

УДК: 623.419

РАЗВИТИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА РАКЕТНОМ ТРЕКЕ DEVELOPMENT OF DYNAMIC TESTS ON THE ROCKET TRACK

По представлению академика РАРАН В.Т. Волкова

Н.М. Ватутин, И.Г. Роберов, В.А. Тарновский, Ю.С. Фурсов

ФКП «НИИ «Геодезия»

N.M. Vatutin, I.G. Roberov, V.A. Taranovskiy, Yu.S. Fursov

В статье рассматриваются вопросы истории создания, поэтапного совершенствования технологии динамических испытаний боеприпасов, вооружения, военной и специальной техники на ракетном треке. Обобщены результаты многолетних исследований в этой области. Описываются различные конструкции и устройства трека, ракетных кареток и способов разгона испытуемых объектов, а также проблемы с которыми сталкивались конструктора и испытатели в ходе подготовки и проведения испытаний на ракетном треке. Даны решения наиболее актуальных задач и рекомендации по направлениям развития методики трековых испытаний. Предлагаются пути повышения скорости изделий на треке и повышения надёжности трековых испытаний. Статья представляет практический интерес для специалистов занимающихся разработкой технологий динамических испытаний и эксплуатирующих высокоскоростные ракетные треки.

Ключевые слова: ракетный трек, испытание, разгонная каретка, скорость, преграда, прямой и обращённый пуск.

The article deals with the history of the creation and gradual improvement of the technology of dynamic testing of ammunition, weapons, military and special equipment on the missile track. The results of many years of research in this area are summarized. Various designs and devices of the track, rocket carriages, and methods of acceleration of test objects are described, as well as problems encountered by designers and testers during the preparation and conduct of tests on the rocket track. Solutions to the most urgent problems and recommendations for the development of track testing methods are given. Ways to increase the speed of products on the track and improve the reliability of track tests are proposed. The article is of practical interest to specialists involved in the development of dynamic testing technologies and operating high-speed rocket tracks.

Keyword: rocket track, test, acceleration carriage, speed, barrier, direct and reverse launch.

* * *

*Посвящается памяти кавалера ордена Трудового
Красного Знамени, Заслуженного конструктора
Российской Федерации Ю.А. Крутецкого*

Динамические испытания перспективных образцов боеприпасов, вооружения, военной и специальной техники на ракетном треке, как одни из наиболее эффективных видов динамиче-

ских испытаний, получили широкое распространение в нашей стране и за рубежом. В отличие от лётных испытаний, весьма дорогостоящих и сложных, испытания на треке позволяют более

экономично и оперативно проводить отработку перспективных образцов как в собранном виде, так и их отдельных частей и элементов [1].

Начало трековых испытаниям связано с именем С.П. Королёва, который в 1936 году для испытания своих крылатых ракет и в частности «216» создал на предприятии первый ракетный трек протяжённостью 21 м в виде пространственной фермы Уоррена из металлических труб. По мере развития систем вооружения совершенствовались и соответствующие им технологии испытаний. В связи с этим возрастала требуемая скорость на треке и протяжённость его направляющих — 65 м, 75 м, затем до 130 м, а к 1957 году она уже достигала 260 м, что обеспечивало получение скорости до 250 м/с. Дальнейшее развитие систем вооружения потребовало получения уже сверхзвуковых скоростей. По этой причине в 1957 году был создан ракетный трек длиной 600 м, обеспечивающий достижение скорости 700 м/с, а уже в 1958 году его длина была увеличена до 1600 м, а скорость до 1000 м/с. В настоящее время длина трека превышает 2600 м, что позволяет достигать на нём скорость до 1200 м/с (рис. 1).

Чрезвычайно широкий диапазон возможностей исследований, проводимых на треке, позволяет проводить ударные испытания головных частей (ГЧ), взрывательных устройств (ВУ) и боевых частей (БЧ) ракетных систем в прямых и обращённых пусках при высоких скоростях встречи по различным видам преград, испытаниям крылатых ракет, кассетных боеприпасов, авиационных средств поражения, парашютных систем (рис. 2), ракетных двигателей, а также испытания на эрозию и многие другие виды испытаний. При

испытаниях на треке представляется возможным решение таких задач, которые никакими другими методами решить невозможно [2].

