

УДК 536.12: 621.891

ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ ТРЕНИЕ НА РАКЕТНОМ ТРЕКЕ

В. А. БАЛАКИН

В.А. Балакин
22.1X.2021

Рассмотрены процессы высокоскоростного трения в условиях фрикционного торможения объектов испытаний и в условиях четырехступенчатого разгона монорельсовой тележки.

Ключевые слова: трение, тормоз, башмак, ракетный трек, реактивный двигатель, износ.

Введение. Совершенствование методов испытаний новых образцов оборонной и ракетной техники потребовало создания специальных высокоскоростных железных дорог, получивших название ракетные треки. Первые сведения о них появились в цикле статей, опубликованных в 1957 г. в журнале *Jet Propulsion* (vol. 27, N 9).

Скорости скольжения специальных тележек на них достигали 2000 м/с. При этом имел место износ боковых поверхностей головки рельса в виде вырыва боковых его сторон [1]. В данной статье рассматривается метод борьбы с таким износом, а также возможностью фрикционного торможения тележек со скоростью до 600 м/с [2, 3].

Методика исследований, результаты и обсуждение. Ракетные треки имеют две рельсовые направляющие с шириной колеи 1÷2 м, протяженностью до 11 км, закрепленные на жестких балках, связанных с фундаментом. На ракетных треках с помощью специальных тележек, перемещающихся по рельсовому пути под действием тяги пороховых реактивных двигателей, воспроизводятся близкие к натурным условия движения испытуемых объектов, отдельных их элементов и узлов на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. В отличие от железнодорожного транспорта, где связь колесных пар с рельсом осуществляется за счет силы тяжести отдельных частей подвижного состава, ракетные тележки имеют скользящие опоры — башмаки. Башмаки огибают головку рельса своими нижними захватами. Это необходимо для того, чтобы воспринимать момент сил относительно центра масс движущейся системы. При движении тележки по ракетному треку к ней приложены следующие внешние силы: сила тяги реактивных двигателей, сила аэродинамического сопротивления воздуха и сила трения.

Равнодействующая силы тяги реактивных двигателей может быть приложена как выше, так и ниже центра масс ракетной системы, правее или левее относительно вертикальной плоскости, проходящей через центр масс. Центр давления, как правило, находится впереди центра масс и к нему приложены сила лобового сопротивления тележки и подъемная сила. Сила аэродинамического сопротивления воздуха зависит от геометрической формы ракетной системы и от квадрата скорости. Сила трения направлена вдоль направляющих в сторону, противоположную движению.

Центр масс тележки с двигателями и испытуемым изделием обычно находится выше плоскости действия сил трения.

В результате этого при движении тележки по ракетному треку возникают моменты сил относительно центра масс.

Несмотря на тщательную выверку, направляющие ракетных треков имеют волнистость. На искривленных участках пути при высоких скоростях, возникают большие центробежные силы. Сле-

довательно, рельс должен быть жестко закреплен на балках и в тоже время, иметь узлы крепления, позволяющие осуществлять его вертикальное и горизонтальное перемещение в процессе правок.

Узлы крепления направляющих к балкам устанавливаются с шагом 0,3...1,5 м по всей длине ракетного трека.

Ракетные тележки бывают двухрельсовыми (с опорами на два рельса) и монорельсовые. Для достижения высоких скоростей используется многоступенчатый разгон, в этом случае ракетная система имеет несколько ступеней (три-четыре), каждая из которых представляет тележку с реактивными двигателями.

На ракетных треках широкое распространение получили испытания головных частей ракет, взрывательных устройств, парашютных систем, стекол кабин самолетов на птицестойкость, бортовой радиотелеметрической аппаратуры и т. п.

Испытания головных частей ракет проводятся в т. н. прямых и обращенных пусках.

В прямых пусках боевая головная часть ракеты разгоняется до скоростей 600...700 м/с. В конце трека создается мишенная обстановка (бетонные, стальные, деревянные преграды), по разрушению которой от взрыва проводилась оценка эффективности действия ракеты по цели.

