

УДК 621.454.3

А.С. Кириченко, Б.И. Кушнир, Л.П. Малый,
канд. техн. наук Н.П. Ушкин, канд. техн. наук В.В. Оглих

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РДТТ НА ОСНОВЕ РАЗРАБОТКИ И РЕАЛИЗАЦИИ НОВЫХ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ ГП "КБ "ЮЖНОЕ"

Представлены основные результаты разработки и внедрения новых проектно-конструкторских решений при создании твердотопливных ракетных двигателей различных типов с учетом массо-габаритных ограничений, специфики применения и высоких требований к расходно-тяговым характеристикам. Внедрение инновационных решений позволило существенно повысить эффективность двигателей и ракет и обеспечить длительные сроки надежного их применения. Накопленный обширный опыт инновационного подхода при разработке твердотопливных двигателей является основой для создания новых высокоэффективных ракетных двигателей следующего поколения.

Подано основні результати розроблення та впровадження нових проектно-конструкторських рішень під час створення твердопаливних ракетних двигунів різних типів з урахуванням масо-габаритних обмежень, специфіки застосування та високих вимог до витратно-тягових характеристик. Впровадження інноваційних рішень дозволило істотно підвищити ефективність двигунів і ракет і забезпечити тривалі строки надійного їх застосування. Набутий великий досвід інноваційного підходу під час розроблення твердопаливних двигунів є основою для створення нових високо-ефективних ракетних двигунів наступного покоління.

Main results of development and implementation of the new design solutions for different types of solid rocket motors are given considering mass-dimensional limitations, specifics of application, and severe requirements to consumption and thrust performance. Implementation of innovations allowed for significant improvement of motors and rockets efficiency and ensured their long-term and reliable application. Sound experience of the innovative approach for solid rocket motors development is a basis for design of the next-generation high-efficiency rocket motors.

Постановка задачи

ГП "КБ "Южное" занимается созданием РДТТ более 50 лет [1, 2]. За это время разработаны 11 типов крупногабаритных маршевых двигателей и 82 типа вспомогательных двигателей различного назначения.

Разработанные на основе инновационных подходов и отработанные маршевые двигатели (рис. 1) можно условно разделить на три группы [3, 4]:

– двигатели первых ступеней диаметром 2,4 м: масса топлива ~ 48 тс, тяга до 310 тс, удельный импульс до 280 с (3Д65, 15Д206, 15Д305);

– двигатели вторых ступеней диаметром 2,4 м: масса топлива до 30 тс, тяга до 150 тс, удельный импульс до 298 с (15Д290, 15Д339);

– двигатель первой ступени диаметром 1,8 м: масса топлива до 26 тс, тяга до 145 тс, удельный импульс до 282 с (15Д365).

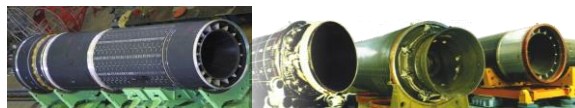


Рис. 1. Маршевые двигатели

Двигатели разведения имели массу топлива от 140 до 1070 кгс, время работы от 123 до 276 с (максимальное – 330 с), тягу от 230 до 800 кгс (15Д161, 15Д171, 15Д221) [4].

Необходимость выполнения специфических требований к ракетам и двигателям приводила к принятию неординарных, инновационных решений при их создании.

К таким требованиям можно отнести:

– жесткие массовые и габаритные ограничения;

– высокий уровень расходно-тяговых характеристик;

– длительный ресурс работы (срок эксплуатации) двигателей.

Массовые и габаритные ограничения

Создание РДТТ с необходимыми энергетическими характеристиками обычно сопровождается требованием минимально возможных масс и габаритов [5].

Решение этой задачи осуществляется на основе:

- применения новых, более эффективных материалов (конструкционных, теплозащитных, твердых топлив);
- внедрения оптимальных конструктивно-компоновочных схем двигателей.

Новые материалы корпусов, сопел и зарядов.

На начальном этапе работ с маршевыми РДТТ (60-е гг. XX в.) ГП "КБ "Южное" применяло металлические корпуса диаметром 1600 мм (двигатель 15Д15) с вкладными зарядами [4].

