

УДК: 623.488

DOI: 10.53816/20753608_2021_3_122

МЕТОДЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ СКОРОСТИ РАЗГОННОЙ КАРЕТКИ В ПРОЦЕССЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА РАКЕТНОМ ТРЕКЕ

SPEED CONTROL METHODS IN THE PROCESS OF DYNAMIC TESTS ON A ROCKET TRACK

Академик РАН В.Т. Волков, Н.М. Ватутин, В.В. Колтунов, Ю.С. Фурсов

ФКП «НИО «ГБИП России»

V.T. Volkov, N.M. Vatutin, V.V. Koltunov, Yu.S. Fursov

В статье рассматривается вопрос возможности регулирования скорости ракетных кареток в процессе динамических трековых испытаний. Предложен метод регулируемого торможения посредством антикрыла воздействующего на элементы управления тормозной системой ракетной каретки. Кроме того, показана возможность использования антикрыла для обеспечения заданной скорости каретки за счёт изменения вектора тяги разгонного реактивного двигателя.

Ключевые слова: динамические испытания, разгонная каретка, реактивный двигатель, скорость, антикрыло, объект испытаний.

The article discusses the issue of the possibility of controlling the speed of rocket carriages during dynamic track tests. The proposed method of controlled braking by means of a wing acting on the control elements of the braking system of the rocket carriage. In addition, the possibility of using a wing to ensure a given carriage speed by changing the thrust vector of the accelerating jet engine is shown.

Keywords: dynamic tests, accelerating carriage, jet engine, speed, wing, test object.

Динамические испытания различных образцов вооружения на ракетном треке заключаются в изучении их поведения при движении с высокими скоростями, зачастую превышающими в несколько раз скорость звука, а также их взаимодействия с преградой при этих скоростях. Для достижения таких высоких скоростей испытываемый объект устанавливается на разгонную каретку ракетного трека и под действием реактивных двигателей разгоняется до заданной скорости. В необходимый момент осуществляется отстыковка объекта от каретки, и дальнейшее его самостоятельное перемещение в заданном направлении. Одной из основных задач в ходе проведения испытаний на ракетном треке является обеспечение заданной

техническим заданием скорости движения испытываемого объекта в момент его взаимодействия с преградой. Проблема здесь заключается в достижении этой скорости при фиксированных времени разгона, ускорении и длине разгонного участка. В некоторых случаях перед отстыковкой объекта испытаний от ракетной каретки необходимо не только достичь заданную скорость, но и обеспечить поддержание установившегося скоростного режима в течение заданного интервала времени (на заданном отрезке пути), т.е. определенным образом стабилизировать скорость перемещения каретки по треку [1–3].

Если на разгонном участке трека движение каретки описывается зависимостью:

$$F_T - F_{тр} - F_{ВН} = M_{\Sigma} \cdot a,$$

то на участке равномерного движения с заданной скоростью перемещения необходимо соблюдение условия:

$$F_T = F_{тр} + F_{ВН}, \quad (1)$$

где F_T — сила тяги разгонного двигателя (двигателей), Н; $F_{тр}$ — сила трения каретки о рельсы, Н; $F_{ВН}$ — сила сопротивления обусловленная встречным ветровым напором, Н; M_{Σ} — суммарная масса системы «каретка + двигатели + металлоконструкция + объект испытаний» в текущий момент времени, кг; a — ускорение, м/с².

Сила трения каретки о рельсы, в общем случае, определяется зависимостью:

$$F_{тр} = M_{\Sigma} \cdot g \cdot f_{тр}, \quad (2)$$

где $f_{тр}$ — коэффициент трения опорных элементов каретки о рельсы; g — ускорение силы тяжести, равное 9,81 м/с².

В свою очередь, сила сопротивления, обусловленная встречным ветровым напором, описывается зависимостью:

$$F_{ВН} = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \sum_j^k (S_{Mj} \cdot C_{Xj}), \quad (3)$$

где ρ — плотность воздуха, кг/м³; $j = 1, 2, \dots, k$ — условный порядковый номер элемента металлоконструкции каретки; S_{Mj} — площадь миделевого сечения j -го элемента металлоконструкции каретки; V — текущая скорость каретки, м/с; C_{Xj} — аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления j -го элемента металлоконструкции.

