

Научная статья
УДК 629.7.018.3
DOI: 10.34759/vst-2022-2-20-34

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ ТОРМОЖЕНИЯ СОХРАНЯЕМОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ОГРАНИЧЕННОЙ ДЛИНЕ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТРЕКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Сергей Анатольевич Астахов¹, Василий Иванович Бирюков², Андрей Владимирович Катаев³ ✉

^{1,3}Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем
имени Л.К. Сафронова,

пос. Белоозерский, Воскресенский район, Московская обл., Россия

^{2,3}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Москва, Россия

¹razina@gknipas.ru

²aviatex@mail.ru

³a-kataev@mail.ru ✉

Аннотация. Описаны различные виды торможения, применяемые на ракетно-рельсовом треке при проведении испытаний объектов авиационной и ракетной техники. Определены технические возможности существующих видов и средств торможения, их достоинства и недостатки, а также область их применения. Приведено аналитическое исследование по оценке эффективности видов торможения, приемлемых при проведении высокоскоростных трековых испытаний.

Ключевые слова: ракетный трек, ракетная каретка, наземные испытания, динамические испытания, торможение

Для цитирования: Астахов С.А., Бирюков В.И., Катаев А.В. Оценка эффективности различных методов торможения сохраняемого оборудования на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 20-34. DOI: 10.34759/vst-2022-2-20-34

Original article

EFFECTIVENESS EVALUATION OF VARIOUS METHODS OF THE RETAINABLE EQUIPMENT BRAKING AT THE LIMITED LENGTH WHILE HIGH-SPEED TRACK TESTS OF AIRCRAFT AND ROCKET ENGINEERING PRODUCTS

Sergey A. Astakhov¹, Vasily I. Biryukov², Andrey V. Kataev³ ✉

^{1,3}Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K. Safronov, Beloozersky settlement, Voskresensky district, Moscow region, Russia

^{2,3}Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI, Moscow, Russia

¹razina@gknipas.ru

²aviatex@mail.ru

³a-kataev@mail.ru ✉

Abstract

Development of aviation and weapons envisages the speed characteristics enhancement of newly developed aircraft. The requirements for test bench equipment, including braking devices employed on the rocket-rail track, are being increased. Braking expands the high-speed track tests functionality, increases their efficiency and informativity, reduces the preparation time and cost due to the reuse of the retained material part. Solution to the problem of braking rocket sleds moving along a rocket track at a speed of more than 1.200 m/s envisages the development of braking devices ensuring effective and safe braking in the entire speed range. Selection of the braking type for the promising braking device on the assumption of its technical capabilities is being required.

The article describes various types of braking employed on the rocket track facilities when testing objects of aviation and rocket technology. Technical capabilities of the conventional types and means of braking are determined including their advantages and disadvantages, as well as their application scope. Analytical study on the types of braking acceptable during high-speed track tests is adduced.

In the course of the conducted research, it was determined that braking of high-speed rocket sleds is advisable to be performed not by a single type of braking, but by several ones, applying a set of braking devices. A single type of braking is effective and safe only in a limited speed range.

Achieving hypersonic speeds on the rocket-rail track requires modernization of the technological equipment, including braking devices, as well as developing new techniques for the tests conduction.

Solutions should be elaborated to ensure braking of the objects moving under conditions of a rocket-track facility at new high-speed boundaries, as well as methods of mathematical computation of operation of the braking devices being employed should be determined.

Keywords: rocket-rail track, rocket sled, ground tests, dynamic tests, braking

For citation: Astakhov S.A., Biryukov V.I., Kataev A.V. Effectiveness Evaluation of Various Methods of the Retainable Equipment Braking at the Limited Length while High-Speed Track Tests of Aircraft and Rocket Engineering Products. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 20-34. DOI: 10.34759/vst-2022-2-20-34

Введение

Перспективным направлением в развитии авиации и вооружения являются разработка и создание высокоскоростных летательных аппара-

тов. В настоящее время как в России, так и за рубежом существует множество проектов по разработке летательных аппаратов с увеличенными

скоростными характеристиками [1, 2]. По мнению экспертов, на базе новых технологий будут создаваться боевые крылатые ракеты, космические аппараты, а также военные и гражданские самолеты [3].

Условия полета на высоких скоростях сопряжены с повышенной интенсивностью аэродинамических, тепловых и механических воздействий, вызванных обтеканием набегающим воздушным потоком [4, 5]. Влияние факторов полета на разрабатываемые образцы летательных аппаратов, их агрегаты и системы можно достоверно оценить только с помощью испытаний, обеспечивающих комплексное моделирование соответствующих факторов. В России и за рубежом наиболее эффективным видом испытаний, реализующим условия, максимально приближенные к реальным, являются наземные трековые испытания. Метод испытаний на ракетном треке заключается в разгоне по рельсовым направляющим объекта испытаний, установленного на ракетной каретке, до требуемых скоростей с помощью ракетных двигателей, проведении эксперимента в условиях высокоскоростного движения с последующей остановкой каретки [6].

У вновь разрабатываемых объектов авиационной и ракетной техники постоянно растут скоростные характеристики. В связи с этим, для обеспечения соответствия испытательного стендового оборудования вновь предъявляемым требованиям, регулярно возникает необходимость в модернизации ракетных треков [7].

Обеспечение трековых испытаний, проводимых на скорости более 1200 м/с, устанавливает новые требования ко всему комплексу средств испытательного стендового оборудования, в том числе к средствам торможения. Торможение расширяет функциональные возможности трековых испытаний, повышает их эффективность и информативность, снижает их сроки и стоимость за счёт повторного использования сохранённой материальной части [8].

Торможение позволяет решать следующие задачи:

- сохранение ракетной каретки с объектом испытаний;
- отделение разгонных ступеней двигательной установки;
- сохранение отделяемых разгонных ступеней двигательной установки для повторного использования.

Существуют различные виды торможения, которые могут быть использованы на ракетном

треке: гидродинамическое, аэродинамическое, фрикционное, реверсивное, инерционно-фрикционное, канатное и другие. В работе [9] описан метод торможения за счёт обмена количеством движения, по принципу действия схожий с гидроторможением, основанным на передаче кинетической энергии каретки неподвижной тормозной массе.

Торможение осуществляется за счёт использования различных тормозных устройств, установленных на подвижной ракетной каретке, и технологического оборудования, стационарно размещенного на ракетном треке. Например, для осуществления гидродинамического торможения на ракетную каретку устанавливается гидродинамический ковш, функционирующий совместно с наземным технологическим оборудованием — системой перегородок, обеспечивающей необходимый уровень воды в гидрлотке ракетного трека. Выбор средств торможения и их конфигурации зависит от конструктивных особенностей ракетной каретки, достигаемых скоростей, технических возможностей существующих видов и средств торможения. В отдельных случаях может быть задействована совокупность различных тормозных устройств.

Каждое тормозное устройство ограничено своим диапазоном скоростей применения, определяющим допустимую скорость ракетной каретки в начальный и конечный моменты торможения. Это связано с прочностными ограничениями тормозных устройств и их эффективностью торможения. Вследствие того, что ракетный трек ограничен по длине, используемое тормозное устройство или их совокупность должны обеспечивать высокую эффективность торможения во всём диапазоне достигаемых скоростей.

Рассмотрим следующие виды торможения, применяемые на ракетном рельсовом треке.

Гидродинамическое торможение

Принцип действия основан на передаче кинетической энергии каретки неподвижной тормозной массе. Схема ракетной каретки с гидродинамическим тормозным устройством приведена на рис. 1.

