах гильзы в процессе выстрела (см. [2]).

4.2. Особенности артиллерийского комплекса

В [2] обоснована целесообразность разработки МАК под телескопический боеприпас, имеющего неподвижный затвор и поперечно скользящий блок камер. Этапы функционирования системы представлены на рисунке 4.1.

Отсутствие вращающихся деталей уменьшает инерционные нагрузки на орудие и обеспечивает возможность совмещения барабанной и клиновой схемы, а применение двухстороннего питания боеприпасами позволяет увеличить скорострельность орудия вдвое. Учитывая совмещение операций подачи и отката, порядок периода цикла перезарядки при односторонней подаче составляет 0,1 сек, что отвечает скорострельности 600

выст/мин.. Если проводить двухстороннюю подачу, то можно скорострельность увеличить вдвое, т.е. около 1200 выст/мин.



Рис. 4.1. Этапы функционирования перспективного артиллерийского орудия с односторонней подачей телескопических боеприпасов

Для обеспечения возможности стрельбы боеприпасами различного типа достаточно осуществлять подачу боеприпасов различного типа с разных сторон от затвора в двухкамерный подвижный блок. Использование двухкамерной системы питания для стрельбы снарядами разного типа представлено на рисунке 4.2.

При стрельбе снарядами одного типа перезарядание проводится с одной стороны от затвора в последовательности 1 – 2 - ... - 6. В случае необходимости перехода к стрельбе снарядами другого типа, после выстрела камерный блок перемещается в другую сторону и стрельба проводится в последовательности 7 – 10. При этом стреляная гильза А остается в камере до момента переключения на стрельбу снарядами А.

Описанная схема экстракции и перезарядания МАК имеет следующие преимущества перед схемой с поворачивающейся камерой, реализованной в СТWS 40:

1. Она не содержит вращающихся деталей и ее действие может быть обеспечено за счет энергии отката.

2. Потенциально более высокая скорострельность.

3. Облегчается решение проблемы obturation камеры.

Преимуществом указанной схемы является возможное ее развитие с помощью организации в средней части ствола дополнительной боковой камеры, связанной со стволом отверстием в боковой стенке и зарядание этой камеры гильзой с дополнительным пороховым зарядом одновременно с перезарядкой основной камеры. Инициация дополнительного заряда возможна с помощью накольного механизма, включающегося при прохождении снарядом в стволе соответствующего сечения. Сгорание дополнительного заряда

обеспечивает пилообразный характер кривой давления, приводящий к увеличению дульной скорости при возможном снижении максимального давления.