Тогда выражение (1) с учетом (2) и (3) может быть представлено в виде

$$F_T = M_{\Sigma} \cdot g \cdot f_{тр} + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \sum_j^k (S_{Mj} \cdot C_{Xj}). \quad (4)$$

Второй член данного выражения, описывающий силу сопротивления, обусловленную встречным ветровым напором при заданной скорости V , по сути постоянный.

В то же время, по мере сгорания топливного заряда толкающего каретку разгонного двигателя масса его уменьшается, т.е. соответственно уменьшается суммарный вес системы «каретка +

двигатели + металлоконструкция + объект испытаний» — $M_{\Sigma} \cdot g$, т.е. первый член зависимости (4) в процессе движения каретки с постоянной заданной скоростью является величиной переменной.

Если принять, что сила тяги разгонного двигателя (двигателей) F_T и коэффициент трения опорных элементов каретки о рельсы $f_{тр}$ на определенном участке траектории движения каретки (или временном интервале) величины неизменные, тогда для выполнения условия тождественности выражения (4) необходимо обеспечить: или определенное приращение весовой нагрузки системы, компенсирующее уменьшение суммарной массы; или же определенное уменьшение силы тяги в направлении перемещения с возможным одновременным приращением весовой нагрузки системы.

При этом целесообразно использовать имеющиеся физико-механические «ресурсы», имеющиеся в движущейся системе и окружающей среде, каковыми в первую очередь являются аэродинамические факторы.

Так, например, в работах [4, 5] предложено использование в конструкции ракетной каретки аэродинамических щитков, — по сути — системы крыльев с положительным углом атаки, создающих подъемную силу и разгружающие башмаки каретки при движении, что способствует уменьшению силы трения башмаков о рельсовые направляющие трека, а при их сбрасывании замедлять скорость каретки.

С одной стороны, это позволяет увеличить скорость движения каретки без изменения энергетики ее двигателя и длины рельсовых направляющих трека, а с другой — при достижении высоких значений скоростей, превышающих 3М может служить причиной быстрого износа нижних тормозных колодок или направляющих элементов башмаков, увеличению зазоров в системе «башмак–рельс», и, как следствие, к аварийному сходу каретки с направляющих.

Кроме того, жесткое крепление системы антикрыльев, отсутствие элементов их механизации, не обеспечивают возможности регулирования скорости каретки в процессе движения.

Анализ работ [4, 5] позволил предложить решение, обеспечивающее условия тождественности выражения (4) с выполнением условия определенного приращения весовой нагрузки систе-

мы, компенсирующего уменьшение суммарной массы системы. Суть данного решения заключается в том, что устанавливаемое на ракетную каретку антикрыло выполнено с возможностью вертикального плоскопараллельного перемещения относительно платформы и воздействия на элементы управления тормозной системой.

При наличии в конструкции каретки антикрыла (системы антикрыльев), при его взаимодействии с набегающим потоком воздуха появляется прижимающая сила, увеличивающая вес каретки:

$$F_{\Pi} = \frac{C_Y S_K \rho V^2}{2}, \quad (5)$$

где C_Y — безразмерный коэффициент подъемной силы крыла; S_K — площадь крыла в плане, m^2 .

И тогда зависимость (4) приводится к виду:

$$F_T = (M_{\Sigma} \cdot g + F_{\Pi}) \cdot f_{\text{тр}} + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \sum_j^k (S_{Mj} \cdot C_{Xj}).$$

Анализ полученного выражения показывает, что при прочих неизменных факторах, в случае жесткого закрепления антикрыла и соответствующем аэродинамическом его качестве, величиной F_{Π} (F_{Π} / g — псевдомасса) можно частично компенсировать изменение веса двигателя (потерю его массы по мере выгорания топлива), и сопутствующее приращение скорости каретки.

Естественно, что антикрыло по отношению к металлоконструкции ракетной каретки с находящимся на ней реактивным двигателем и объектом испытаний должно быть установлено таким образом, чтобы вектора силы тяжести

$M_{\Sigma} \cdot g$ и прижимающей силы F_{Π} располагались на одной прямой.

Для обеспечения лучшей управляемости антикрыло может быть установлено с возможностью регулирования угла атаки, или снабжено элементами механизации, — предкрылками, закрылками и т.п. (по аналогии с крыльями авиатехники). Выполнение же антикрыла (или системы антикрыльев) с возможностью вертикального плоскопараллельного перемещения относительно несущей платформы и воздействия на элементы управления тормозной системой позволит:

– во-первых, обеспечить неизменность аэродинамического качества крыла при его перемещении относительно каретки, — прижимающая сила будет определяться, при прочих неизменных факторах, только скоростью набегающего ветрового потока;

– во-вторых, вследствие этого перемещения, дать возможность механического воздействия на элементы управления тормозной системы, и тем самым — поддержания постоянной скорости движения рельсовых ракетных кареток на определенной дистанции за счет регулирования усилия торможения посредством приведения в действие тормозных колодок, — замены пары трения «башмак–рельс» парой «тормозная колодка–рельс» и изменения исходного коэффициента трения опорных элементов.