Гидродинамическое тормозное устройство используется, как правило, для торможения двухрельсовых ракетных кареток. В частных случаях гидротормоз может устанавливаться на монорельсовые каретки. Главное достоинство гидроторможения — получение расчетного значения тормозной силы в широком диапазоне скоростей

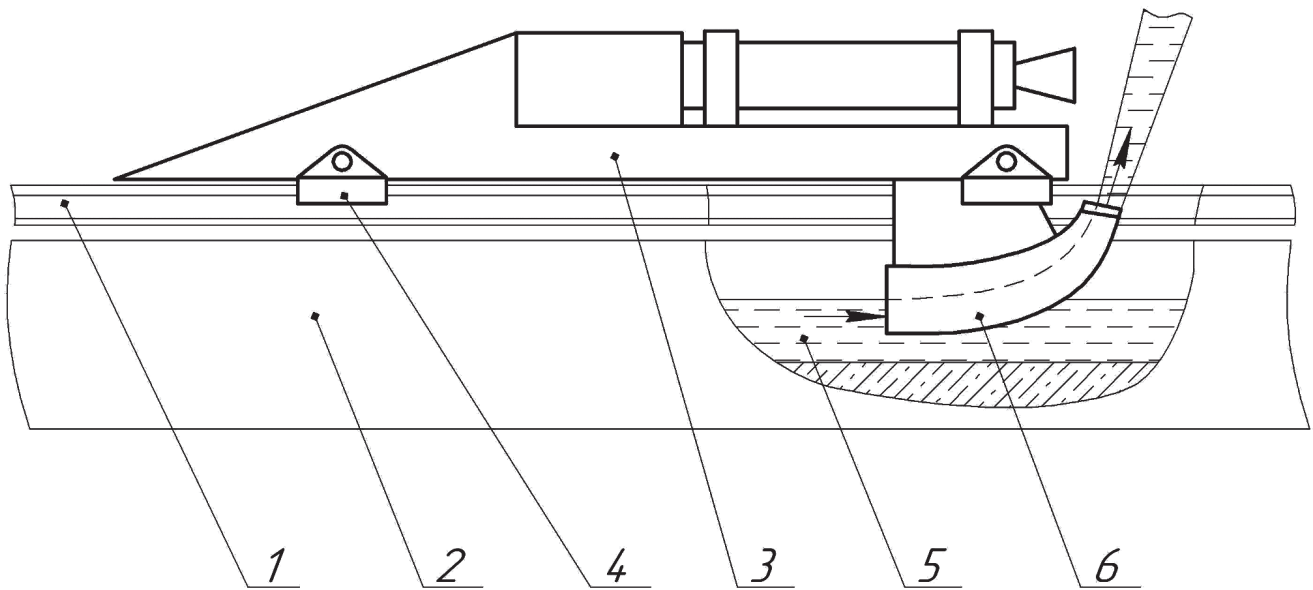


Рис. 1. Схема ракетной каретки с гидродинамическим тормозным устройством: 1 – рельсовая направляющая; 2 – железобетонное основание (лоток под заливку воды); 3 – ракетная каретка; 4 – башмак; 5 – вода; 6 – гидродинамическое тормозное устройство (ковш)

применения. Этот метод использует преимущества более высокой плотности воды по сравнению с воздухом для увеличения тормозной эффективности [10].

Скоростное ограничение данного вида торможения связано с тем, что при взаимодействии гидротормоза с водой на скорости выше 700 м/с на его рабочей части возникают напряжения, близкие к разрушающим для ряда конструкционных марок стали.

Принцип действия гидродинамического тормоза: при действии струи жидкости на преграду, расположенную под некоторым углом к набегающему потоку, возникает сила реакции со стороны преграды. В данном случае в качестве преграды выступает гидродинамический ковш, установленный на ракетную каретку, движущийся со скоростью v и взаимодействующий с неподвижной водой, залитой в лоток между рельсами. Вода поступает в заборное сечение ковша, затем разворачивается и выбрасывается под некоторым углом, в результате чего импульс ракетной каретки преобразуется в импульс воды [11, 12]. Таким образом, возникает сила R_x , направленная против движения ковша и обеспечивающая торможение каретки. В связи с тем, что вода из ковша выбрасывается под некоторым углом α вверх, возникает вертикальная сила R_y , которая непосредственного участия в торможении не принимает, но существенно нагружает конструкцию.

Площадь сечения образуемого потока воды ω регулируется уровнем заглубления заборной части ковша в воду.

Горизонтальная и вертикальная составляющие реакции гидротормоза определяются по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned} R_x &= C_k \rho_B (1 - \cos \alpha) \omega(x) v^2; \\ R_y &= C_k \rho_B \sin \alpha \omega(x) v^2, \end{aligned} \quad (1)$$

где C_k – коэффициент гидродинамического сопротивления;

ρ_B – плотность воды;

α – угол разворота набегающего потока воды;

$\omega(x)$ – зависимость площади потока воды от пути;

v – скорость ракетной каретки.

Помимо гидродинамического ковша, тормозное устройство может быть выполнено в виде пластины, расположенной поперечно набегающему потоку воды. Для гидроторможения монорельсовых кареток могут быть использованы специальные силовые кронштейны, которые располагаются по бокам каретки и взаимодействуют с водой, находящейся в специальных емкостях [13]. Кроме того, известно устройство, выполненное в виде рукава с водой, закреплен-

ного на рельсовой направляющей ракетного трека, также позволяющее выполнять торможение ракетной каретки, движущейся по монорельсу [14].

Гидродинамическое торможение следует считать в настоящее время наиболее надежным и отработанным методом торможения на ракетном треке. Он позволяет останавливать объекты, движущиеся со скоростью до 700 м/с, имеющие массу до 3000 кг. Торможение ракетных кареток с более высокой массой возможно в случае снижения начальной скорости торможения, либо при возможности увеличения тормозного пути.

Аэродинамическое торможение

Принцип действия основан на создании дополнительного аэродинамического сопротивления движущейся ракетной каретки. Основным достоинством аэродинамических тормозных устройств является то, что они могут применяться при любой скорости, достижимой на ракетных треках, причем наиболее эффективно на высоких скоростях; их удобно размещать на двухрельсовых и на монорельсовых каретках. В качестве средств торможения используются как парашюты, так и жесткие тормозные устройства.

Сила, воздействующая на ракетную каретку при аэродинамическом торможении, определяется зависимостью:

$$X_T = (C_x S + C_{xT} S_T) \frac{\rho v^2}{2}, \quad (2)$$

где C_x и C_{xT} — коэффициенты аэродинамического сопротивления ракетной каретки и тормозного устройства соответственно; S и S_T — площадь миделевого сечения ракетной каретки и тормозного устройства соответственно; ρ — плотность воздуха; v — скорость набегающего потока (ракетной каретки).

В работе [15] приведено описание трекового испытания парашюта с куполом в виде сетки из отдельных лент, предназначенного для торможения космических кораблей. В рассматриваемом эксперименте тормозной парашют раскрывался на скорости 700 м/с. Несмотря на приведенную эффективность метода, применение парашютных тормозных устройств на ракетном треке, как правило, ограничено скоростью движения каретки до 300—400 м/с. Это связано со следующими ограничениями:

— при больших скоростных напорах тканевые парашюты не обеспечивают требуемой прочности;

— существует диапазон скоростей, в котором парашюты работают неустойчиво;

— время ввода парашютной системы составляет значительную величину, что является существенным фактором в условиях ограниченной длины ракетного трека.

Аэродинамические жесткие тормоза типа щитков не имеют этих недостатков. Они могут одинаково хорошо работать при любых скоростях, и большие скоростные напоры не вызывают принципиальных трудностей. Время ввода щитков в действие на порядок меньше времени ввода парашютов. Для щитков значительно легче построить систему управления величиной $C_{xT} S_T$. Применение жестких тормозов, однако, связано с другими трудностями, из которых главная — размещение их на каретке и необходимость создания механизмов для их ввода и демпфирования.

В связи с тем, что эффективность аэродинамического торможения зависит от скорости набегающего воздушного потока, для окончательной остановки каретки могут потребоваться дополнительные средства торможения.

Фрикционное торможение

Фрикционное торможение осуществляется с помощью специальных фрикционных башмаков с подвижными трущимися элементами, приводимыми в действие с помощью пороховых аккумуляторов давления [16] или пневматических аккумуляторов. Источником тормозной силы является трение, возникающее в зоне контакта трущихся элементов и рельсовых направляющих.