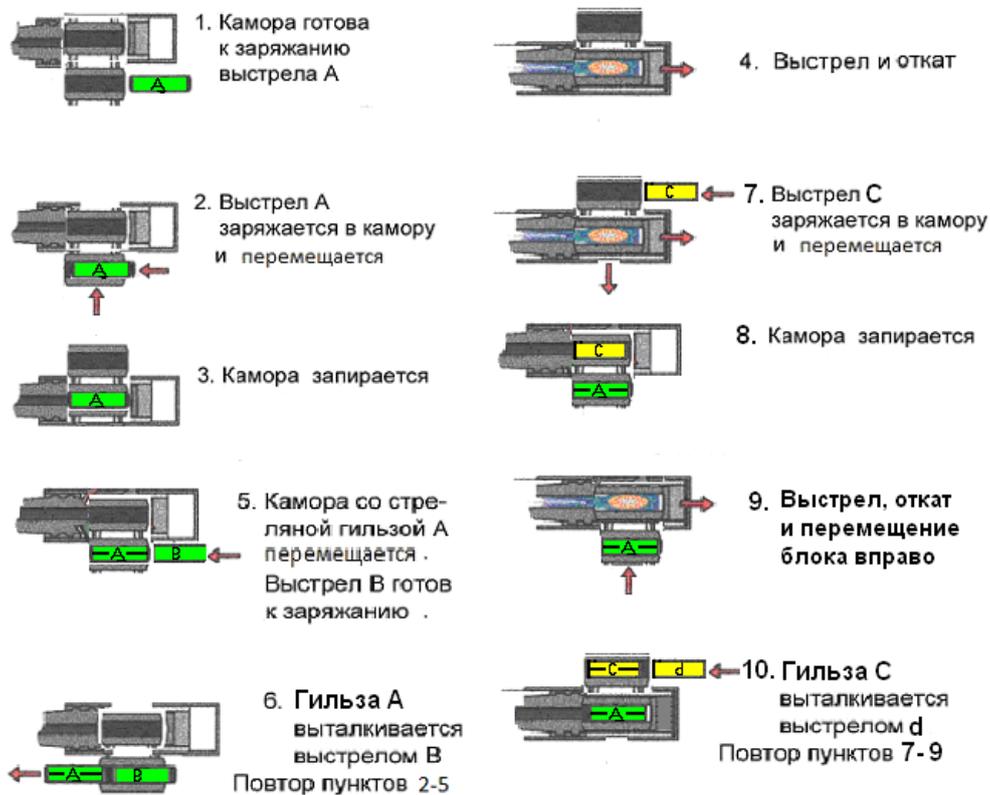


Рис. 4.1. Этапы функционирования перспективного артиллерийского орудия с двухсторонней подачей телескопических боеприпасов

4.3 Требования к экспериментальной баллистической установке

Для предварительной экспериментальной отработки описанных выше артиллерийских выстрелов необходима баллистическая установка («баллистический ствол»), обладающая следующими свойствами.

1. Установка включает набор камер и набор стволов, собираемых в различных вариантах.

2. В комплект камер входят камера для выстрела классической схемы и камера для телескопического выстрела, снабженные датчиками давления пьезоэлектрического типа, обеспечивающими замер пиковых давлений до 10000 ата.

3. В комплект стволов входят стволы для телескопического и обычного боеприпасов, снабженные датчиками давления пьезоэлектрического типа, обеспечивающими замер пиковых давлений до 10000 ата.

4. В комплект измерительной аппаратуры входят:

- электронно - оптический цифровой комплекс для скоростной регистрации серии изображений снаряда при движении по баллистической трассе;
- фотоэлектронный измеритель дульной скорости;
- набор пьезоэлектрических датчиков давления.