В обращенных пусках моделируются условия удара головных частей ракет с землей, водой, бетоном и т. п. В этих случаях головная часть ракеты с установленными на ней датчиками подвешивалась на определенной высоте между направляющими, а контейнеры с землей, водой и бетоном разгонялись до скоростей 200...300 м/с. Объем воды или земли в одном контейнере достигал 20 м³.

Большой интерес представляли работы с фрикционным и аэродинамическим торможением испытуемых изделий.

В начале 60 гг. прошлого столетия на ракетном треке проводились испытания парашюта, предназначенного для торможения космических кораблей возвращающихся на Землю после облета Луны. Его купол был не сплошным, а имел вид сетки, состоящий из отдельных строп.

Сначала силу аэродинамического сопротивления корабля при входе его в плотные слои атмосферы воспринимает, нагреваясь, теплоизоляционный слой. Затем выбрасывается ленточный парашют. Перед его куполом на сверхзвуковых скоростях возникает скачок уплотнения (давление в несколько раз превышающее атмосферное). Отрабатыв, этот парашют отцепляется от корабля, затем раскрывается уже сплошной купол другого парашюта. Перед самой землей корабль тормозит система мягкой посадки.

На рис. 1, а показан общий вид двухрельсовой установки для испытания ленточного парашюта, которая являлась второй ступенью ракетной системы (первая, отработав, тормозилась фрикционными башмаками).

Установка состояла из корпуса 1, с установленными в нем двумя пороховыми реактивными двигателями ПРД-15 б и семью пороховыми двигателями "Овод" 2, парашютного контейнера 5, расположенного на высоте трех метров от направляющей, радиотелеметрической аппаратуры, находящейся внутри конуса, антенно-фидерного устройства 5 и четырех фрикционных башмаков 3. Расстояние между передними и задними башмаками составляло четыре метра. Суммарная масса пороха в двигателях составляла ≈ 1 т. Это позволяло установке в режиме работы второй ступени достичь скорости 700 м/с. На этой скорости открывалась крышка парашютного контейнера, после чего раскрывался парашют. Усилие раскрытия парашюта и изменение силы его аэродинамического сопротивления от скорости регистрировалось тензодатчиками. Информация с тензодатчиков передавалась на бортовую измерительную систему, а затем, через антенно-фидерное устройство на наземную радиотелеметрическую станцию.

На фотографии (рис. 1, б) полученной с помощью скоростной киносъемки, показано движение установки с раскрытым парашютом при скорости 300 м/с. Под действием совместных усилий парашюта и сил трения в башмаках установка тормозилась.

На рис. 2 показаны внешний вид фрикционного башмака с пороховым аккумулятором давления (ПАДом) (а) и схема последнего (б). В цилиндре 1, закрытом крышкой 3, находится поршень 2, внутри которого помещена пороховая шашка б, которая может гореть лишь со стороны верхнего торца. При срабатывании пиропатронов 5 на определенном участке ракетного трека пороховая шашка воспламеняется и начинает гореть. Давление внутри ПАДа регулируется диаметром отверстия сопла 5.