Так, например, при обращённых испытаниях БЧ, ВУ и ГЧ (рис. 3) можно с достаточной точностью достигать требуемой скорости соударения и при этом обеспечивать точное попадание преграды в заданную точку испытуемого объекта при любых заданных углах встречи. При пусках с торможением, например, при испытаниях фрагментов ракет на эрозию, удаётся в полном объёме определить характер и интенсивность эрозионного разрушения в процессе прохождения испытуемого объекта через различные среды (дождь, пыль, камни и т.п.). Другой не менее важной особенностью существующего ракетного трека стало то, что он позволяет проводить испытания с оценкой эффективности действия объектов, имеющих массу разрывного заряда до 500 кг в тротиловом эквиваленте.

Вместе с тем, следует отметить, что техническая осуществимость трековых испытаний в большой степени зависит от того, какой скоростной диапазон требуется обеспечить.

Если при скоростях разгона до 700 м/с особых проблем не возникает, то по мере дальнейшего роста скорости существенно увеличиваются и технические трудности. Дело в том, что в отличие от условий запуска классических типов ракетных систем, высокоскоростной разгон в условиях ракетного трека вносит ряд существенных особенностей, усложняющих решение поставленных задач. Это, прежде всего, ограничение пути разгона в соответствии с длиной трека, что влечёт за собой необходимость использования твердотопливных ракетных двигателей

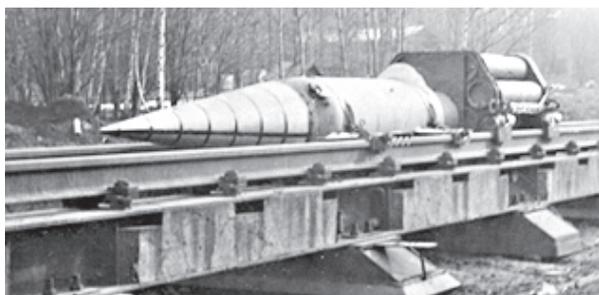


Рис. 1. Общий вид ракетного поезда на треке при прямом пуске с ГЧ массой более 200 кг с 7 двигателями С-24 на первой и 1 двигателем ПРД-58 на второй ступени

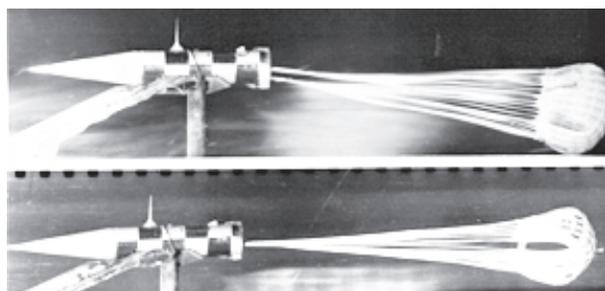


Рис. 2. Испытание на ракетном треке парашютной системы спускаемого космического аппарата

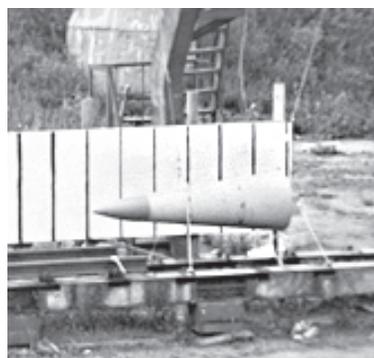


Рис. 3. Общий вид ракетного поезда с подвижной преградой и неподвижной ГЧ при обращённом пуске

с малым временем работы. Это существенно сужает номенклатуру используемых разгонных двигателей.

Особенностью конструкции каретки является её связь с рельсами трека посредством специальных башмаков скольжения. При движении каретки башмаки подвергаются воздействию интенсивных динамических сил, существенно влияющих на прочность как каретки, так и самого трека, что иногда может приводить к разрушению конструкций. Кроме указанных отличий при пуске на ракетную каретку действуют интенсивные аэродинамические силы, что необходимо учитывать при разработке конструкции кареток. Указанные факторы говорят о сложности задач проектирования кареток и подготовки самого трека к испытаниям, требующих высочайшей квалификации как у разработчиков, так и у обслуживающего ракетный трек персонала.

Испытательный ракетный трек НИИ «Геодезия» создавался путём его поэтапного удлинения и модернизации. Совершенствование технологии тречковых испытаний шло с учётом запросов разработчиков различных образцов боеприпасов, вооружения, военной и специальной техники и, прежде всего, разработчиков перспективных ракетных систем. Наибольший вклад в развитие и совершенствование технологий испытания на ракетном треке внёс Юрий Андреевич Крутецкий, посвятивший этому всю свою трудовую деятельность [1, 2].