Библиографический список

1. Отчет о научно-исследовательской работе «Обоснование облика и основных технических характеристик комплекса «Пушка-патрон» для перспективных образцов вооружения, военной и специальной техники Сухопутных войск». Шифр «Базис». Часть 1. Рук. Б.Э.Кэрт \ ФГУП «ФНПЦ «Прибор» Балтийский филиал.- 2010, 122 с.
2. Отчет о научно-исследовательской работе «Обоснование облика и основных технических характеристик комплекса «Пушка-патрон» для перспективных образцов вооружения, военной и специальной техники Сухопутных войск». Шифр «Базис». Часть 2.
«Разработка малокалиберного телескопического выстрела с металлической гильзой». Рук. Б.Э.Кэрт \ ФГУП «ФНПЦ «Прибор» Балтийский филиал.- 2010, 122 с.
3. Сафронов П.О., Александров В.Н., Диновецкий Б.Д., Косточко А.В., Филиппов Ю.М. Закономерности горения блочных зарядов на основе нитратов целлюлозы / В кн.: Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования». Санкт-Петербург, 23 -26 июня 2008 г. Сборник материалов. В 2 томах. Том 1 / Под ред. д.т.н. проф. Кэрта Б.Э.– СПб.: Балт.гос.техн.ун-т, 2008.- с.153 - 155.
4. С.А.Скупк, Сафронов П.О., Диновецкий Б.Д., Александров В.Н., Филиппов Ю.М., Косточко А.В. Влияние характеристик нитратцеллюлозных блочных зарядов на закономерности их горения / В кн.: Успехи в специальной химии и химической технологии. Труды Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 75-летию основания Инженерного химико-технологического факультета РХТУ им. Д.И.Менделеева, 10-11 июня 2010 г., М.: РХТУ, 2010, с. 513-514.
5. Н.А.Макаровец, В.В.Гаевский, И.А.Севостьянов. Особенности формирования и структура кумулятивной струи из порошковой облицовки\ В кн.: 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, с. 173-174.
6. А.Н.Михалев, А.Б.Подласкин, А.В.Токмаков. Обзор модификаций и новых разработок ударных ядер (СФБЧ) // Вопросы оборонной техники, сер.16, в.3-4, 2011, с.75-83.
7. В.В.Алексеев, Р.У.Есиев, А.И.Малкин, В.Б.Яшин. Использование металл-фторопластовых композитов в малокалиберных боеприпасах ударно-проникающего действия \ В кн.: 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, с. 184-186.
8. Кэрт Б.Э., Козлов В.И., Макаровец Н.А. Математическое моделирование и экспериментальная отработка систем разделения реактивных снарядов / Под ред. Н.А. Макаровца. – Тула, Санкт-Петербург: ФГУП «ГНПП «Сплав», 2006. – 652с.
9. Разделение неуправляемых снарядов систем залпового огня /РАРАН; Б.Э. Кэрт, В.И. Козлов, Н.А. Макаровец; под ред. Н.А. Макаровца; редкол. серии: В.В.Панов (пред.) и др. М.: Машиностроение, 2008. 438 с.: ил. (Справ. б-ка разработчика-исследователя).
10. Кэрт Б.Э., Горбовский Д.И., Кэрт Л.Б. Основная задача внешней баллистики боеприпасов на основе гибкой связи двух тел / Вопросы оборонной техники. Серия 14. Проектирование систем вооружения, боеприпасов и измерительных комплексов.- М.: НТЦ «Информтехника».- 2012.- вып.2., с. 34-42.
11. Кэрт Б.Э., Козлов В.И., Кэрт Л.Б. Подрывной элемент для локализации лесного пожара. Патент на изобретение RU 2127138 С1 МКИ 6 А62 С 3/0.Заявл. 26.12.96. Оpubл. 10.03.99, Бюл. N 7.
12. <http://dtic.mil/ndia/2002gun/leslie.pdf>: <http://warinform.ru/News-view-221.html>;
<http://www.kalasnvykov.hu/dokumentumok/cta.pdf>
13. <http://www.army-guide.com/rus/product.php?prodID=3367&printmode=1>
14. <http://forums.airbase.ru/2011/02/t81402--snaryad-m789-i-broneprobivaemost.html>
15. <http://www.army-guide.com/rus/product3366.html>

АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ

А		К	
Агошков О.Г.	253	Калмыков П.Н.	46
Акулинин С.И.	8	Каширкин А.А.	62
Александров М.Ю.	40	Клюкин Д.Н.	40
Алешичева Л.И.	43	Колеров А.С.	234,242
Андрийчук В.П.	130,135	Колтунов В.В.	234
Андрюшин О.Ф.	246	Коновалов С.С.	82,88,91,99,100
Афанасьев А.С.	222	Конюхова Л.А.	106
Б		Копытов Г.Ф.	143
Белобородов М.Н.	158,161	Корнев О.А.	116
Белов И.В.	230	Костяной Е.М.	24
Беляков В.И.	158,161	Кочкин А.В.	234
Бестужева Т.А.	150	Краюхин А.А.	143
Брыков Н.А.	73	Куликов В.Н.	150
Бугаев А.В.	46	Кэрт Б.Э.	253
В		Л	
Вагин А.В.	161,166	Лаптенков В.Н.	143
Вагонов С.Н.	139	Ларионов Б.И.	73
Вареных Н.М.	139	Лебеденко Д.В.	43
Вагутин Н.М.	234,242	Леонова Е.Л.	202
Веркин Ю.П.	52	Логаткин С.М.	184
Ветров В.В.	24	М	
Виноградов А.В.	166	Маджи А.К.	82,88,91,99,100
Воронько О.В.	178	Матвеев А.А.	150
Вященко Ю.Л.	222	Монда В.А.	82,88,91,99,100,103
Г		Морозов В.В.	124
Генкин Ю.В.	250,253	Морозов В.И.	8,202
Гранкин А.Н.	202	Н	
Гуськов А.В.	64	Нагорный М.В.	116
Д		Недосекин И.А.	202
Девяткин В.А.	40	Никитин В.А.	58
Долгова Т.С.	8	Никора А.Г.	124
Дунаев В.А.	58	О	
Дунаева И.В.	52,62	Осавчук А.Н.	150
Е		П	
Егоров В.В.	214	Пизаев А.О.	166
Егоров Д.М.	65	Пилюгин Н.Н.	30
Егоров М.Ю.	65	Положай Ю.В.	58
Емельянов И.А.	234,242	Портнов А.В.	187
Есиев Р.У.	253	Пырьев В.А.	161
Евланова О.А.	62	Р	
З		Романов В.И.	139
Захарова З.А.	139	С	
Знаменский Е.А.	250,253	Садовский А.И.	242
И		Сидоров И.М.	234
Иванов К.М.	222	Сидоров М.И.	166,242
Иоилев А.Г.	143	Сладков В.Ю.	43,106
		Сметанин С.Д.	190

Смирнов А.С.	178
Снопков А.П.	143
Сорокин С.В.	178
Спивак И.А.	184
Стадник А.Л.	143
Сумин Б.В.	15
Сухотерин В.Д.	82,88,91,99,100
Сырцов С.А.	210
Т	
Тепловаи Т.А.	242
Ф	
Фёдоров Е.С.	124
Фролкин А.Э.	82,88,91,99,100
Х	
Хижняк А.Е.	190
Ч	
Чижевский О.Т.	253
Чупахин А.П.	194
Ш	
Шанин А.П.	15
Шацких Ю.В.	158
Швыкин Ю.С.	116
Шипицын А.Г.	109
Шипунов А.Г.	116
Шишков А.Ю.	116

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1. Внешняя баллистика

- 1.1. Влияние сил Магнуса на полет управляемого артиллерийского снаряда.
В.И. Морозов, Т.С. Долгова, С.И. Акулинин 8
- 1.2. Оценка линейного ускорения в центре масс НЛА по экспериментальным данным. **Б.В. Сумин, А.П. Шанин** 15

СЕКЦИЯ 2. Аэродинамика и аэротермобаллистика

- 2.1. Использование принципа полетной трансформации при реализации управляемого артиллерийского снаряда с ракетно-прямоточным двигателем.
В.В. Ветров, Е.М. Костяной 24
- 2.2. Исследование электронной концентрации и температуры при сверхзвуковом обтекании конуса разреженным потоком воздуха с учетом уноса окисла молибдена.
Н.Н. Пилюгин 30