Конструкция устройства схематично поясняется рис. 1–3. На рисунках показаны: 1 — несущая платформа, 2 — опорно-направляющие башмаки, 3 — элементы тормозной системы, 4 — ложемент реактивного двигателя, 5 — ложемент испытываемого объекта, 6 — испытыва-

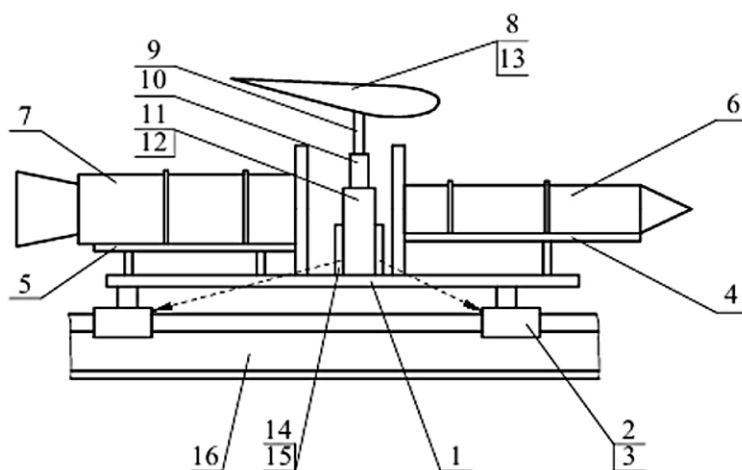


Рис. 1. Ракетная каретка с антикрылом, реактивным двигателем и объектом испытаний

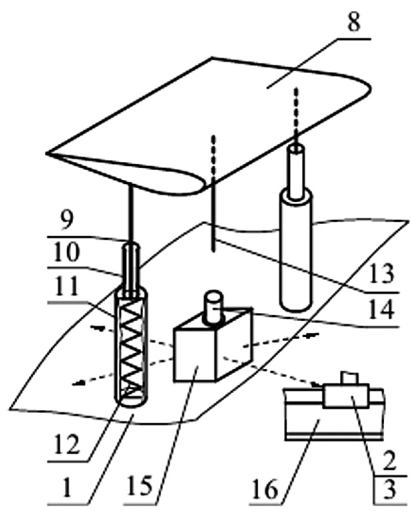


Рис. 2. Положение антикрыла в предстартовой позиции

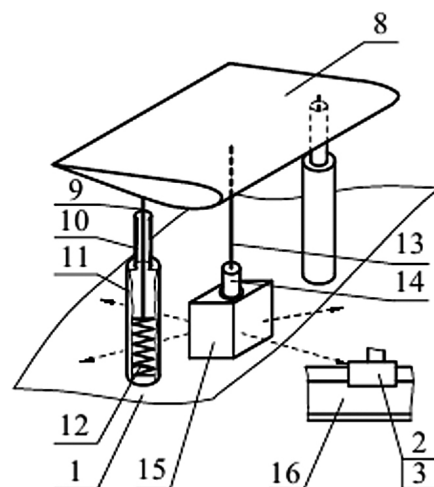


Рис. 3. Взаимодействие антикрыла с элементами управления тормозной системы

емый объект, 7 — реактивный двигатель, 8 — антикрыло, 9 — стойки, 10 — направляющие втулки, 11 — полые опоры, 12 — упругие элементы, 13 — шток, 14 — нажимной элемент, 15 — исполнительно-регулирующее устройств, 16 — рельсовые направляющие трека. Штриховыми стрелками на рисунках показано направление передачи управляющих сигналов к тормозным устройствам каретки.

Каретка (рис. 1) состоит из несущей платформы, в нижней части которой находятся опорно-направляющие башмаки и элементы тормозной системы. В верхней части расположены ложементы для установки испытуемого объекта и реактивного двигателя, а также антикрыло. Для обеспечения возможности вертикального плоскопараллельного перемещения относительно платформы антикрыло (рис. 2, 3) установлено на двух вертикальных стойках, проходящих сквозь направляющие втулки полых опор, и опирающиеся на размещенные в полостях опор упругие элементы. Помимо этого антикрыло снабжено штоком, взаимодействующим с нажимным элементом исполнительно-регулирующего устройства тормозной системы, расположенной внутри башмаков, опирающихся на рельсовые направляющие трека.