Сила торможения, создаваемая фрикционными тормозными устройствами, прямо пропорциональна произведению силы прижатия трущегося элемента N к рельсовой направляющей и коэффициента трения $f_{тр}$, зависящего от свойств соприкасающихся поверхностей, их температуры и относительной скорости:

$$F_{тр} = N f_{тр}. \quad (3)$$

Существуют различные способы, описывающие зависимость коэффициента трения от скорости. В качестве примера приводится формула Франке [17]:

$$f_{тр} = f_0 e^{-cv}, \quad (4)$$

где f_0 — коэффициент трения покоя;

v — скорость трения;

c — константа, определяемая экспериментально.

Альтернативный способ получения зависимости коэффициента трения от скорости [18]:

$$f_{\text{тр}} = (a + bv)e^{-cv} + d, \quad (5)$$

где a, b, c, d – параметры, характеризующие трение и зависящие от свойств материала, температуры, давления, относительной скорости и размера трущихся поверхностей.

При фрикционном торможении работа трения превращается в теплоту, что, в свою очередь, вызывает заметное изменение свойств материала в зоне контакта. Температура на поверхности трения может быть в два-три раза больше объемной температуры, что вызовет изменение механических свойств материала трущихся элементов вблизи поверхности трения. В результате будет изменяться коэффициент трения [19]:

$$f_{\text{тр}} = f_0 k_T, \quad (6)$$

где k_T – коэффициент разупрочнения, зависящий от температуры,

$$k_T = \frac{\sigma_s(T_{\text{п}})}{\sigma_s(T_0)}; \quad (7)$$

σ_s – предел прочности на сдвиг материала контактной пары;

$T_{\text{п}}$ – температура на поверхности трения в текущий момент времени;

T_0 – температура на поверхности трения в начальный момент времени.

Зависимость коэффициента разупрочнения k_T от температуры, как правило, определяют экспериментально.

В критическом случае поверхность контакта одного из тел может достигнуть температуры

плавления. Тогда трение будет определяться гидродинамическими факторами, а коэффициент трения – характером процесса плавления, вязкостью и толщиной расплавленной пленки, в соответствии с законом Ньютона:

$$f_{\text{тр}} = \mu_p \frac{v}{p\delta_p}, \quad (8)$$

где δ_p – толщина расплавленной пленки;

μ_p – коэффициент динамической вязкости расплавленного материала при температуре, близкой к температуре плавления;

p – контактное давление.

Интенсивность тепловыделения в зоне фрикционного контакта зависит от скорости движения каретки и удельной нагрузки. Результаты экспериментальных данных, представленных в работе [20], изображены на рис. 2 в виде графика удельной интенсивности тепловыделения $q = f(v)$ при удельной нагрузке в зоне контакта трущейся пары 15 МПа.

Зависимость q от v нелинейная, в связи с тем, что коэффициент трения уменьшается по мере увеличения скорости. В работе [21] приводятся данные, что при торможении ракетной каретки, движущейся со скоростью 600 м/с, максимальная удельная интенсивность фрикционного тепловыделения в начальный момент составила 600 МВт/м².

Таким образом, фрикционное торможение имеет ограничения по скорости и продолжительности применения вследствие чрезмерного нагрева и износа трущихся элементов.

Фрикционное торможение может применяться как самостоятельное при скоростях до 350 м/с для кареток массой до 1000–1500 кг и для тяжелых кареток с массой до 5000–7000 кг при скоростях

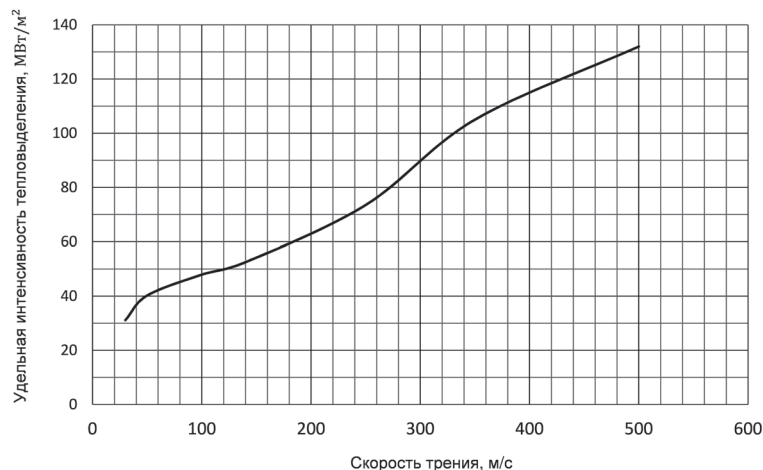


Рис. 2. Зависимость удельной интенсивности тепловыделения от скорости при удельной нагрузке 15 МПа

100–150 м/с. В работе [9] приводится ограничение начальной скорости фрикционного торможения до 600 м/с.

Фрикционные тормозные устройства могут применяться не только для торможения каретки, но и для поддержания заданной скорости. В работе [22] описан способ применения фрикционных тормозов, в котором они предупреждают чрезмерный разгон каретки, противодействуя тяге разгонного двигателя. При этом интенсивность торможения регулировалась изменением положения антикрыла, перемещающегося под действием набегающего потока воздуха.

При трековых испытаниях на высоких скоростях фрикционные тормозные устройства могут быть задействованы в совокупности с другими средствами торможения, например для остановки каретки после предварительного применения аэродинамических тормозов.

Реверсивное торможение

Для реверсивного торможения на каретку устанавливаются тормозные ракетные двигатели, создающие тягу в направлении, противоположном вектору ее скорости. При работе тормозных ракетных двигателей на ракетную каретку воздействует стабильная останавливающая сила, величина которой совпадает с расчетным значением. Таким образом, данный метод позволяет реали-

зовать эффективное и безопасное, в рамках расчетных значений сил, торможение. Однако этот метод торможения имеет существенное ограничение по скорости применения из-за роста массы ракетной каретки за счёт включения в неё массы тормозных двигателей, дополнительных силовых элементов рамы каретки и, как следствие, дополнительных разгонных двигателей. Помимо роста массы ракетной каретки, снижаются ее аэродинамические характеристики: растёт площадь миделевого сечения и коэффициент аэродинамического сопротивления.

На рис. 3 представлен график отношения стартовой массы каретки к массе ее конструкции в зависимости от начальной скорости торможения. График построен по результатам расчетов режима движения каретки, где разгон и торможение осуществлялись с помощью ракетных двигателей.

С увеличением количества ракетных двигателей или повышения их энергетических характеристик растёт масса конструкции каретки: дополнительно вводится крепеж для размещения двигателей, добавляются элементы силовой рамы. В связи с этим коэффициент массового совершенства определяется не только исходя из массы корпуса ракетного двигателя, но и за счёт добавленной массы конструкции каретки:

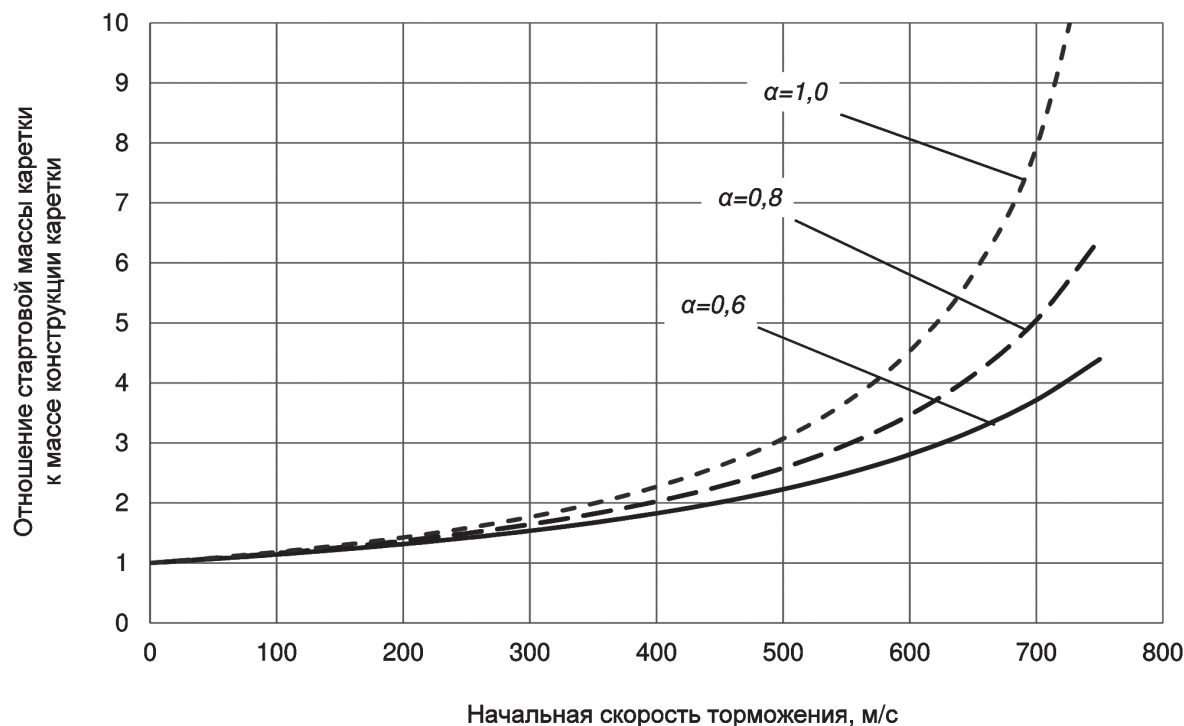


Рис. 3. Отношение стартовой массы каретки к массе конструкции каретки (без двигателей) в зависимости от начальной скорости торможения

$$\alpha = \frac{m_{\text{к.дв}} + m_{\text{д.э.к}}}{m_{\text{т}}}, \quad (9)$$

где $m_{\text{к.дв}}$ – масса корпуса ракетного двигателя;
 $m_{\text{д.э.к}}$ – масса добавленных элементов ракетной каретки;

$m_{\text{т}}$ – масса топлива ракетного двигателя.

Для построения графика взяты следующие параметры:

– удельный импульс тяги $J_y = 2500$ Н·с/кг;

– коэффициент массового совершенства

$\alpha = 0,6; 0,8; 1,0$.

Данный график носит условный характер и показывает ориентировочную зависимость соответствующих значений на конкретном примере. Для каждого отдельного случая параметры графика будут отличаться в силу индивидуальных особенностей используемой материальной части, к которым относятся:

1) характеристики используемых ракетных двигателей: масса, тяга, время работы, удельный импульс тяги, коэффициент массового совершенства, геометрические размеры и др.;

2) характеристики ракетной каретки: масса, конструктивно-компоновочная схема, аэродинамические параметры;

3) схема проведения эксперимента: циклограмма запуска ракетных двигателей, количество ступеней разгона, масса отделяемых объектов и др.

Реверсивное торможение может эффективно применяться при высокоскоростных трековых испытаниях для торможения ограниченных по массе ракетных кареток, отделяемых от разгонных ступеней двигательной установки. В таком случае тормозной двигатель будет обладать относительно небольшой массой, которая существенно не влияет на этап разгона.

Обзор существующих способов торможения дает возможность определить область их применения с учетом их возможностей. Выбор режима торможения зависит от возможностей ракетного трека, конфигурации, массы и схемы движения подвижной материальной части, а также имеющихся ограничений: перегрузки на этапе торможения, длины тормозного пути, массы и аэродинамических характеристик тормозного устройства.

Расчет режима движения ракетной каретки на участке торможения

Математическая постановка задачи о торможении ракетной каретки выглядит следующим

образом: по рельсовому пути ракетного трека со скоростью v_0 движется каретка с известными аэродинамическими характеристиками, имеющая массу m . На участке протяженностью L она должна быть остановлена с помощью какого-либо устройства. Для этого необходимо, чтобы кинетическая энергия каретки в момент, соответствующий началу торможения, была равна работе диссипативных сил на участке L :

$$\frac{mv_0^2}{2} = \int_0^L (F_{\text{т}} + F_{\text{а}} + F_{\text{тр}}) ds, \quad (10)$$

где m – масса каретки;

$F_{\text{т}}$ – сила торможения;

$F_{\text{а}}$ – сила аэродинамического сопротивления;

$F_{\text{тр}}$ – сила трения башмаков о рельсы;

v_0 – начальная скорость торможения;

s – перемещение.

Задача сводится к поиску таких средств торможения, работа которых обеспечит остановку движущейся каретки на заданном участке. Решение выполняется путем вариации: расчетом режима движения (торможения) каретки с применением разных типов тормозных устройств и их конструктивных параметров. В результате определяются типы тормозных устройств, их технические характеристики и режимы функционирования.

К критериям, определяющим выбор режима торможения, а также параметров используемых при этом тормозных устройств, можно отнести:

– эффективность торможения, которая определяется работой тормозных устройств:

$$A_{\text{т}} = \int_0^L F_{\text{т}} ds \rightarrow \max; \quad (11)$$

– безопасность торможения, которая определяется максимальным значением развиваемой тормозной силы, воздействующей на конструкцию тормозного устройства и другие элементы ракетной каретки:

$$F_{\text{т max}} \rightarrow \min. \quad (12)$$

Кроме того, необходимо учитывать особенности применения выбранных тормозных устройств и их параметры, влияние на динамические характеристики ракетной каретки при движении по треку.

Расчет режима движения ракетной каретки на участке торможения производится путем реше-

ния задачи Коши, которая в общем виде выглядит следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(t, x(t)), \quad t > 0, \quad x \in R^n; \\ x(0) &= x_0. \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Уравнения продольного движения каретки на участке торможения:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= -F_T(s, v) - F_a(v) - F_{TP}(v); \\ \frac{ds}{dt} &= v. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

Входящие в состав системы уравнений (14) силы аэродинамического сопротивления и трения башмаков о рельсы задаются по соответствующим формулам:

$$F_a(v) = \frac{\rho v^2}{2} C_x(v) S; \quad (15)$$

$$F_{TP}(v) = mg f(v), \quad (16)$$

где ρ — плотность воздуха;

S — площадь миделевого сечения каретки;

$C_x(v)$ — зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления каретки от скорости;

$f(v)$ — зависимость коэффициента трения башмаков о рельсы от скорости.

Таким образом, уравнения, описывающие движение каретки на участке торможения, имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= -F_T(s, v) - \frac{\rho v^2}{2} C_x(v) S - mgf(v); \\ \frac{ds}{dt} &= v. \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

$$\text{Начальные условия: } \left. \begin{aligned} s(t_0) &= s_0; \\ v(t_0) &= v_0. \end{aligned} \right\}$$

Решение уравнений (17) позволяет определить параметры движения каретки на участке торможения исходя из заданных параметров тормозного устройства (или их совокупности).

Оценка возможности торможения условно заданной ракетной каретки

Постановка задачи: по рельсовому пути движется ракетная каретка со скоростью 1500 м/с, массой 135 кг, площадью миделевого сечения 0,03 м² и коэффициентом аэродинамического сопротивления 0,6. Требуется оценить возможность торможения каретки различными способами.

Исходя из приведенных выше видов торможения и их скоростных ограничений, целесообразно выбрать аэродинамическое торможение. Рассматривается пять вариантов движения каретки:

- вариант 1: без применения торможения;
- варианты 2—5: с применением аэродинамических тормозных пластин с общей площадью: 0,03, 0,06, 0,09 и 0,12 м² соответственно. Коэффициент аэродинамического сопротивления равен 1. Результаты расчета режимов движения ракетной каретки с применением аэродинамического торможения приведены на рис. 4.