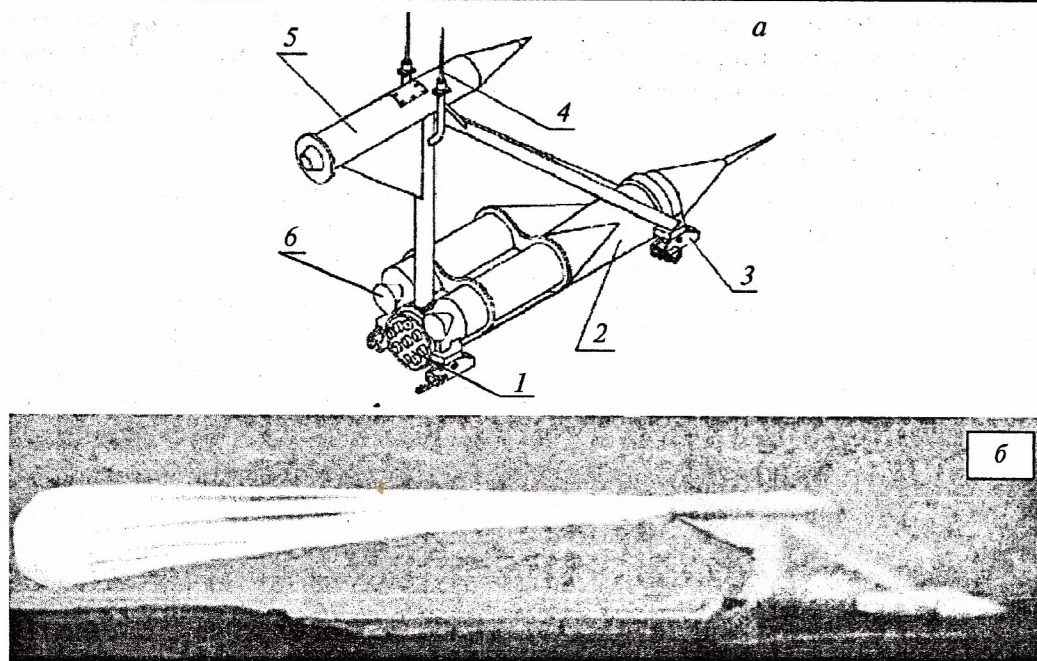


Рис. 1. Установка для испытания тормозного парашюта (а) и ее фотография при движении (б).
Обозначения расшифрованы в тексте