В соответствии с поступающими запросами и программами испытаний необходимо было, с одной стороны, расширять сферу применения тречковых испытаний, а, с другой стороны, повышать основные параметры проводимых на треке пусков, таких как скорость разгона и масса

испытуемых образцов как при пусках на проход, так и при пусках с торможением и сохранением испытуемого объекта. Как уже упоминалось, наиболее серьёзные технические проблемы возникают при решении задач, связанных с достижением всё более и более высоких скоростей разгона. Рассмотрим более подробно основные направления совершенствования конструкции трека и техники тречковых испытаний.

1. Повышение стабильности, прочности и жёсткости ракетного трека

Высокие требования к прямолинейности рельсовых направляющих трека ставят проблему обеспечения стабильности его фундаментного основания на одно из первых мест.

Для исключения неравномерных деформаций фундаментов вследствие морозного пучения грунта, когда глубина его промерзания может достигать 2,0...2,2 м, было предложено использовать высокостабильный тип фундамента в виде одиночных опор с глубиной заложения не менее 2,8 м. Кроме того, для защиты фундаментных опор от воздействия реактивной струи ракетного двигателя на их верхних концах были установлены стальные коробчатые оголовки.

По всей длине трека был создан бесстыковой рельсовый путь с шириной колеи 1 м. Первоначально на треке был применён железнодорожный рельс Р-50 с креплением типа КБ-50. Однако по мере возрастания скоростей разгона при одновременном увеличении массы испытуемого объекта этот рельс перестал обеспечивать требуемую при повышенных скоростях прочность. В связи с участвовавшими аварийными исходами по причине разрушения рельса он был

заменён на рельс тяжёлого типа Р-75 с одновременным использованием новых, более мощных рельсовых креплений типа УКР-8. В результате всех этих модернизаций стабильность и прочность трека существенно повысилась, а число аварийных исходов при пусках уменьшилось. Однако последующая эксплуатация трека показала (рис. 4), что даже такой мощный рельс, как Р-75, не в полной мере обеспечивает требуемую прочность при скоростях более 1000 м/с [2].

На основании изложенного был поставлен вопрос замены рельса Р-75 на крановый профиль КР-100 с доработанной головкой, получивший наименование РН-100Х40. Применение этого рельса должно было обеспечить требуемую прочность при проведении высокоскоростных испытаний на скоростях до 1200 м/с.

2. Выверка и контроль направляющих ракетного трека

При имеющейся в настоящее время длине ракетного трека его подготовка к очередному испытанию представляет весьма трудоёмкую операцию. На начальном этапе эксплуатации трека предпринимались попытки осуществить сплошную выверку «в нули» по всей длине трассы трека, хотя уже тогда становилась ясно, что такой подход не только не реален, но и не оптимален.

Разгон на треке всегда проводится в одном направлении от старта к финишу, вследствие чего на начальном участке трека скорость оказывается незначительной, тогда как на финише она всегда будет максимальной. Исходя из этого, с учётом разгона, была разработана система допусков на отклонения рельсовых направляющих от проектного положения и составлены специальные таблицы, в которых предусмотре-



Рис. 4. Пример разрушения рельса Р-75

но пять классов точности. Наиболее точный 1-й класс допускает стрелку искривления рельса не более 0,25 мм при базе измерения в 1,0 м. По указанной таблице для каждого участка трека задаётся класс точности в соответствии с расчётным графиком зависимости скорости от дистанции. Одновременно с системой допусков были введены и нормы содержания верхнего строения трека.

Система выверки и контроля трека предусматривает в качестве геодезической основы базовую реперную линию, размещённую параллельно треку. Она включает в себя большое количество реперных головок, установленных на фундаментных оголовках с интервалом около 10 м.

Для практической реализации выверки и контроля трека на предприятии были разработаны необходимые для этого приборы и приспособления (устройство для правки по осям рельсов, измеритель колеи, измеритель разновысотности, уклономер, прибор для контроля вертикальности рельса и др.).

Для обеспечения оперативного контроля точности выверки рельсов был разработан «Прибор оперативного контроля» — ПОК-1. С помощью этого прибора легко обнаруживаются участки трека, на которых отклонение параметров выходит за пределы заданного класса точности. Так, например, было установлено, что многие сварные стыки имеют неудовлетворительную геометрию, качество выверки в зоне таких стыков на 1–2 класса хуже чем на прилегающих к ним участках. По результатам сравнительного анализа послепусковых и предпусковых регистрограмм, полученных прибором ПОК-1, представляется возможным выявить послепусковые расстройтва направляющих и получить заключение относительно динамики взаимодействия системы «каретка-трек».

3. Динамика взаимодействия системы «трек-каретка»

Исследование динамики взаимодействия системы «каретка-трек» представляет определённые сложности как с теоретической, так и экспериментальной точек зрения.