Из графика видно, что эффективность аэродинамического торможения снижается с падением скорости, что не позволяет обеспечить полное торможение ракетной каретки на ограниченной длине тормозного пути. С этой целью рассматривается альтернативный способ торможения этой же каретки — гидроторможение. В качестве тормоза используется гидродинамический ковш с треугольным водозаборным профилем (рис. 5). Погружение ковша в воду начинается с нуля и далее возрастает по 2 см на 100 м пути.

Рассматривается пять вариантов движения каретки для различных углов α водозаборного профиля ковша: $\text{tg}(\alpha) = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ соответственно. Коэффициент гидродинамического сопротивления равен 1. Результаты расчета режимов движения ракетной каретки с применением гидродинамического торможения приведены на рис. 6. Значения длины тормозного пути и максимальной развиваемой силы торможения в зависимости от тангенса угла α водозаборного профиля приведены в таблице.

Из рис. 6 и таблицы видно, что гидротормозное устройство с различными вариантами геометрических параметров обеспечивает торможение условной ракетной каретки до полной остановки на дистанции 512–863 м. Однако при торможении на таких режимах развивается тормозная сила от 459,7 до 800,5 кН, что будет предъявлять повышенные требования к тормозному устройству, силовым элементам каретки и даже к рельсовым направляющим. Кроме того, при первоначальном контакте с водой на скорости 1500 м/с давление на передней кромке заборной части ковша, равное удвоенному скоростному напору вследствие ударного характера нагрузки, составит около 2 250 МПа, что выше предела прочности для конструкционных марок стали. На основе этой оценки можно сказать, что при скорости входа ковша в воду 1500 м/с появляются нагрузки, существенно выше разрушающих. При ука-

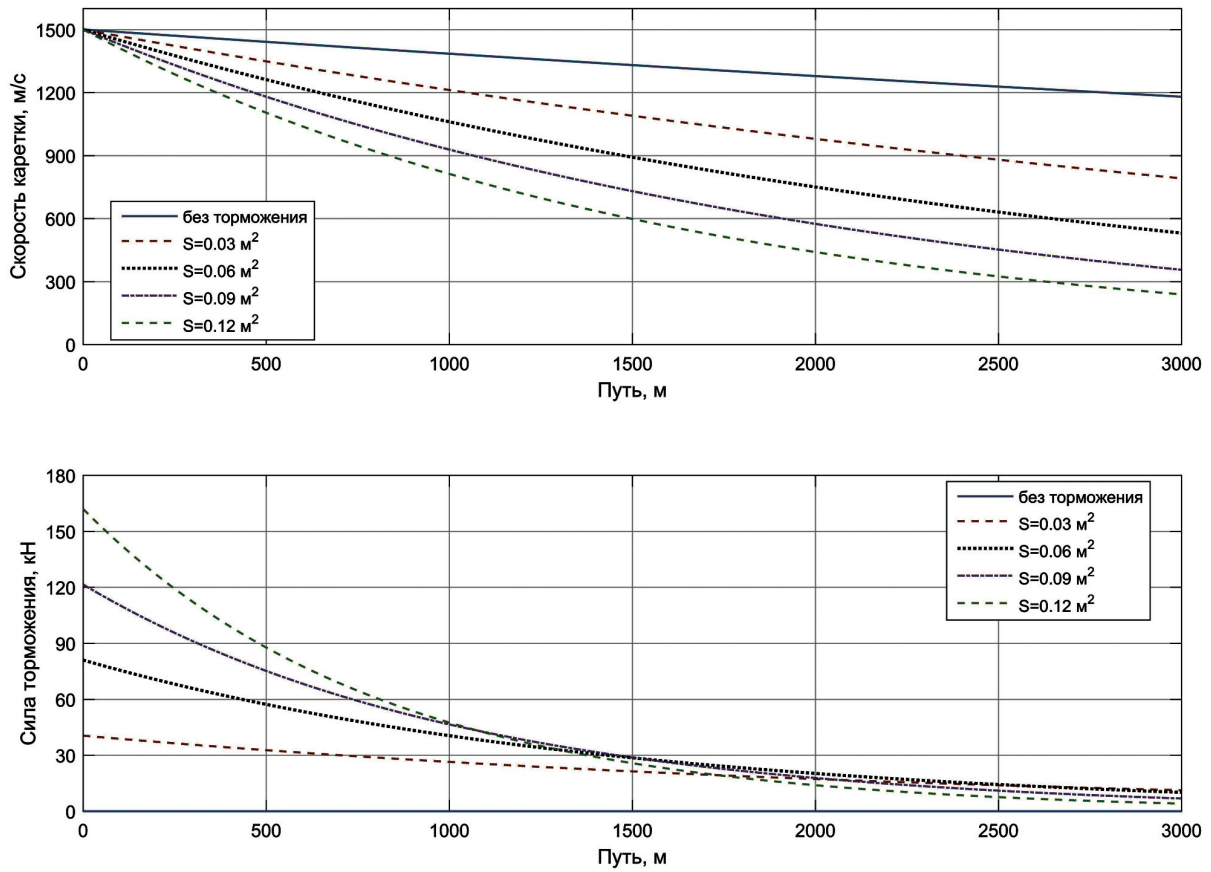


Рис. 4. Режим движения каретки с применением различных вариантов аэродинамического торможения

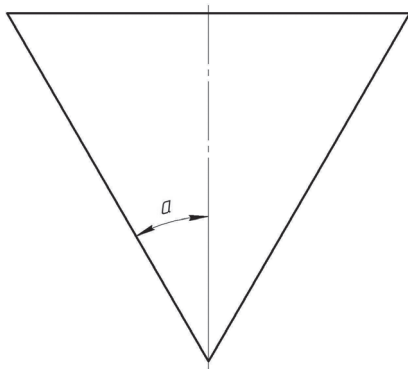


Рис. 5. Сечение водозаборного профиля гидродинамического ковша

занным выше ограничением для гидроторможения 700 м/с давление на передней кромке ковша составит около 500 МПа, что вполне приемлемо для ряда конструкционных марок стали.

Таким образом, для торможения высокоскоростных ракетных кареток целесообразно применять комбинированную схему торможения: первоначально использовать аэродинамический тормоз и, после снижения скорости до 700 м/с, применять гидроторможение. Такая схема позволит сохранить требуемую интенсивность торможения в широком диапазоне скоростей и избе-

жать чрезмерного нагружения конструкции тормозных устройств и элементов ракетной каретки. Варианты режима движения каретки с применением комбинированной схемы торможения приведены на рис. 7. Параметры аэродинамического и гидродинамического тормозных устройств приведены в соответствующих вариантах, описанных выше. Наиболее интенсивный режим торможения — вариант 5 — приведен на отдельном графике (рис. 8), а график сил, воздействующих при этом на ракетную каретку, изображен на рис. 9 (F_a — сила аэродинамического сопротивления ракетной каретки; $F_{адту}$ — сила, развиваемая аэродинамическим тормозным устройством; $F_{гдту}$ — сила, развиваемая гидродинамическим тормозным устройством; $F_{сумм} = F_a + F_{адту} + F_{гдту} + F_{тр}$ — суммарная останавливающая сила, воздействующая на ракетную каретку на участке торможения; $F_{тр}$ — сила трения башмаков о рельсы не показана в связи с тем, что ее среднее значение мало по сравнению с другими силами и составляет $\sim 0,13$ кН).