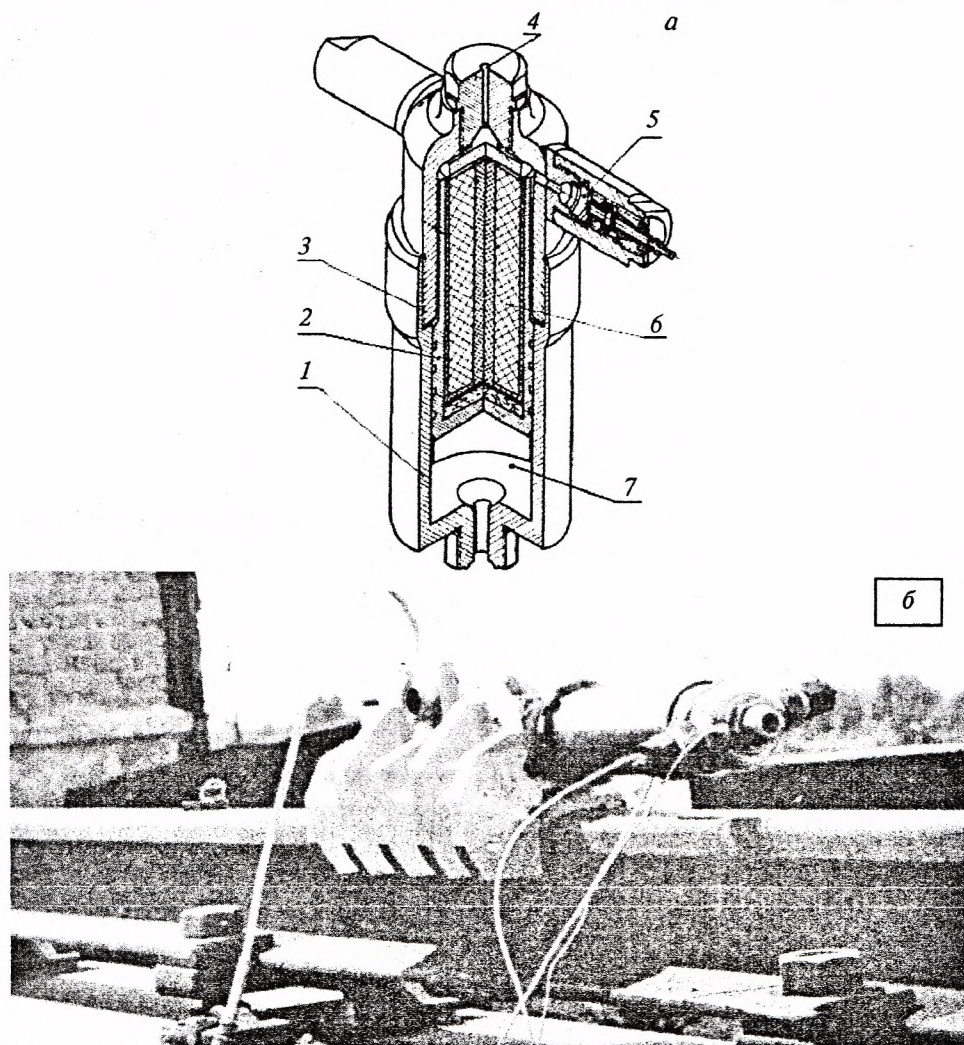


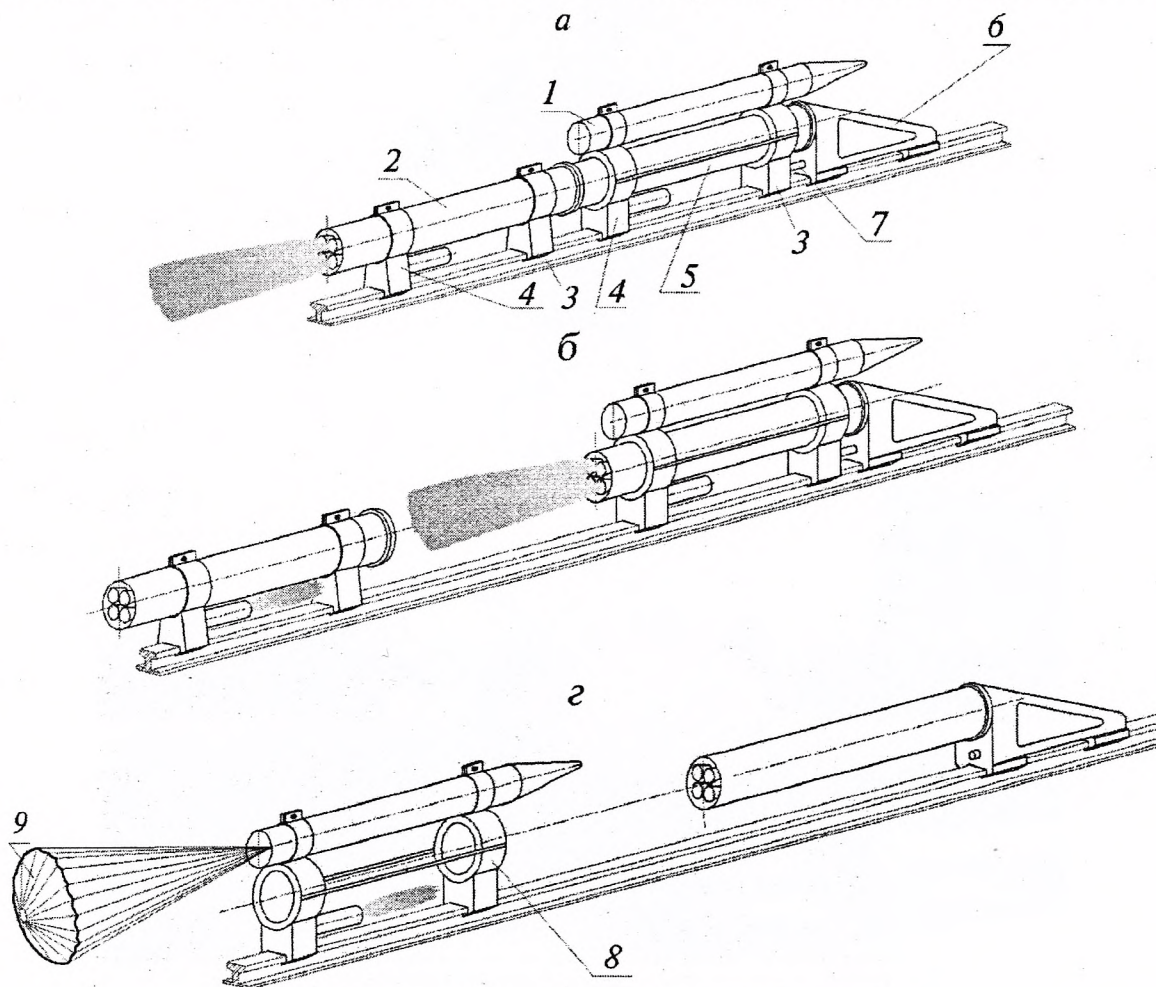
Рис. 2. Схема конструкции порохового аккумулятора давления (а) и его внешний вид (б).
Обозначения расшифрованы в тексте