Несмотря на отдельные попытки [3, 4, 5], теория высокоскоростного движения ракетной каретки по треку, при наличии случайных искри-

влений рельсовых направляющих и существенных зазоров в скользящих опорах с учётом упругости рельсов, до настоящего времени в целом никак серьёзно не разрабатывалась. Эта задача требует привлечения математического аппарата теории нелинейных колебаний и теории динамической устойчивости и может быть отнесена к сложнейшим вопросам механики и её решение, хотя бы в первом приближении, потребовало бы серьёзных научных сил, при том не на один год.

Экспериментальные исследования высокоскоростного движения ракетных кареток по треку также не имеет простых решений, так как каждый пуск на предельной скорости чреват аварийным разрушением и каретки, и, что намного опаснее, самого ракетного трека [2, 8–10].

Поэтому наиболее приемлемым направлением в решении задачи динамики взаимодействия представляется совершенствование конструкции системы подвески высокоскоростных ракетных кареток. Разработанный с учётом накопленного опыта вариант подвески при минимальной конструктивной массе обеспечивает эффективную амортизацию каретки и демпфирование самовозбуждающихся колебаний. Кроме того, за счёт использования сил трения создаётся стабилизирующий момент в горизонтальной плоскости, предотвращающий возникновение опасных колебаний рыскания. Такая схема подвески реализована в конструкции базовой каретки (рис. 5) серийно изготавливаемой уже на протяжении более 30 лет.

Использование таких кареток в качестве вторых ступеней в двухступенчатых ракетных поездах позволило в процессе испытаний образцов с массой до 300 кг расширить диапазон макси-

мальных скоростей от 800 до 1200 м/с при обеспечении достаточно высокой степени надёжности.

4. Оптимизация состава ракетных поездов

Разработка ракетных поездов в соответствии с требованиями программ испытаний связана с трудностями выбора типов разгонных двигателей при ограниченном пути разгона в соответствии с располагаемой длиной ракетного трека [1, 2].

С целью преодоления этих трудностей были разработаны различные методы, позволяющие в определённых пределах изменять рабочие характеристики имеющихся разгонных двигателей.

Как правило, чаще всего требуется уменьшить время горения заряда двигателя. С этой целью производится перекрытие части сопловых отверстий или уменьшение критического сечения сопла так, чтобы при заданной температуре заряда не исчерпать резерва прочности корпуса ракетного двигателя. В результате такой операции удаётся сократить время работы двигателя в пределах 10 %. С целью более радикального изменения характеристик двигателя производилась модификация заряда с уменьшением горящего свода за счёт увеличения диаметра канала топливной шашки. Применение модифицированного заряда позволяет сократить время работы двигателя более чем на 30 %. Именно с использованием модифицированных зарядов в двигателе ПРД-58 удалось осуществить все высокоскоростные пуски на треке.

Особо следует отметить, что уменьшение массы заряда за счёт большего диаметра канала топливной шашки в модифицированном варианте практически не влечёт за собой потери скорости при разгоне, т.к. за счёт меньшего времени разгона уменьшается и импульс потерь от сил сопротивления.

Кроме уменьшения времени работы двигателя в практике часто возникает необходимость уменьшения полного импульса у двигателя ПРД-58, т.к. его заряд оказывается слишком велик для конкретной задачи разгона. Для решения этой проблемы была разработана методика нормированной подрезки раструба сопла, вплоть до варианта «сопло-очко». Подрезка позволяет уменьшить тягу двигателя и, соответственно, его импульс в пределах до 14 %.

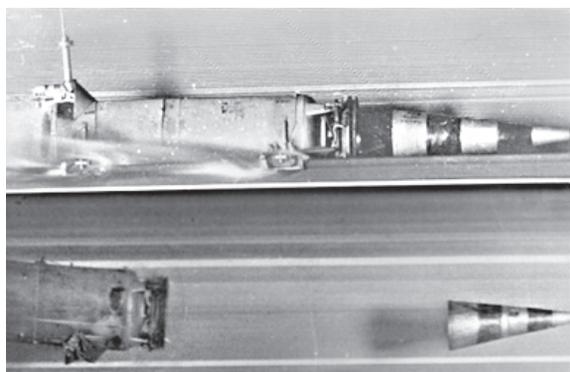


Рис. 5. Разгонная ракетная каретка с двигателем ПРД-58 и испытываемой ГЧ массой более 100 кг и её отстрел от каретки снято с помощью УЩР-5

Для малых двигателей типа Д-1 и С-24 с приходом каждой новой партии зарядов возникает необходимость определения их рабочих характеристик, включая и полный импульс.