Из графиков, приведенных на рис. 7–9, видно, что большая часть пути относится к участку аэродинамического торможения. По ходу движе-

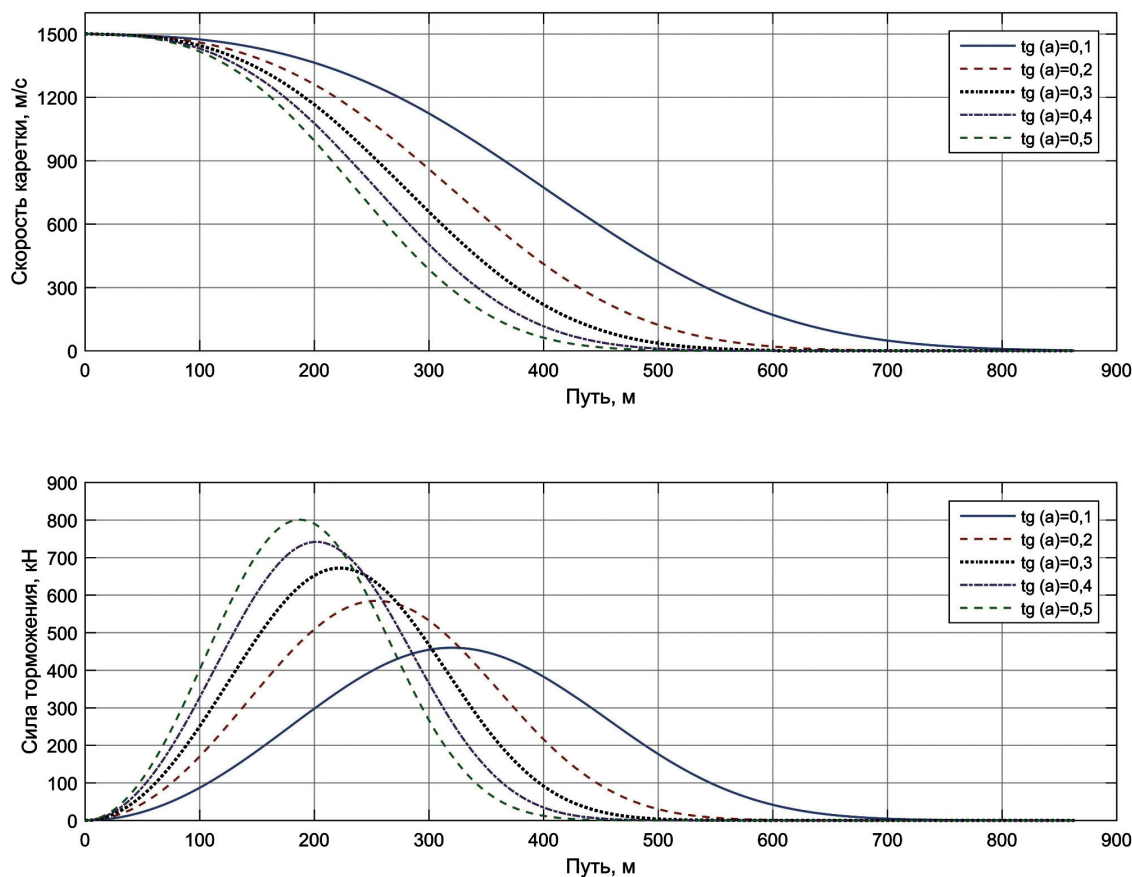


Рис. 6. Режим движения каретки при применении различных вариантов гидродинамического торможения

Расчетные значения параметров при гидроторможении

Тангенс угла водозабортного профиля	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
Длина тормозного пути, м	863	689	604	551	512
Максимальная развиваемая сила торможения, кН	459,7	584,5	671,9	741,5	800,5

ния ракетной каретки по этому участку, с падением скорости снижается сила, развиваемая аэродинамическим тормозным устройством, снижается интенсивность торможения. Дальнейшее падение тормозной силы удастся предотвратить за счет включения гидродинамического тормоза после достижения ракетной кареткой скорости 700 м/с. Сохранение постоянного уровня тормозной силы на участке аэродинамического торможения могло бы существенно сократить тормозной путь. Следовательно, дальнейшие исследования должны быть направлены на поддержание интенсивности торможения на первоначальном участке, например за счет применения ракетного торможения, либо на расширение скоростного диапазона гидродинамического торможения.

Выводы

Для расширения скоростного диапазона трековых испытаний потребуется модернизация технологического оборудования, в том числе тормозных устройств, а также разработка новых методик проведения испытаний. Должны быть выработаны технические решения по обеспечению торможения объектов, движущихся в условиях ракетного трека на новых скоростных рубежах, а также определены методы математического расчета работы применяемых тормозных устройств.

Обзор существующих способов торможения дает возможность выделить их достоинства и недостатки, а также определить область их при-

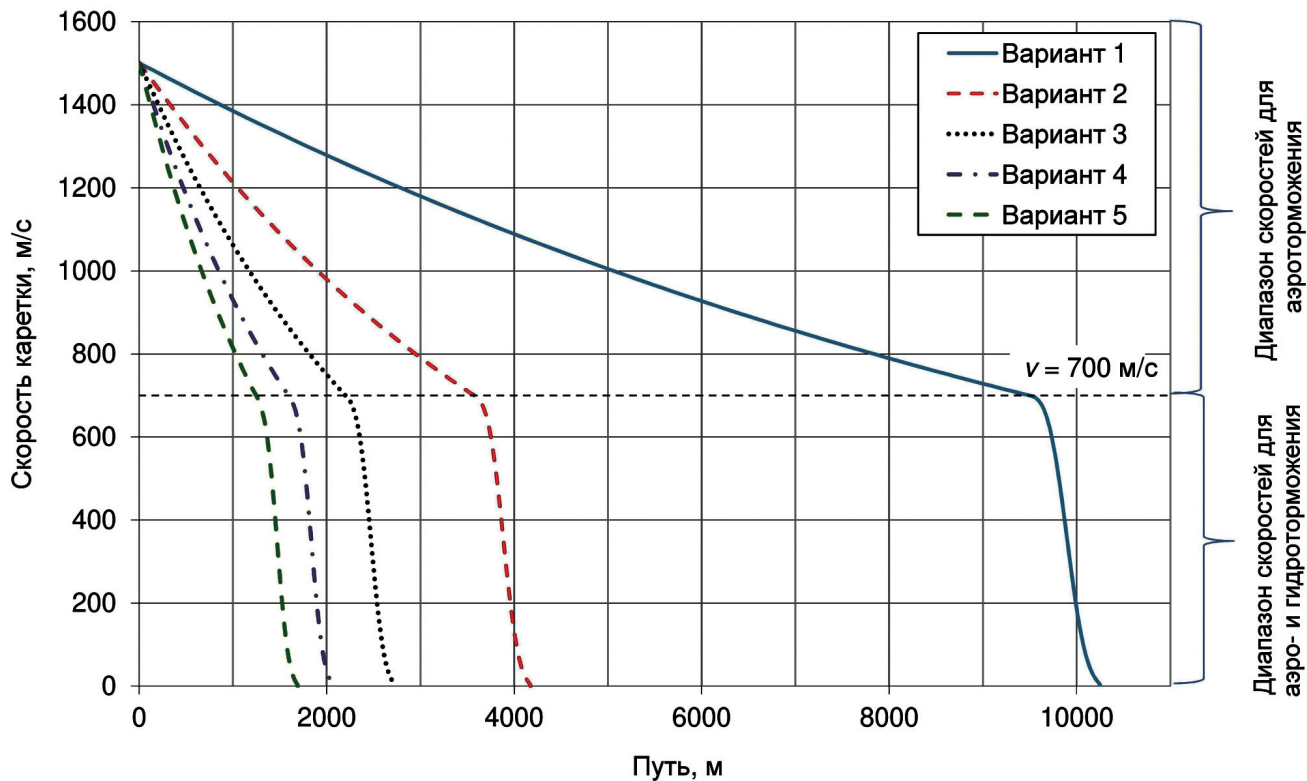


Рис. 7. Режим движения каретки с применением различных вариантов комбинированной схемы торможения