Работа устройства с использованием пневматического привода тормозной системы осуществляется следующим образом. В тормозной системе имеется запас сжатого газа при этом регулятором давления (редуктором) в системе поддерживается предусмотренное давление. Антикрыло устанавли-

вается под определенным углом атаки, обеспечивающим при достижении заданной скорости V , получения прижимной силы F_{Π} , и вызванного ей перемещения штока — X , необходимого для осуществления воздействия на элементы управления тормозной системой. При запуске реактивного двигателя каретка начинает ускоренное движение. Набегающий при этом на нее ветровой поток воздействует на антикрыло и «генерирует» прижимающую силу F_{Π} , величина которой, как показано, пропорциональна, при прочих неизменных условиях, квадрату скорости V .

Под действием силы F_{Π} антикрыло совершает вертикальное плоскопараллельное перемещение вниз в направлении опорной платформы. Стойки антикрыла, двигаясь сквозь направляющие втулки полых опор, опираются на размещенные в них упругие элементы, сжимают их, и таким образом усилие F_{Π} передается на платформу в дополнение к весу и позволяет частично компенсировать потерю массы двигателя по мере выгорания топлива, и соответствующее приращение скорости каретки, т.е. ее ускорение.

Усилие сжатия упругих элементов, передаваемое на платформу 1 равно F_{Π} , но может быть определено и как:

$$F_{\text{сж}} = k \cdot X, \quad (6)$$

где k — суммарная жесткость упругих элементов; Н/м; X — линейная деформация (изменение длины) упругого элемента, м.

С учетом уравнений (5, 6) определяется зависимость между текущей скоростью каретки и линейной деформацией упругих элементов в опорах, равной величине перемещения крыла по вертикали:

$$X = \frac{C_Y S_K \rho V^2}{2 \cdot k}.$$

Шток, соединенный с антикрылом 8, выполнен с возможностью регулирования длины. Для конкретных испытаний его длина устанавливается таким образом, чтобы при достижении кареткой заданной скорости V , и соответствующего перемещения антикрыла на величину X , торец штока приходил в соприкосновение с нажимным элементом исполнительно-регулирующего устройства тормозной системы, расположенной внутри башмаков.

При превышении кареткой заданной величины скорости V соответственно увеличиваются как величина прижимающей силы F_{Π} , так и вызванного ей линейного перемещения X антикрыла совместно со штоком. При этом шток начинает взаимодействие с нажимным элементом. При надавливании штока на нажимной элемент, последний взаимодействует с системой клапанов, размещенных в корпусе исполнительно-регулирующего устройства, и сжатый газ по соответствующим пневмомагистралям заполняет полости тормозных цилиндров, смонтированных внутри опорно-направляющих башмаков. Попадая под заданным давлением в тормозные цилиндры, газ приводит в действие поршни приводов тормозных колодок, — пара трения «башмак–рельс» заменяется парой «тормозная колодка–рельс», имеющей большой коэффициент трения. Каретка замедляется, т.е. уменьшается величина ее скорости V , а одновременно и действующей на антикрыло прижимающей силы F_{Π} .

Антикрыло при этом совместно со штоком поднимается вверх относительно несущей платформы, нажимной элемент, также снабженный возвратной пружиной, на обратном ходе (вверх) осуществляет перекрытие клапанов подачи сжатого газа, и открывает клапан сброса избыточного давления из цилиндров тормозной системы в атмосферу. При начале последующего очередного разгона, описанный процесс взаимодействия анти-

крыла с элементами тормозной системы каретки повторяется.

Наряду с вышеописанным методом предложено и второе решение, обеспечивающее тождественность выражения (4) с выполнением условия определенного уменьшения силы тяги в направлении перемещения с возможным одновременным приращением весовой нагрузки системы.

В соответствии с данным решением ложемент для установки ракетного двигателя выполнен с возможностью регулируемого поворота относительно горизонтальной оси, перпендикулярной направлению движения каретки, а антикрыло — с возможностью регулирования угла атаки, а также вертикального плоскопараллельного перемещения относительно платформы и снабжено элементами управления поворотом ложемента ракетного двигателя.