5. Уточнение тягового расчёта и оценка его погрешностей

При подготовке каждого нового вида испытаний необходимо, прежде всего, оптимально скомпоновать ракетный поезд на базе имеющихся типов разгонных двигателей. Каждый из возможных вариантов компоновки должен быть оценён соответствующим расчётом [2].

На начальном этапе работ использовался упрощённый вариант расчёта на основе аналитического метода в допущении постоянства коэффициента лобового сопротивления каретки и постоянства тяги разгонных двигателей.

По мере детальной конструкторской проработки проводится более точный расчёт. Для уточнения тягового расчёта используется численный метод интегрирования, учитывающий изменяющуюся функцию и изменение тяги двигателя, представленное кусочно-линейной аппроксимацией. Ввиду того, что ракетные каретки имеют, как правило, весьма разнообразные аэродинамические формы, для определения зависимости для каждой конкретной каретки следует проводить серию продувок подобной ей модели в аэродинамической трубе. Однако это существенно удлиняет сроки проведения работ и существенно повышает затраты, в связи с чем была разработана методика опытно-аналогового определения зависимости по сетке опорных кривых. Основой для построения которой служат результаты продувок моделей двух сильно отличающихся аэродинамических форм кареток — наилучшей и наихудшей. Всё поле между этими двумя кривыми заполняется промежуточными гипотетическими кривыми, построенными по принципу пропорционального деления.

Пользуясь сеткой кривых можно по одной опытной точке, полученной в методическом пуске на треке, определить с достаточной степенью точности, всю искомую зависимость. Кроме того, по этой сетке можно, опираясь на имеющийся статистический материал, задавать, с некоторыми приближениями, зависимость и для вновь разрабатываемого варианта каретки.

6. Высокоинтенсивное торможение ракетных кареток

Необходимость торможения ракетных кареток возникает в следующих случаях: когда испытуемый объект должен быть сохранён для последующего осмотра и исследования; при пусках двух- или трёхступенчатых ракетных поездов, когда необходимо отделить наседающую массу разгонной каретки от отделившегося испытуемого объекта [1–10].

Вследствие того, что трек имеет ограниченную длину, тормозные средства должны быть высокоэффективными. В качестве штатных средств торможения были разработаны двухпоршневые фрикционные тормозные башмаки БТ-2П и трёхпоршневые БТ-3П. Они обеспечивают среднюю тормозную силу около 10 кН на поршень и удельную энергию торможения около 6 МДж на поршень. В качестве источника энергии для этих башмаков используется пороховой генератор давления замкнутого типа. Эти тормозные башмаки полностью унифицированы, что даёт возможность применять их для торможения как малых, так и самых тяжёлых ракетных кареток. Предельно допустимая скорость в начале торможения для них установлена в пределе до 600 м/с.

В ряде случаев требуются более мощные, чем указанные, фрикционные башмаки средства торможения, способные создавать большие тормозные силы при скоростях более 1000 м/с, чтобы на коротком тормозном пути сбросить скорость на 100...300 м/с с перегрузками до 100...200 единиц. В этом случае используется метод торможения за счёт обмена количеством движения движущейся каретки с находящимися на её пути неподвижными тормозными массами, метод получил обозначение — ОКД. Для реализации этого метода были разработаны различные варианты заборников, представляющих собой достаточно миниатюрное и лёгкое тормозное устройство, имеющее криволинейный канал или жёлоб. Заборник захватывает неподвижную тормозную массу и, развернув её в криволинейном канале на заданный угол (в пределе до 180°), выбрасывает её вперёд со скоростью почти в 2 раза превосходящей скорость самой каретки. В качестве тормозной массы могут быть использованы самые различные материалы: фольговые (бумажные)

лотки заполненные водой или песком, полосы из свинца, стали, дюралю, фанеры и т.п. Сила торможения ОКД пропорциональна квадрату скорости движения каретки, и, как следствие, этот метод особенно эффективен при высоких скоростях, когда фрикционные устройства оказываются малоэффективными или вообще неприменимыми.

Например, при скорости 1000 м/с и угле между вектором скорости каретки и вектором относительной скорости выбрасываемой тормозной массы 90° для создания силы торможения в 200 кН требуется погонная масса всего 0,2 кг/м и, если использовать для этого стальную полосу, то она должна иметь при толщине 2 мм ширину всего 12,5 мм. Используя это свойство метода ОКД, можно успешно притормаживать каретки после отделения от неё испытуемого объекта для обеспечения между ними заданного интервала. Альтернативы этому методу, столь же простого и эффективного, пока нет.