Под действием давления поршень начинает сжимать тормозную жидкость, расположенную в полости. В башмаках имеются тормозные цилиндры с поршнями, которые под действием давления тормозной жидкости создают нормальную нагрузку на фрикционные элементы, контактирующие с головкой направляющей. Нижние захваты башмаков, огибающие рельс, воспринимают реакцию от нормальной нагрузки.

На рис. 3 приведена схема испытаний изделия в виде цилиндра диаметром 150 мм и длиной $\approx 1,5$ м. Его необходимо было разогнать до скорости 600 м/с и затормозить.

Испытания проводились в монорельсовом варианте. Ракетная система состояла из двух ступеней. Первая ступень (толчок) представляла собой пороховой реактивный двигатель 2, на котором с помощью хомутов крепились передний 3 и задний башмаки 4. В заднем башмаке находились поршни фрикционного тормозного устройства (ФТУ), приводимого в действие от порохового аккумулятора давления (ПАДа). На рис. 3, а изображено начало работы первой ступени, которая разгоняла ракетную систему до скорости 280 м/с. На рис. 3, б показано включение двигателя второй ступени 5 и одновременно ПАДа первой ступени. Вторая ступень состояла из порохового реактивного двигателя, консольно закрепленного на тележке 6. Этот двигатель свободно с зазором находился внутри двух колец, вверху которых с помощью хомутов крепилось испытуемое изделие. В нижней части кольца были связаны с башмаками, в заднем из которых находилось ФТУ с ПАДом. Передний башмак грузовой тележки 8 соединялся с тележкой второй ступени пироболтом 7, который тянул за собой испытуемое изделие. Пироболт был цилиндрической формы с выточкой посередине (ослабленное сечение). Внутри пироболта с обеих сторон устанавливались пиропатроны, между которыми находилась навеска пороха.

После окончания работы порохового реактивного двигателя второй ступени на определенной отметке рельсового пути с помощью электрического импульса приводятся в действие ПАД и пироболт.