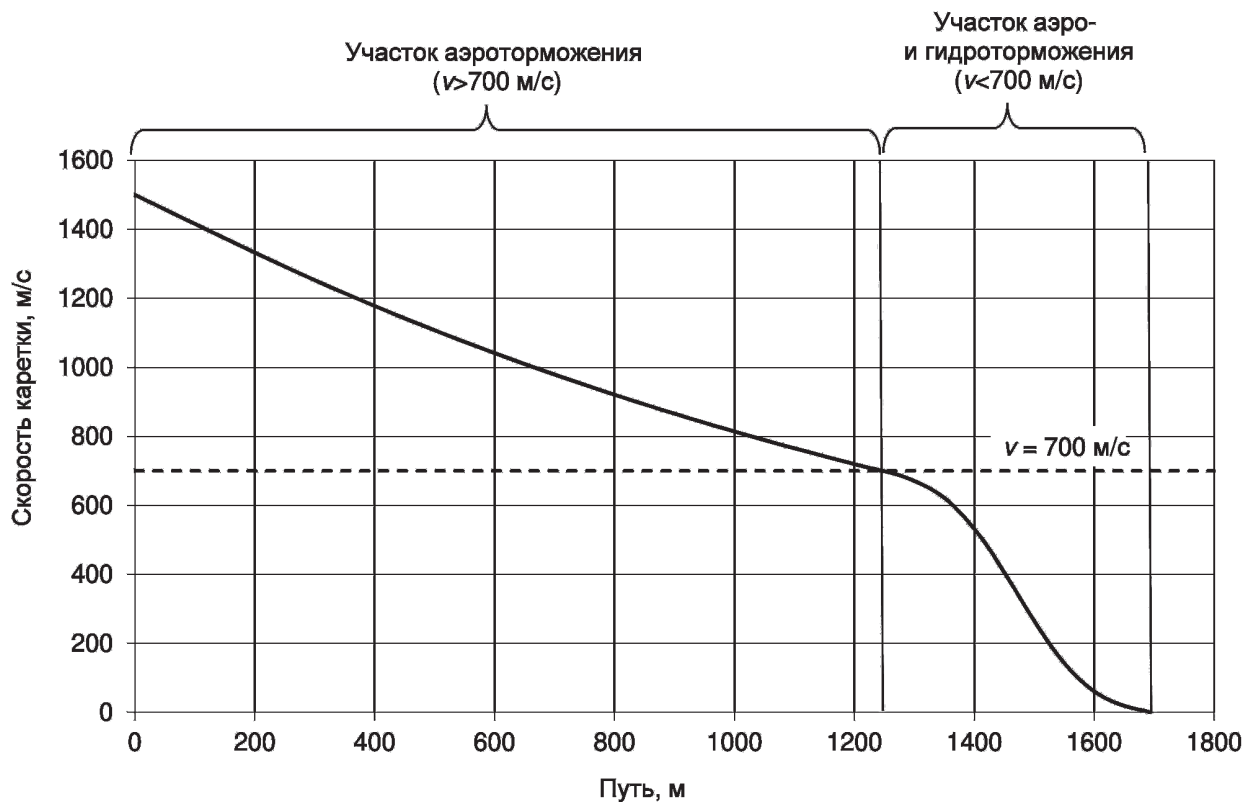


Рис. 8. Режим движения каретки с применением пятого варианта комбинированной схемы торможения

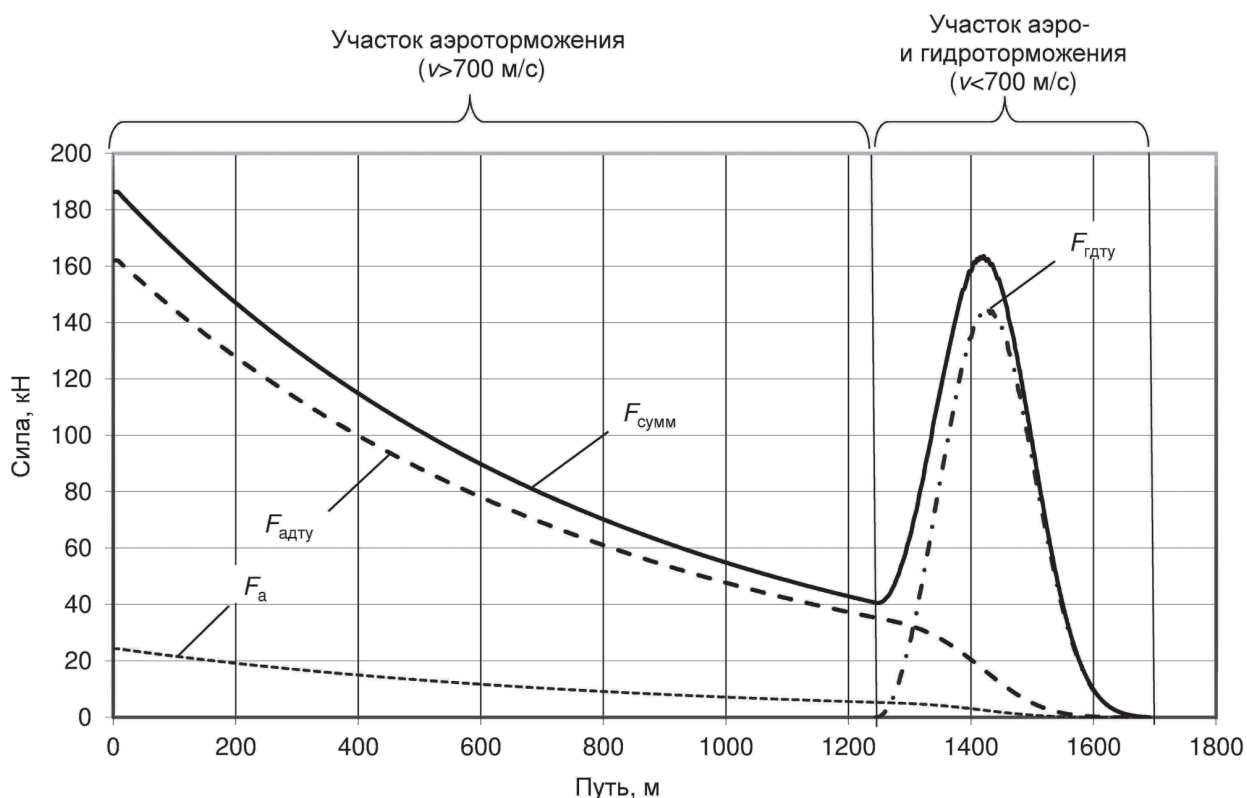


Рис. 9. Силы, действующие на ракетную каретку, при применении пятого варианта комбинированной схемы торможения

менения. В ходе проведенных исследований определено, что торможение высокоскоростных ракетных кареток целесообразно осуществлять не одним видом торможения, а несколькими, с использованием совокупности тормозных устройств, каждое из которых задействуется в соответствующем скоростном интервале, исходя из их индивидуальных технических возможностей.

Список источников

1. Ермаков А. Военный гиперзвук США // Новый оборонный заказ. Стратегии. 2020. № 2(61). С. 56-59. URL: <https://dfnc.ru/arhiv-zhurnalov/2020-2-61/voennuy-giperzvuk-ssha/>
2. Стефанович Д. Русский гиперзвук: что, когда и почему? // Новый оборонный заказ. Стратегии. 2020. № 2(61). С. 52-55. URL: <https://dfnc.ru/arhiv-zhurnalov/2020-2-61/russkij-giperzvuk-chto-kogda-i-pochemu/>
3. Бирюков В.И., Пронин О.Ю. Математическое моделирование динамики разгона объекта испытания на установке «Ракетный рельсовый трек» до скорости 3-4 М // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 3. С. 44-52.
4. Smith C. Aerodynamic heating in hypersonic flows // Physics Today. 2021. Vol. 74. No. 11, pp. 66-67. DOI: 10.1063/PT.3.4888
5. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Buckling under the action of loading by aerodynamic and inertial forces during ground track tests of aviation equipment // INCAS Bulletin. 2021. Vol. 13. Special Issue, pp. 5-12. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.S.1
6. Кошелев А.И., Ниязов В.Я., Мансуров С.Н., Воротынцева И.В. Высокоскоростной ракетный трек для испытаний авиационных систем // Русский инженер. 2011. № 2 (29). С. 40-41.
7. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at a speed of 1600 m/s // INCAS Bulletin. 2020. Vol. 12. Special issue, pp. 33-42. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.3
8. Катаев А.В., Астахов С.А., Бирюков В.И. Поиск решений проблемы сохранения материальной части ракетных кареток и средств измерения при трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники при скорости (1200 - 1500) м/с на ограниченной длине // Авиация и космонавтика: Сб. тезисов 20-й Международной конференции (22–26 ноября 2021; МАИ, Москва). – М.: Перо, 2021. С. 37-38.
9. Ватутин Н.М., Роберов И.Г., Тарновский В.А., Фурсов Ю.С. Развитие динамических испытаний на ракетном треке // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 1(116). С. 139-148.