7. Отделение испытуемого объекта от разгонной каретки

При испытаниях ГЧ ракет и проникающих боеприпасов на удар по преграде часто ставится требование по отделению и отводу разгонной каретки. В этом требовании, по сути, содержится три самостоятельных и при этом достаточно сложных задачи: 1 — отделение испытуемого объекта от каретки; 2 — торможение каретки; 3 — отвод каретки в сторону [2].

Сложность задачи отделения испытуемого объекта состоит в том, что в большинстве случаев крепление объекта допускается только за его донную часть, а сам процесс отделения должен происходить так, чтобы объект не получал существенных начальных возмущений. Ввиду того, что отделение происходит при скоростях порядка 1000 м/с, весь процесс должен произойти за время не более 5 мс. С учётом этих требований был разработан специальный узел крепления и расстыковки испытуемого образца (рис. 5), в котором ГЧ, закреплённая за донный выступ, после подачи команды на пиропатроны одновременно освобождается по всему периметру крепления и выталкивается вперёд усилиями сжатых пружин. Заметных начальных возмущений такой процесс расстыковки не создавал. Когда

испытуемое изделие имеет значительную массу и размеры, для его отделения была разработана компактная мортира, из которой изделие отстреливалось с помощью заряда ДРП.

Торможение каретки начинает производиться сразу после отделения от неё испытуемого объекта методом ОКД. В качестве тормозных масс использовались дюралевые (фанерные) полосы с погонной массой около 0,15 кг/м. В этом случае общая длина участка торможения не превышала 50 м. В конце этого участка интервал между объектом и кареткой уже достигает порядка 2 м.

Задача отвода каретки в сторону решается так, чтобы она целиком или её остаточные фрагменты, получив импульс соответствующего направления, прошли мимо заданной точки за финишем трека. Для обеспечения этого требования используются различные отбойники: 1 — из массивных бронеплит; 2 — с криволинейными направляющими.

Проведённые исследования показали, что при выполнимой длине отбойника поворот вектора скорости каретки от 2° до 4° сопровождается силой удара по отбойнику в несколько тысяч тонн. При таком ударе каретка разрушается, а часть образовавшихся фрагментов не успевает изменить вектор скорости. Для уменьшения силы удара требуется увеличение длины отбойника. Увеличение его длины до 12 м и уменьшение требуемого угла отбоя до 2° не снижает силы удара менее чем до 20 т. Такие ударные нагрузки, приложенные к башмакам каретки, значительно превышают предельно допустимые. Дальнейшее уменьшение угла отбоя не представляется возможным, т.к. аэродинамически неустойчивый объект может получить недопустимые угловые отклонения. Поэтому единственным решением этой задачи будет увеличение прочности конструкции каретки путём использования высокопрочных материалов с пределом прочности до 24,5 МПа.

8. Регистрация высокоскоростных объектов на ракетном треке

На ракетном треке помимо изучения поведения ГЧ и ВУ ракет, кассетных боеприпасов и парашютных систем производится, в том числе, и большое количество испытаний проникающих

боевых частей на удар по преграде из брони или железобетона. При этом, помимо других задач, заказчик ставит задачу и по определению преградной скорости испытуемого объекта после выхода его из пробойны [1, 2, 11–13].

Для решения этой задачи были разработаны различные методы определения скорости боеприпаса в процессе проникания его через преграду с помощью различных регистраторов. Ранее для этих целей использовались разработанные на предприятии универсальные щелевые регистраторы типа УЩР-5 (рис. 6, а). Его универсальность заключалась в том, что он может работать либо в режиме съёмки (при вертикальном положении щели кадрового окна, либо в режиме регистрации зависимости для движущихся в поле её зрения объектов (при горизонтальном положении щели). В том и в другом варианте с высокой точностью можно определить зависимость в процессе прохождения объекта через щелевую зону съёмки. Измеряя интервалы между метками на полученном снимке, можно определить скорость движения объекта в процессе пробивания преграды.

Регистрация скорости движения каретки на треке производилась с помощью индукционных датчиков, установленных в рельсе, и магнита на каретке.

Дальнейшим направлением совершенствования метода щелевой съёмки была разработка стереоблока из двух синхронно снимающих камер УЩР-5, расположенных одна над другой с общим приводом от одного двигателя. Получаемая при такой съёмке стереопара снимков даёт возможность визуально (или через стереоскоп) восстановить объёмность снимаемого объекта, а также определять с помощью стерео-

компаратора третью координату (глубину) всех деталей объекта.