На следующем этапе работ для снижения массы корпусов и с учетом технологических проблем изготовления металлических корпусов диаметром до 2400 мм потребовалось применение новых конструкционных материалов – композиционных пластиков: стеклопластиков, органо-пластиков, углепластиков). Переход на композиционные пластики позволил значительно уменьшить массу корпусов (на 20-30% из органо-пластиков и углепластиков) по сравнению со стальными корпусами.

Применение высокомодульных углепластиков для изготовления корпусов позволяет не только снизить их массу, но и существенно улучшить условия работы заряда за счет снижения деформаций в канале и щелях заряда.

При этом следует отметить, что меньшая жесткость пластиковых корпусов по сравнению с металлическими потребовала применения более эластичных топлив (с относительной деформацией 30-50% вместо 15-25%).

Значительный прогресс был достигнут в применении твердых топлив. От традиционных составов топлив (перхлорат аммония-алюминий-каучук) на начальном этапе работ совершен переход к топливам, со-

держащим октоген (70-е годы). Это позволило улучшить адгезию компонентов топлива, уменьшить содержание связующего на 3-4%, повысить плотность (с 1,78 до 1,85 кг/дм³) и энергетичность топлива (на 3-5 единиц). Топливо с повышенной плотностью применялось в двигателе 15Д305 первой ступени ракеты 15Ж60, что позволило уменьшить объем заряда на 3-4% и соответственно габариты двигателя.

На вторых ступенях (двигатели 15Д290 и 15Д339) потребовалось применение менее плотных, но более энергетичных топлив. Задача решалась с применением топлива, в котором частично был заменен перхлорат аммония на менее плотный, но более энергетичный окислитель на основе соли аммония. Это решение позволило увеличить удельный импульс на 8-10 с по сравнению с классическими составами топлив и на 4-5 с по сравнению с топливом первой ступени с октогеном.

Вышеназванные материалы и топлива создавались специализированными предприятиями бывшего СССР, входившими в широкую кооперацию (до 200 предприятий). Далее эти материалы и топлива оптимизировались для условий применения в конкретном двигателе и ракете. В ряде случаев требовалась доработка этих материалов с целью обеспечения надежной работы двигателя.

Рабочее давление в корпусе двигателя 15Д305 было увеличено с 50 до 113 кгс/см² (с $4,9 \cdot 10^6$ до $11 \cdot 10^6$ Па). Экспериментальный двигатель 15Д305М испытывали при давлении в камере сгорания 153 кгс/см² ($15 \cdot 10^6$ Па).

В качестве материала вкладыша критического сечения сопла на первом этапе работ применялись практически неразгораемые материалы на основе сплавов тугоплавких металлов. Однако повышение температур продуктов сгорания топлив с 3200 до 3650 К потребовало применения новых материалов, в том числе разгораемых материалов типа "углерод-углерод" с объемной структурой. Большой объем теоретических и экспериментальных исследований позволил создать конструкции зоны вкладыша критического сечения сопла

диаметром до 500 мм, работоспособные при температурах более 3600 К.

Таким образом, применение новых материалов и топлив позволило создать высокоэффективные крупногабаритные РДТТ диаметром до 2,4 м и с массой топлив в зарядах до 48 т для ракет 15Ж60. Созданные РДТТ имеют характеристики на уровне с современными РДТТ ракет США МХ и "Трайидент-2".

Новые конструктивно-компоновочные схемы РДТТ

Выбор конструктивно-компоновочной схемы имеет важное значение для выполнения массово-габаритных ограничений при создании нового двигателя.

Корпус

Развитие схем корпусов проводилось за счет перехода от металлических корпусов с разъемными днищами и необходимыми узлами их стыковки к неразъемным корпусам из композиционных материалов типа "коккон".

При создании корпуса двигателя 15Д305 был внедрен ряд новых решений [4] (рис. 2, 3), в том числе:

- снижение содержания связующего на основе экспериментальных исследований, что позволило снизить массу корпуса;
- применение более полных (крутых) эллиптических днищ для увеличения полезного объема;
- конструкция корпуса с юбками, не выступающими за внешний диаметр.