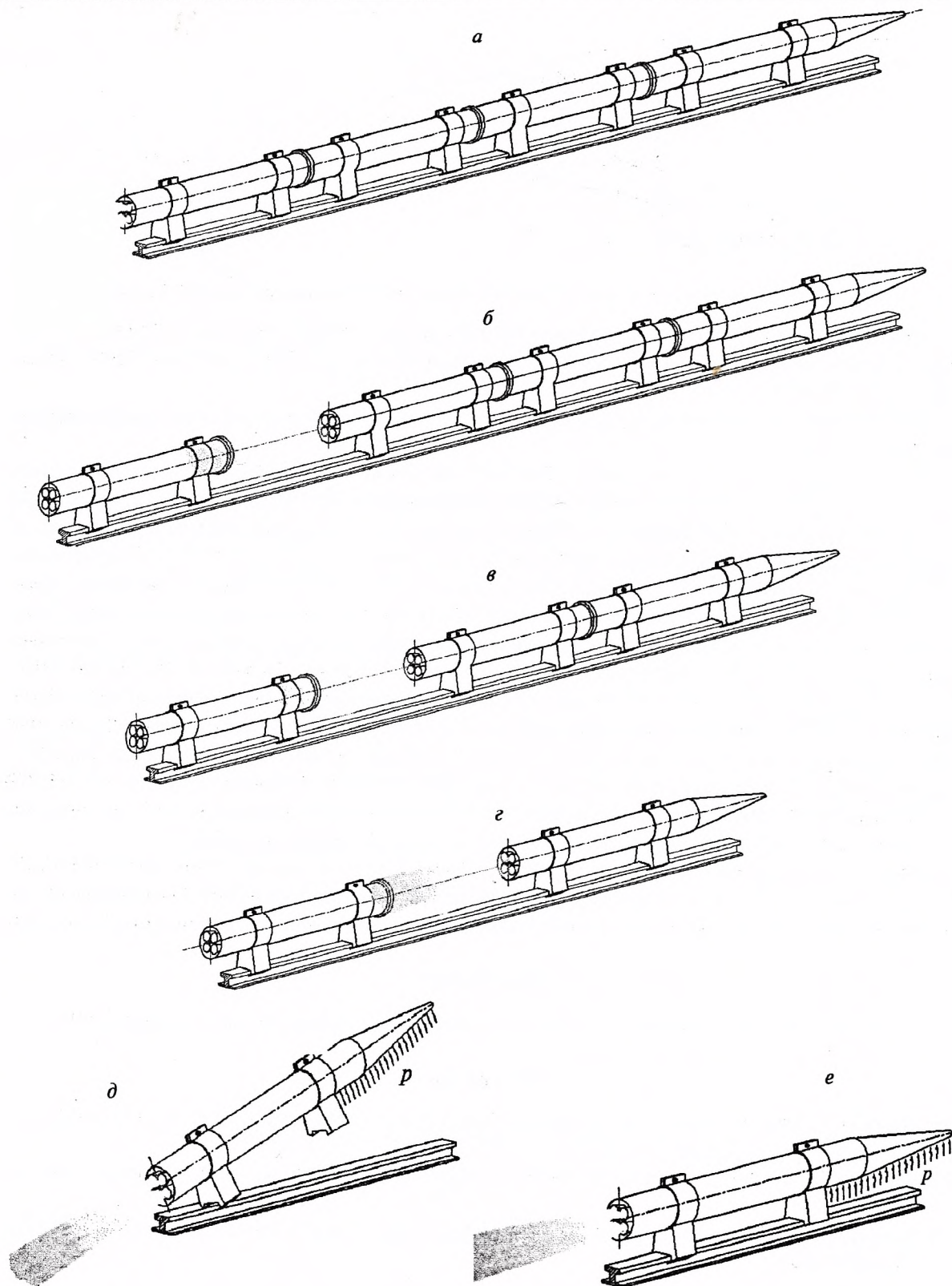


Рис. 4. Четырехступенчатый разгон ракетной системы: *a* — первая ступень; *b* — вторая; *в* — третья; *г* — четвертая; *д* — четвертая, без охлаждения; *e* — тоже с охлаждением

Одновременно выбрасывается парашют *9* (рис. 3, *e*), реактивный двигатель второй ступени по инерции уходит вперед, а испытуемое изделие с помощью парашюта и фрикционного тормозного устройства тормозится.