Развитие электроники и цифровых технологий привело к тому, что в настоящее время в процессе испытаний для регистрации объектов всё более и более широкое распространение получают специальные высокоскоростные цифровые камеры типа «Evercam» обеспечивающие скорость съёмки более 200 тысяч кадров в секунду, а разрешение 1920×1080 пикселей. Для измерения скорости используются доплеровские радиолокационные станции типа «Луч» измеряющих скорость до 3000 м/с (рис. 6, б).

Процесс проникания испытуемого объекта в железобетонную преграду при прямом пуске на ракетном треке зафиксированный с помощью электронных средств показан на рис. 7.

9. Исследование эрозионного воздействия на ракетном треке

Исследование оболочек ГЧ ракет и их теплозащитного покрытия (ТЗП) при воздействии на них различных сред является одной из актуальнейших задач современной ракетной техники. Ракетный трек является наиболее подходящим для этих целей экспериментальным средством [2].

Для сохранения испытуемых объектов после испытания и для определения величины уноса (эрозии) пуски на треке проводятся с торможением всех ступеней ракетного поезда, включая и последнюю, несущую испытуемые образцы.

Участки эрозионного воздействия имеют различную протяжённость в зависимости от требований технического задания. Для создания пылевого облака использовались стальные



а



б

Рис. 6. Фотографическая (а) и электронная (б) системы регистрации процессов на ракетном треке

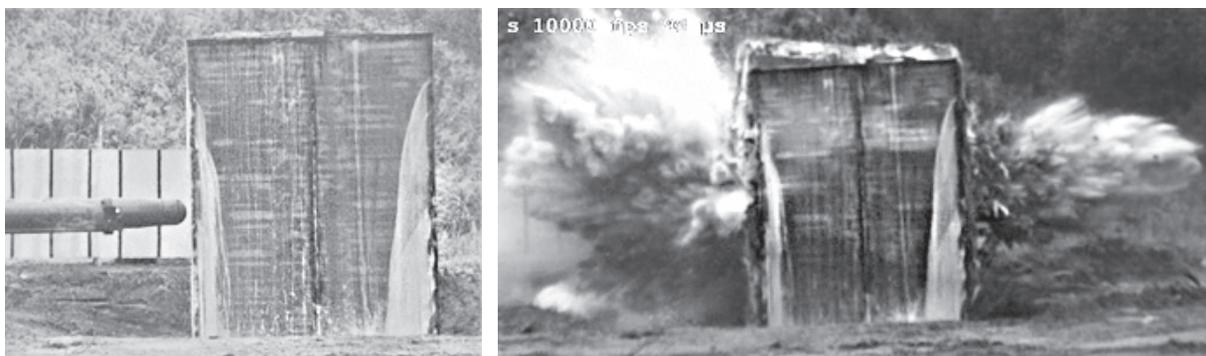


Рис. 7. Взаимодействие испытуемого объекта с преградой снято высокоскоростной цифровой камерой типа «Evercam»

уголки, уложенные вдоль трека непосредственно на грунт. Во внутреннюю полость уголка укладывался детонирующий шнур, поверх которого уголок доверху заполнялся сухим песком требуемого фракционного состава. Затем с пульта управления, незадолго до подхода каретки с испытуемым изделием, подавалась команда на подрыв шнура. Для испытания образца на эрозию от соударения с камнями последние подвешивались на полиэтиленовой плёнке, натянутой на рамах, установленных вдоль трека.

Дождевание осуществлялось путём подачи воды из напорного бака на установленные вдоль трека форсунки.

10. Перспективы расширения возможностей ракетного трека

Развитие систем вооружения, направленное на достижение гиперзвуковых скоростей (более 8 чисел Маха – Маиевского), требует создания условий для проведения всесторонних испытаний на ракетном треке различных элементов таких вооружений (БЧ, ВУ, ГЧ, ТЗП и др.) при сверхвысоких скоростях — до 3000 м/с.

И, если имеющийся в настоящее время научный задел в области проектирования разгонных кареток, тормозных устройств и способов крепления испытуемых объектов обеспечивает возможность увеличения скорости, то без коренной реконструкции имеющегося ракетного трека их достижение не представляется возможным. В первую очередь, это касается необходимости значительного увеличения протяжённости направляющих самого трека. Кроме того, такие скорости ужесточают требования по неравно-

мерности деформаций фундаментных опор из-за морозного вспучивания грунта. Для повышения стабильности конструкции трека при проведении сверхскоростных испытаний по всей длине удлиняемой части трека предлагается использовать ранее хорошо зарекомендовавший себя фундамент в виде одиночных опор, но устанавливаемых на общее массивное железобетонное основание с глубиной заложения до 3,5 м. С целью исключения возможности завихрений реактивной струи при взаимодействии с оголовками фундаментных опор в колее трека по всей его длине потребуется дополнительная установка сплошного металлического жёлоба.