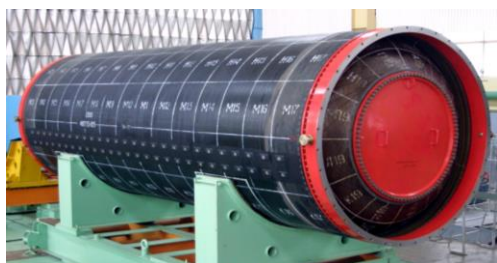


Рис. 2. Корпус из полимерных композиционных материалов



Рис. 3. Углепластиковый корпус типа "коккон"

Были разработаны методика и программа намотки с учетом натяжения нити, производительности, ширины ленты, количества жгутов и др.

В связи с недостаточным качеством контроля пористой структуры материала корпусов с помощью ультразвуковой дефектоскопии были разработаны методика и аппаратура рентгеновского контроля качества корпусов.

Внедрение этих и других новых решений позволило создать корпус двигателя, не уступающий по своим характеристикам лучшим мировым образцам, в том числе корпусу РДТТ ракеты МХ.

Заряд

Применялись заряды, прочно скрепленные с корпусами и разборной технологической оснасткой, что позволяло уменьшить диаметр люка корпуса и, соответственно, массу корпуса. Одновременно расширялись возможности обеспечения требуемой диаграммы расходно-тяговых характеристик.

Сопло

Большие работы были выполнены по развитию схем сопел [4]. При переходе от четырех сопловых блоков к односопловым была принята концепция применения утепленного сопла, что позволило существенно сократить длину двигателя. Были разработаны и отработаны три типа сопел:

- поворотное сопло на эластичном опорном шарнире;
- стационарное сопло со вдувом горячего внутрикамерного газа в закритическую часть сопла;
- стационарное сопло с раскладкой сверхзвуковой части раструба.

Поворотное сопло на эластичном опорном шарнире разработано для первой ступени ракеты 15Ж60. Сопло обеспечивало управление вектором тяги по каналам тан-

гажа и рыскания. Значение продольной тяги двигателя достигало 310 тс, а боковая составляющая при отклонении сопла – 10-12% (рис. 4).

Поворотное управляющее сопло с эластичным опорным шарниром известно разработчикам РДТТ, однако в конкретных разработках этого типа сопел есть свои особенности, касающиеся:

- рецептуры резины, обеспечивающей максимальную эластичность;
- технологии изготовления шарнира, гарантирующей высокое качество;
- тепловой защиты эластичного опорного шарнира от высокотемпературных газов камеры сгорания двигателя.

Разработана методика, позволяющая выбрать параметры эластичного опорного шарнира, обеспечивающие минимальную угловую жесткость шарнира и устойчивость армирующих тарелей.

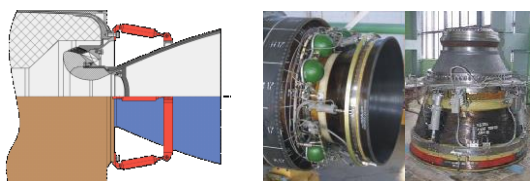


Рис. 4. Поворотное управляющее сопло с эластичным опорным шарниром

Все проектные и конструкторские решения по поворотным управляющим соплам с эластичным опорным шарниром прошли полную отработку и применяются на маршевых РДТТ.

Сопло с системой вдува газа

Как известно, поворотное управляющее сопло требует в хвостовом отсеке определенного свободного пространства для отклонения подвижной части сопла на заданный угол в любом направлении. В некоторых ракетах компактного базирования, например, на подводных лодках, возможность обеспечения такого свободного пространства ограничена. Сопло должно быть неподвижным и вместе с тем обеспечивать создание боковой управляющей силы.

Эту задачу решает система вдува газообразного рабочего продукта в закритическую (сверхзвуковую) часть сопла. Система

наиболее эффективна (создает наибольшую боковую управляющую силу), если вдуваемым рабочим продуктом является камерный газ. Однако обеспечить регулирование вдува камерного газа, который имеет температуру 3500-3600 К, крайне сложно.

На ГП "КБ "Южное" создана такая система. Система состоит из восьми клапанов и обеспечивает управление по трем каналам стабилизации: тангажу, рысканию, крену. К существенным преимуществам системы вдува следует отнести очень высокую динамичность. Время исполнения команды системы управления полетом ракеты в системе вдува на порядок ниже, чем при использовании поворотных управляющих сопел. Для некоторых типов ракет это имеет очень большое значение (рис. 5).