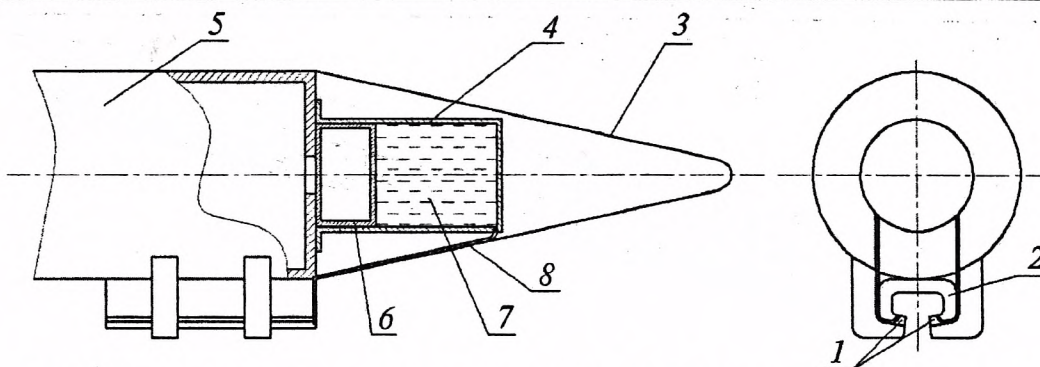


Рис. 5. Схема охлаждения нижних захватов переднего башмака. Обозначения расшифрованы в тексте

Такая схема испытаний с торможением является оптимальной, поскольку грузовая тележка была относительно легкой, и не надо было тормозить отработавший пороховой реактивный двигатель второй ступени.

Максимальная интенсивность q фрикционного тепловыделения в начальный момент времени была равна 600 МВт/м^2 .

Рекорд скоростей на ракетном треке — 2300 м/с , был достигнут при четырехступенчатом разгоне конуса (рис. 5). После отработки первой ступени скорость равнялась 400 м/с , второй ступени — 900 м/с , третьей — 1600 м/с . При скоростях $\approx 1800 \text{ м/с}$ у четвертой ступени резко возрастала подъемная сила p , в результате чего нижние захваты переднего башмака плавилась ($q = 1800 \text{ МВт/м}^2$) и интенсивно изнашивались. Скорость изнашивания достигала 10 мм/с , передняя часть тележки отрывалась вверх, выламывая при этом боковые поверхности головки рельса. Решение проблемы таких испытаний было найдено (рис. 5) путем охлаждения нижних захватов 1 переднего башмака 2. Внутри конуса обтекателя 3 был закреплен цилиндр 4 с водой объемом около трех литров. В передней донной крышке порохового реактивного двигателя 5 было засверлено отверстие. При зажигании пороха четвертой ступени давление ($p \approx 15 \text{ МПа}$) пороховых газов через поршень 6 выталкивало воду 7 через трубу 8 в продольные пазы нижних захватов, где она превращалась в перегретый пар, который с одной стороны разгружал захваты башмака от действия подъемной силы, а с другой — охлаждал поверхности трения, снижая при этом интенсивность фрикционного тепловыделения. Такой принцип охлаждения получил название метода вдува поглотителя теплоты в зону высокоскоростного фрикционного контакта.

Выводы. Рассмотрены метод фрикционного торможения тележек на ракетном треке, конструкции тормозных башмаков с пороховыми аккумуляторами давления, испытания фотогандолы и парашюта. Описан метод вдува поглотителя теплоты в зону сверхскоростного фрикционного контакта.

Обозначения

p — подъемная сила, давление; v — скорость движения; q — фрикционное тепловыделение.

Литература

1. Rigali D. I., Feltz L. V. High-speed monorail rocket sleds for aerodynamic. Testing at high Reynolds numbers // J. of Spacecraft and Rockets. — 1968 (5), N 11, 1341—1346
2. Балакин В. А. Трение и износ при высоких скоростях скольжения. — М.: Машиностроение. — 1980
3. Балакин В. А. Проблемы трения и износа на ракетных треках // Трение и износ. — 1991 (12), № 5, 896—903

Поступила в редакцию 25.05.05.

Balakin V.A. High velocity friction over a rocket track.

High velocity friction processes are considered in conditions of frictional braking of the test objects and in conditions of a four-stage acceleration of a monorail carriage.