СЕКЦИЯ 3. Внутренняя баллистика

- 3.1. Баллистические особенности импульсных установок для заглубления снарядов в преграду.
М.Ю. Александров, В.А. Девяткин, Д.Н. Клюкин 40
- 3.2. О целесообразности использования металлизированных пиротехнических составов в воспламенительных устройствах.
Л.И. Алешичева, Д.В. Лебеденко, В.Ю. Сладков 43
- 3.3. Внутренняя баллистика пиромеханических систем с большими начальными рабочими полостями. **А.В. Бугаев, П.Н. Калмыков** 46
- 3.4. Напряжённо-деформированное состояния прочноскрепленного заряда твердого топлива высокой плотности заряжания с головным воспламенением.
Ю.П. Веркин, И.В. Дунаева 52
- 3.5. Напряжённо-деформированное состояние твердотопливного заряда при запуске снаряда из артиллерийского орудия.
В.А. Дунаев, В.А. Никитин, Ю.В. Положай 58
- 3.6. Моделирование движения двухфазных продуктов сгорания в межсекционном объеме РДТТ. **И.В. Дунаева, О.А. Евланова, А.А. Каширкин** 62
- 3.7. Численное исследование динамики внутрикамерных процессов в бессопловом РДТТ. **М.Ю. Егоров, Д.М. Егоров** 65
- 3.8. Физико-математическая модель пульсаций давления в камере на квазистационарном участке работы РДТТ.
Б.И. Ларионов, Н.А. Брыков 73
- 3.9. Практические рекомендации по использованию предложенных технических решений для увеличения живучести стволов артиллерийских орудий.
В.А. Монда, А.Э. Фролкин, В.Д. Сухотерин, С.С. Коновалов, А.К. Маджди 82
- 3.10. Анализ ресурса стволов артиллерийских орудий.
В.А. Монда, А.Э. Фролкин, В.Д. Сухотерин, С.С. Коновалов, А.К. Маджди 88
- 3.11. Анализ факторов, влияющих на износ стволов артиллерийских орудий.
В.А. Монда, А.Э. Фролкин, В.Д. Сухотерин, С.С. Коновалов, А.К. Маджди 91

3.12. Методика оценки живучести стволов с учетом новых схем охлаждения. В.А. Монда, А.Э. Фролкин, В.Д. Сухотерин, С.С. Коновалов, А.К Маджди	99
3.13. Алгоритм расчета ресурса стволов артиллерийских орудий. В.А. Монда, А.Э. Фролкин, В.Д. Сухотерин, С.С. Коновалов, А.К Маджди	100
3.14. Анализ процесса износа стволов артиллерийских орудий. В.А. Монда	103
3.15. Оптимизация баллистических характеристик патронов для подводной стрельбы. В.Ю. Сладков, Л.А. Конохова	106
3.16. Применение хромового покрытия в артиллерии, как мероприятия по снижению разгарно-эрозионного и механического износа канала труб. А.Г. Шипицын	109
СЕКЦИЯ 4. Динамика и прочность газо-жидкостных тепломеханических систем	
4.1. 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	116
СЕКЦИЯ 5. Взрыв, удар, защита	
5.1. Научно-технические проблемы взрывобезопасности надводных кораблей и подводных лодок. А.Г. Никора, Е.С. Фёдоров, В.В. Морозов	124
СЕКЦИЯ 6. Эффективность действия	
6.1. Методы расчета ущерба объекту из отдельных целей от огня артиллерии с учетом обученности. В.П.Андрійчук	130
6.2. Принципы и теоретические положения управления подготовкой по стрельбе и управлению огнем, определения ее содержания и прогнозирования огня формирований артиллерии. В.П.Андрійчук	135
6.3. Повышение эффективности действия аэрозольных боеприпасов. Н.М. Вареных, С.Н. Вагонов, В.И. Романов, З.А. Захарова	139
6.4. 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	143
СЕКЦИЯ 7. Проблемы создания боеприпасов повышенной стойкости к внешним воздействиям	
7.1. Влияние содержания и размера частиц металлического горючего и окислителя в многокомпонентных составах на их взрывчатые и энергетические характеристики. А.А. Матвеев, В.Н. Куликов, А.Н. Осавчук, Т.А. Бестужева	150