Система вдува обеспечивает управляющее усилие до 5-6% осевой тяги.

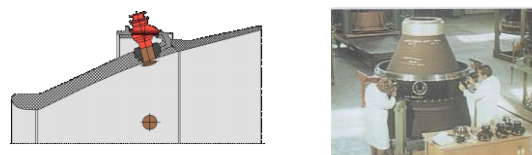


Рис. 5. Сопло с системой вдува газа

Обеспечение надежной работы сопла с горячим вдувом потребовало большой исследовательской, конструкторской и материаловедческой работы, особенно с клапанами вдува, работающими при температурах более 3400 К в течение 50-60 с.

Созданный уникальный научно-практический задел может быть использован в перспективных разработках, в том числе в РДТТ с малой инерционностью реакции на внешние возмущения.

Стационарное сопло с раскладкой раструба сверхзвуковой части сопла (рис. 6) разработано для вторых ступеней ракет с целью:

- уменьшения длины сопла и двигателя;
- увеличения удельного импульса тяги за счет увеличения степени расширения.

За счет сложения раструба длина двигателя была уменьшена на 800 мм. При запуске двигателя раструб раскладывался специальным приводом с пороховым газогенератором в течение 0,4 с, что позволяло увели-

чить длину и степень расширения сопла и, соответственно, удельный импульс тяги. Привод сбрасывается после раскладки.

Конструкция такого сопла с раскладкой была разработана, отработана и сдана Заказчику в штатную эксплуатацию ракет 15Ж60.

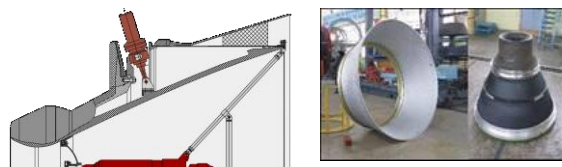


Рис. 6. Стационарное сопло с раскладкой
раструба сверхзвуковой части сопла

Таким образом, необходимость обеспечения высоких требований и ограничений к массовым и габаритным характеристикам РДТТ предопределила внедрение новых решений по применяемым материалам и топливам, конструкции. Некоторые из этих решений являются уникальными до настоящего времени, например сопло со вдувом горячего газа для крупногабаритного маршевого РДТТ.

Специальные управляющие РДТТ для верхних ступеней ракет

Специфические требования к двигателю (длительное время работы – до 330 с и большие управляющие усилия – до 40% осевой тяги) вызвали необходимость внедрения ряда новых решений, в том числе [4] применения заряда торцевого горения и маломоментных вращающихся сопел.

Реализация этих решений потребовала разработки оригинальной конструкции заряда с манжетным раскреплением, а также снижения влияния увеличения скорости горения в пограничных слоях на расходно-тяговые характеристики двигателя (рис. 7).

Для установления картины выгорания заряда были проведены специальные исследования с принудительным гашением двигателя в разные моменты времени.

Выполнение этих работ и исследований позволило увеличить коэффициент заполнения камеры топливом с 0,88 для канальных зарядов до 0,97 для торцевого заряда.

Созданы маломоментные сопла с оригинальной конструкцией уплотнения подвижных соединений сопел с уровнем управляющих боковых усилий 40% и со степенью расширения от 40 до 70 (по площади).

Уменьшение разбросов тяги достигалось применением сменных вкладышей критических сечений сопел.

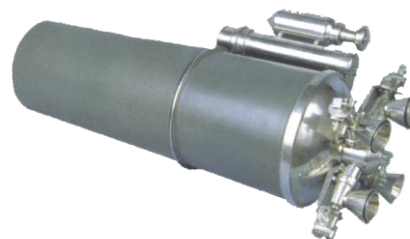


Рис. 7. Специальный управляющий РДТТ

Внедрение этих и других новых решений позволило создать три типа уникальных управляющих двигателей на твердом топливе для верхних ступеней ракет. Основные характеристики этих двигателей приведены в табл. 1.