Рассматривавшийся ранее вопрос целесообразности замены для обеспечения испытаний на скоростях до 1200 м/с используемого в настоящее время рельса Р-75 на более прочный крановый профиль КР-100 уже теряет свою актуальность. Для обеспечения эффективного функционирования ракетного трека на скоростях более 1200 м/с по всей его длине уже потребуется использовать ещё более мощный крановый рельс типа КР-140-Б ГОСТ Р 53866-2010 с высокоточной обработкой головки и усиленным рельсовым креплением. Такой рельс может обеспечить требуемую прочность при проведении сверхскоростных испытаний в будущем.

Для достижения на треке гиперзвуковых скоростей потребуется применение ракетных двигателей, содержащих высокоимпульсное смесевое твёрдое ракетное топливо. Для измерения скорости при таких условиях в наибольшей степени подходят использовавшиеся ранее бесконтактные индукционные датчики, устанавливаемые по всей длине трека. Преимущество таких дат-

чиков заключается в простоте конструкции, отсутствии скользящих контактов, возможности работы без источников питания.

Литература

1. Крутецкий Ю.А. Становление и развитие динамических испытаний боеприпасов и ракетных систем на Софринском научно-испытательном полигоне. — Красноармейск: Мос. обл. изд. ФКП «НИИ «Геодезия». 2018. 64 с.
2. Научно-технические, исторические и конструкторские аспекты развития экспериментальных методов и средств в НИИ «Геодезия» для испытаний ракетно-артиллерийского вооружения и боеприпасов // Научно-технический сборник. Под общ. ред. Волкова В.Т. — М.: Изд. ЦНИИИИТИКПК. 1994 г. С. 43–63.
3. Балакин В.А. Ракетные треки // Наука и жизнь. 2006. № 2. С. 38–39.
4. Балакин В.А. Трение и износ при высоких скоростях скольжения. — М.: Машиностроение. 1980. 136 с.
5. Балакин В.А. Проблемы трения и износа на ракетных треках // Международный журнал «Трение и износ». 1991. № 5 (12). С. 896–903.
6. Бахвалов Ю.А. Транспорт с магнитным подвесом / Ю.А. Бахвалов, В.И. Бочаров В.А. Винокуров и др.; под ред. В.И. Бочарова, В.Д. Нагорского. — М.: Машиностроение. 1991. 320 с.
7. Высоцкий М.С. Определение коэффициента аэродинамического сопротивления S_x автопоезда по результатам модельных исследований / М.С. Высоцкий, А.Н. Евграфов, К.А. Гостев // Вестні акад. нав. Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. 1995. № 2. С. 46–47.
8. Евтушенко А.А. Влияние термосопротивления на основные характеристики контакта в условиях плоской задачи / А.А. Евтушенко, Е.В. Коваленко // Механика твердого тела. 1995. № 4. С. 56–62.
9. Матвеев В.В. Прямая экспериментальная оценка влияния статического растяжения на демпфирующие свойства материалов при изгибных колебаниях / В.В. Матвеев, А.П. Бовсуновский // Проблемы прочности. 1995. № 4. С. 83–93.
10. Бутова С.В., Герасимов С.И., Ерофеев В.И., Камчатный В.Г. Задачи устойчивости высокоскоростного движения объектов по упругим направляющим // Вестник Нижегородского Университета им. Н.И. Лобачевского. Механика. 2013. № 1 (3). С. 54–59.
11. Герасимов С.И., Ерофеев В.И., Кикеев В.А., Кривошеев О.В. и др. Расчетно-экспериментальное исследование работоспособности скоростной видеокамеры, установленной на ракетном поезде // Вестник Национального исследовательского ядерного университета МИФИ. 2020. Т. 9. № 1. С. 11–15.
12. Герасимов С.И., Ерофеев В.И., Кикеев В.А. и др. Определение скорости транспортного упаковочного комплекта перед соударением с жесткой преградой при аварийных испытаниях на ракетном треке. Глобальная ядерная безопасность. 2020. № 1 (34). С. 26–37.
13. Бахвалов Ю.О. Испытания ракетно-космической техники. Введение в специальность [Текст]: учеб. пособие / Ю.О. Бахвалов. — М.: ООО «АИР». 2015. 228 с.