СЕКЦИЯ 8. Методы и средства полигонных испытаний и измерений

- 8.1. Расчет внутрибаллистических характеристик артиллерийских зарядов на основе манометрических испытаний.
М.Н. Белобородов, В.И. Беляков, Ю.В. Шацких 158
- 8.2. Конструкторско-технологическое решение программно-аппаратного комплекса траекторных измерений высокоточных боеприпасов.
А.В. Вагин, М.Н. Белобородов, В.И. Беляков, В.А. Пырьев 161
- 8.3. Разработка экспериментальной базы для испытаний средств разведки и преодоления минно-взрывных заграждений.
А.В. Виноградов, А.В. Вагин, М.И. Сидоров, А.О. Пизаев 166
- 8.4. Оценка температуры взрывного облака энергетического материала.
О.В. Воронько, А.С. Смирнов, С.В. Сорокин 178
- 8.5. Разработка баллистического стенда-имитатора конечностей человека для оценки эффективности тканевых малослойных противоосколочных средств защиты при их непробитии поражающими элементами.
С.М. Логаткин, И.А. Спивак 184
- 8.6. К вопросу обеспечения надежности прицельных комплексов стрелкового и гранатометного вооружения. **Портнов А.В.** 187
- 8.7. Прогнозирование температуры нагрева ствола артиллерийского орудия при режимной стрельбе.
С.Д. Сметанин, А.Е. Хижняк 190
- 8.8. Методика измерений параметров высокодинамичных объектов средствами высокоскоростной оптической регистрации.
А.П. Чупахин 194

СЕКЦИЯ 9. Информационные и управляющие системы

- 9.1. Система угловогоклонения малогабаритной ракеты вертикального старта.
В.И. Морозов, И.А. Недосекин, Е.Л. Леонова, А.Н. Гранкин 202
- 9.2. Способ вертикальной гидролокации.
С.А. Сырцов 210

СЕКЦИЯ 10. Новые компьютерные технологии и средства компьютерного моделирования при проектировании

- 10.1. Автоматизация проектирования и анализа работоспособности стволов артиллерийских орудий.
В.В. Егоров 214

СЕКЦИЯ 11. Безопасность, экологичность, технологии производства и утилизации

- 11.1. Модернизация процессов жизненного цикла системы оружия с целью обеспечения гарантированных характеристик надежности, безопасности, рисков.
А.С. Афанасьев, К.М. Иванов, Ю.Л. Вященко 222
- 11.2. Создание искусственного топливного материала с использованием устаревших баллистических порохов и промышленных отходов.
И.В. Белов 230

11.3. Методы утилизации фосфорсодержащих дымовых боеприпасов. Н.М. Ватугин, И.А. Емельянов, А.С. Колеров, В.В. Колтунов, А.В. Кочкин, И.М. Сидоров	234
11.4. Приведение испытательного комплекса по отработке РДТТ к экологическим требованиям по очистке продуктов сгорания. Н.М. Ватугин, И.А. Емельянов, А.С. Колеров, А.И. Садовский, М.И. Сидоров, Т.А. Теплова	242
ЗАСЕДАНИЕ ОТДЕЛЕНИЯ № 3	
«Боеприпасы и специальные средства поражения» РАРАН 05.07.2012 г.	
12.1. Основные научно - технические проблемы, рассматриваемые координационным центром по автономным системам неконтактного подрыва. О.Ф. Андрушин	246
12.2. Научная деятельность Балтийского филиала ОАО «НПО «ПРИБОР». Ю.В. Генкин, Е.А. Знаменский	250
12.3. Некоторые перспективные направления развития артиллерийских боеприпасов и выстрелов малого и среднего калибра. О.Т. Чижевский, Б.Э. Кэрт, О.Г.Агошков, Р.У. Есиев, Ю.В. Генкин, Е.А. Знаменский	253

Научное издание

Труды
III Всероссийской научно-технической конференции
«Фундаментальные основы баллистического проектирования»
Санкт-Петербург, 2 – 6 июля 2012

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 к печати _____ Формат бумаги 60×84 1/8.
Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 34,25. Тираж 150 экз. Заказ № _____
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Типография «СОТ»
С.-Петербург, ул. Трефолева, д.2