Вспомогательные РДТТ малой тяги

ГП "КБ "Южное" имеет большой опыт проектирования и отработки вспомогательных РДТТ малой тяги различного назначения – пороховые аккумуляторы давления (ПАД), малые ракетные двигатели (82 наименования двигателей) [4]. Основные характеристики малогабаритных РДТТ приведены в табл. 2, некоторые образцы двигателей – на рис. 7-9.



Рис. 7. Двигатели РД127, РД186



Рис. 8. Двигатели РД271, РД273

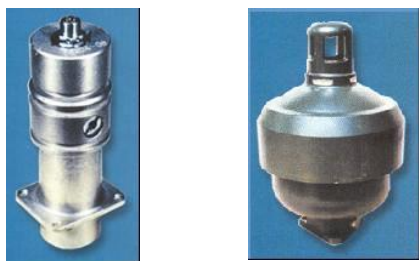


Рис. 9. ПАД-215, ПАД-243

Большое разнообразие задач для таких двигателей (увод обтекателя, выброс и закрутка объектов и др.) требовало и различ-

ных подходов к конструированию, в том числе новых подходов.

Для обеспечения минометного старта ПАД должен обеспечить прогрессивность расхода в 50-100 раз за 0,5-2 с. Задача решалась с применением многоступенчатого (от двух до четырех) ПАДа вместо однокамерного. Это решение позволило применить ПАД с приемлемой прогрессивностью (~ 10) для каждой ступени и при приемлемых уровнях давлений (до 40 МПа) вместо давления ~100 МПа для однокамерной схемы (область неустойчивого горения топлива).

Таблица 2

Основные характеристики двигателей для разведения космических объектов

Двигатель	Тяга в пустоте, кгс	Топливо	Удельный импульс в пустоте, с	Масса снаряженного РДДТ, кг	Ракета
15Д171	260	Смесевое низкотемпературное Т-9БКН-9К	232,0	250	15А15, 15А16
15Д161	780		229,0	940	15А14
15Д221	910		234,5	1343	

Таблица 3

Основные технические характеристики малогабаритных РДТТ

Тип топлива	Смесевое с температурой горения от 1200 до 3300 К и содержанием алюминия от 3 до 18%; баллиститное (двухосновное) с температурой горения от 1600 до 2800 К
Масса заряда, кг	от 0,006 до 120
Способ крепления заряда	Вкладной и прочноскрепленный – смесевое топливо Вкладной и клеенный в теплозащитный стакан – баллиститное топливо
Материал корпуса	Высокопрочные сталь, алюминиевый сплав, титановый сплав
Тип конструкции	Классическая схема – прямое или отклоненное от оси двигателя сопло; кососрезанное сопло; односопловая, двухсопловая, четырехсопловая схемы, с рассекателем струи (для ПАДа); в форме сегнера колеса; запуск со стороны сопла; запуск от электрического и механического пиропатронов
Суммарный импульс тяги, кгс·с	От 5 до 6000
Тяга, кгс	От 7 до 16680
Время работы, с	От 0,1 до 60

Примерами новых подходов к созданию РДТТ малой тяги являются также решения по двигателям выброса объектов.

Для обеспечения требований ко времени работы (0,1-0,17 с) и разбросу импульса тяги (до 1%) при высокой перегрузке (до 100g) применен заряд оригинальной конструкции в виде трубок с нанесенным на них топливом. Применение этого решения вместо традиционных топливных шашек позволило обеспечить выполнение предъявляемых требований, а также избежать выброса остатков шашек при их догорании в условиях больших перегрузок, что приводит к нежелательным всплескам тяги. Разброс импульса тяги не превысил 1% вместо 3-4% при традиционных решениях.

Кроме того, все семейство двигателей выброса (20 наименований для импульсов тяг в диапазоне от 50 до 3000 нс) условно разбито на группы с одинаковыми диаметрами и количеством шашек. Все вариации импульсов тяг в пределах групп обеспечивались изменением только длин шашек. Такой подход позволил сократить требуемое количество испытаний практически в три раза.

Методика оптимизации проектных параметров

Основной задачей при проектировании РДТТ является определение их оптимальных параметров (масса топлива, диаметр двигателя, давление в камере сгорания, секундный расход продуктов истечения, степень расширения и удлинения сопла и т.д.)