10. Terrazas J., Rodriguez A., Kumar V., Adansi R., Kotteda V.M.K. Three-Dimensional Two-Phase Flow Simulations of Water Braking Phenomena for High-Speed Test Track Sled // ASME 2021 Fluids Engineering Division Summer Meeting. Vol. 1: Aerospace Engineering Division Joint Track; Computational Fluid Dynamics (10–12 August 2021; Virtual, Online). DOI: 10.1115/FEDSM2021-65799
11. Xia H., Hu B., Tian J., Lv S. Research on a new open water-brake method for double-track rocket sled test // 3rd International Conference on Mechanical, Electric and Industrial Engineering (23–25 May 2020; Kunming, China). Vol. 1633. DOI: 10.1088/1742-6596/1633/1/012077
12. Xiao J., Zhang W.W., Xue Q., Gao W., Zhang L. Derivation of drag calculation model of rocket sled water brake // 2nd International Conference on Numerical Modelling in Engineering (19–22 August 2019, Beijing, China). Vol. 657. DOI: 10.1088/1757-899X/657/1/012029
13. Мансуров С.Н., Воротынцева И.В., Сысуюев А.В. и др. Устройство для торможения высокоскоростных монорельсовых ракетных тележек. Патент RU 136573 U1. Бюл. № 1, 10.01.2014.
14. Киняев А.А., Краюхин С.А. Способ торможения объекта, движущегося по рельсовой направляющей. Патент RU 2741736 С1. Бюл. № 4, 28.01.2021.
15. Балакин В.А. Ракетные треки // Наука и жизнь. 2006. № 2. С. 38–39.
16. Волков В.Т., Ватутин Н.М., Колтунов В.В., Фурсов Ю.С. Методы торможения разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 4(119). С. 97–104.
17. Крагельский И.В. Трение и износ. — М.: Машиностроение, 1968. — 480 с.
18. Крагельский И.В., Виноградова И.Э. Коэффициенты трения: Справочное пособие. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машгиз, 1962. — 220 с.
19. Лепеш Г.В., Лепеш А.Г. Исследование математической модели процесса высокоскоростного трения и изнашивания // Техничко-технологические проблемы сервиса. 2015. № 2(32). С. 60–66.
20. Балакин В.А. Трение и износ при высоких скоростях скольжения. — М.: Машиностроение, 1980. — 136 с.
21. Балакин В.А. Высокоскоростное трение на ракетном треке // Трение и износ. 2005. Т. 26. № 3. С. 255–260.
22. Волков В.Т., Ватутин Н.М., Колтунов В.В., Фурсов Ю.С. Методы регулирования скорости разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 3(118). С. 122–129.

References

1. Ermakov A. *Novyi oboronnyi zakaz. Strategii*, 2020, no. 2(61), pp. 56–59. URL: <https://dfnc.ru/arhiv-zhurnalov/2020-2-61/voennyj-giperzvuk-ssha/>
2. Stefanovich D. *Novyi oboronnyi zakaz. Strategii*, 2020, no. 2(61), pp. 52–55. URL: <https://dfnc.ru/arhiv-zhurnalov/2020-2-61/russkij-giperzvuk-chto-kogda-i-pochemu/>
3. Biryukov V.I., Pronin O.Y. Mathematical modeling of acceleration dynamics of test object till 3–4 M number on installation “rocket rail track”. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 44–52.
4. Smith C. Aerodynamic heating in hypersonic flows. *Physics Today*, 2021, vol. 74, no. 11, pp. 66–67. DOI: 10.1063/PT.3.4888
5. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Buckling under the action of loading by aerodynamic and inertial forces during ground track tests of aviation equipment. *INCAS Bulletin*, 2021, vol. 13, Special Issue, pp. 5–12. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.S.1
6. Koshelev A.I., Niyazov V.Ya., Mansurov S.N., Vorotyntseva I.V. *Russkii inzhener*, 2011, no. 2 (29), pp. 40–41.
7. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at a speed of 1600 m/s. *INCAS Bulletin*, 2020, vol. 12, Special Issue, pp. 33–42. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.3
8. Kataev A.V., Astakhov S.A., Biryukov V.I. *Sbornik tezisev XX Mezhdunarodnoi konferentsii “Aviatsiya i kosmonavtika” (22–26 November 2021; MAI, Moskva)*. Moscow, Pero, 2021, pp. 37–38.
9. Vatutin N.M., Roberov I.G., Tarnovskii V.A., Fursov Yu.S. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2021, no. 1(116), pp. 139–148.
10. Terrazas J., Rodriguez A., Kumar V., Adansi R., Kotteda V.M.K. Three-Dimensional Two-Phase Flow Simulations of Water Braking Phenomena for High-Speed Test Track Sled. *ASME 2021 Fluids Engineering Division Summer Meeting. Vol. 1: Aerospace Engineering Division Joint Track; Computational Fluid Dynamics (10–12 August 2021; Virtual, Online)*. DOI: 10.1115/FEDSM2021-65799
11. Xia H., Hu B., Tian J., Lv S. Research on a new open water-brake method for double-track rocket sled test. *3rd International Conference on Mechanical, Electric and Industrial Engineering (23–25 May 2020; Kunming, China)*. Vol. 1633. DOI: 10.1088/1742-6596/1633/1/012077
12. Xiao J., Zhang W.W., Xue Q., Gao W., Zhang L. Derivation of drag calculation model of rocket sled water brake. *2nd International Conference on Numerical Modelling in Engineering (19–22 August 2019, Beijing, China)*. Vol. 657. DOI: 10.1088/1757-899X/657/1/012029

13. Mansurov S.N., Vorotyntseva I.V., Sysuev A.V. et al. *Patent RU 136573 U1*, 10.01.2014.
14. Kinyaev A.A., Krayukhin S.A. *Patent RU 2741736 C1*, 28.01.2021.
15. Balakin V.A. *Nauka i zhizn'*, 2006, no. 2, pp. 38-39.
16. Volkov V.T., Vatutin N.M., Koltunov V.V., Fursov Yu.S. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2021, no. 4(119), pp. 97-104.
17. Kragel'skii I.V. *Trenie i iznos* (Friction and wear), Moscow, Mashinostroenie, 480 p.
18. Kragel'skii I.V., Vinogradova I.E. *Koeffitsienty treniya: Spravochnoe posobie* (Friction coefficients: A reference manual), Moscow, Mashgiz, 1962, 220 p.
19. Lepesh G.V., Lepesh A.G. *Tekhniko-tekhnologicheskie problemy servisa*, 2015, no. 2(32), pp. 60-66.
20. Balakin V.A. *Trenie i iznos pri vysokikh skorostyakh skol'zheniya* (Friction and wear at high sliding speeds), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 136 p.
21. Balakin V.A. *Trenie i iznos*, 2005, vol. 26, no. 3, pp. 255-260.
22. Volkov V.T., Vatutin N.M., Koltunov V.V., Fursov Yu.S. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2021, no. 3(118), pp. 122-129.

Статья поступила в редакцию 18.01.2022; одобрена после рецензирования 24.01.2022; принята к публикации 14.03.2022.

The article was submitted on 18.01.2022; approved after reviewing on 24.01.2022; accepted for publication on 14.03.2022.