Различные сочетания вышеупомянутых проектных параметров приводят к необходимости расчета большого количества вариантов и длительного времени. В сжатые сроки такая задача может быть решена только при наличии соответствующей методики расчета основных характеристик двигательной установки и программы расчета. Такая методика и программа расчета были созданы.

В качестве исходных данных для проектирования могут быть заданы, например, следующие параметры и ограничения:

- габариты двигателя (диаметры корпуса и выходного сечения сопла, длина);
- удельный импульс тяги;
- расходно-тяговые характеристики и характер изменения диаграммы "секундный расход – время";
- масса заряда твердого топлива;
- массовое совершенство конструкции двигателя.

Программа выполнена в системе MathCAD 2000, обладающей мощными средствами решения самых разнообразных математических задач.

Обеспечение длительного ресурса РДТТ

Одной из наиболее важных задач, возникающих при создании РДТТ, является обоснованный выбор проектных решений и экспериментальное подтверждение стойкости двигателя к комплексу внешних воздействующих факторов в течение заданных сроков эксплуатации. Однако эта задача требует решения ряда проблемных вопросов, связанных с учетом большого разнообразия конструкций и материалов РДТТ, условий применения, а также с недостаточной изученностью процессов старения материалов, особенно полимерных материалов.

В связи с этим на ГП "КБ "Южное" был выполнен большой объем работ по обеспечению гарантийных сроков эксплуатации ракет и их составных частей. Обобщен опыт, накопленный организациями промышленности, и разработаны методические материалы и рекомендации по определению гарантийных сроков на этапах проектирования и конструкторской отработки ракет [6, 7].

Накопленный на ГП "КБ "Южное" успешный опыт длительной эксплуатации ряда крупногабаритных РДТТ, различающихся по конструкции, применяемым материалам и условиям хранения (эксплуатации), позволил выработать обоснованные рекомендации по обеспечению длительной эксплуатации вновь разрабатываемых РДТТ.

Заключение

1. Разработанные и отработанные ГП "КБ "Южное" РДТТ характеризуются следующими показателями:

- увеличением запаса топлива по сравнению с начальным этапом работ в ~3 раза;
- увеличением секундного расхода в ~4 раза;
- увеличением внутрикамерного давления в 2,5 – 3 раза;
- увеличением удельного импульса тяги на ~ 10%.

2. Разработана и внедрена целая группа малогабаритных вспомогательных РДТТ для решения широкого круга технических задач обеспечения старта и полета как твердотопливных, так и жидкостных ракет.

3. Разработка и внедрение новых решений позволили создать высокоэффективные РДТТ для ряда ракет ГП "КБ "Южное" на уровне лучших мировых образцов.

4. Накопленный опыт инновационных подходов при разработке РДТТ, новые методики и программы и созданный научно-практический задел являются основой для разработки РДТТ нового поколения.

Список использованной литературы

1. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро "Южное" / Под общ. ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: ГКБ "Южное", 2000. – С. 39–71 с.

2. Ракетные двигатели на твердом топливе ГКБ "Южное". Альбом презентаций. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное", 2013. – С. 19.

3. Кириченко А.С., Кушнир Б.И., Енотов В.Г. Ракетные двигатели на твердом топливе разработки Государственного конструкторского бюро "Южное" // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2004. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГКБ "Южное". – С. 211–228.

4. Доценко В.М., Оглих В.В., Волков Ю.П. Разработка малогабаритных РДТТ, пороховых аккумуляторов давления и пиротехнических устройств для стратегических и космических ракет // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2004. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГКБ "Южное". – С. 229–241.

5. Конструкция и отработка РДТТ / Под ред. А.М. Виноцкого. – М.: Машиностроение, 1980. – 230 с.

6. Шапошников В.А., Уткин В.Ф., Беляев Н.М. Оценка гарантийных сроков эксплуатации боевых ракет (на этапах проектирования и конструкторской отработки). – М.: Машиностроение, 1967. – 164 с.

7. Тутов Н.И. и др. О некоторых методических особенностях оценки возможности продления сроков эксплуатации изделий / Н.И. Тутов, Г.Н. Чепель, Н.П. Ушкин, А.С. Кириченко // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2008. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное". – С. 128–145.

Статья поступила 15.01.2014