Выполнение ложемента для установки ракетного двигателя с возможностью регулируемого поворота относительно горизонтальной оси, перпендикулярной направлению движения каретки, позволит путем его поворота совместно с двигателем изменить направление вектора тяги. Если в обычных условиях вектор силы тяги двигателя имеет горизонтальное направление, то при повороте двигателя наряду с горизонтальной его составляющей появится и вертикальная:

$$\vec{F}_T = \vec{F}_{TT} + \vec{F}_{TB},$$

где $\vec{F}_{TT}$ и $\vec{F}_{TB}$ — соответственно горизонтальная и вертикальная составляющая вектора силы тяги, в скалярной форме соответственно равные:

$$\begin{aligned} F_{TT} &= F_T \cdot \cos \alpha; \\ F_{TB} &= F_T \cdot \sin \alpha, \end{aligned} \quad (7)$$

где α угол наклона оси двигателя к горизонтали.

При этом составляющая F_{TT} будет обеспечивать движение каретки, а F_{TB} увеличивать ее вес. И тогда зависимость (4) с учетом (5, 7) приводится к виду:

$$\begin{aligned} F_T \cdot \cos \alpha &= \left(M_{\Sigma} \cdot g + F_T \cdot \sin \alpha + \frac{C_Y S_K \rho V^2}{2} \right) \times \\ &\times f_{\text{тр}} + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \sum_j^k (S_{Mj} \cdot C_{xj}). \end{aligned} \quad (8)$$

Откуда следует, что при прочих неизменных факторах, в случае постоянного угла атаки антикрыла и соответствующем аэродинамическом его качестве, для каждого значения текущей массы каретки существует такой угол наклона α к горизонтальной оси вектора тяги ракетного двигателя, при котором скорость перемещения каретки по треку будет равномерной.

Величина же этого угла может быть определена из системы уравнений, получаемой путем преобразования зависимости (8):

$$\begin{cases} \sin(\alpha + \phi) = \frac{1}{F_T \cdot \sqrt{(-f_{тр})^2 + 1^2}} \times \\ \times \left[\left(M_{\Sigma} \cdot g + \frac{C_Y S_K \rho V^2}{2} \right) \cdot f_{тр} + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \sum_j^k (S_{Mj} \cdot C_{Xj}) \right]; \\ \sin \phi = \frac{1}{\sqrt{(-f_{тр})^2 + 1^2}}. \end{cases} \quad (13)$$

Возможность регулирования угла атаки антикрыла, например путем его поворота относительно горизонтальной оси, перпендикулярной направлению движения каретки, обеспечивает его управляемость и выполнимость осуществления предварительной установки, исходя из условия получения прижимающей силы F_{Π} заданной величины при достижении необходимой скорости V .

Также для этой цели антикрыло, как и в предыдущем решении, может быть снабжено элементами механизации.

Выполнение антикрыла с возможностью вертикального плоскопараллельного перемещения относительно несущей платформы и снаб-

жение его элементами управления поворотом ложемент ракетного двигателя позволит:

– обеспечить неизменность аэродинамического качества крыла при его перемещении относительно каретки, — прижимающая сила будет определяться, при прочих неизменных факторах, только скоростью набегающего ветрового потока;

– во-вторых, вследствие этого перемещения, например в случае использования рычажной системы управления, воздействовать силой F_{Π} на плечо рычага, связанного с ложементом, осуществлять его поворот вместе с ракетным двигателем и тем самым изменять величину вектора тяги в горизонтальном направлении $F_{ТГ}$, обеспечивающего движение каретки.

Целесообразно, чтобы элементы металлоконструкции ракетной каретки, с несомым ею двигателем и объектом испытаний (изделием), а также антикрыло, были скомпонованы на опорной платформе таким образом, чтобы вектора силы тяжести $M_{\Sigma} \cdot g$, прижимающей силы F_{Π} и вертикальной составляющей вектора тяги $F_{ТГ}$ располагались максимально близко к одной прямой, для обеспечения равномерной нагрузки на опорно-направляющие башмаки с элементами тормозной системы.

Конструкция предлагаемого устройства схематически показана на рис. 4–6. На рисунках показаны: 1 — несущая платформа, 2 — опорно-направляющие башмаки, 3 — элементы тормозной системы, 4 — ложемент для установки испытуемого объекта, 5 — ложемент для установки реактивного двигателя, 6 — испытываемый объект, 7 — реактивный двигатель, 8 —

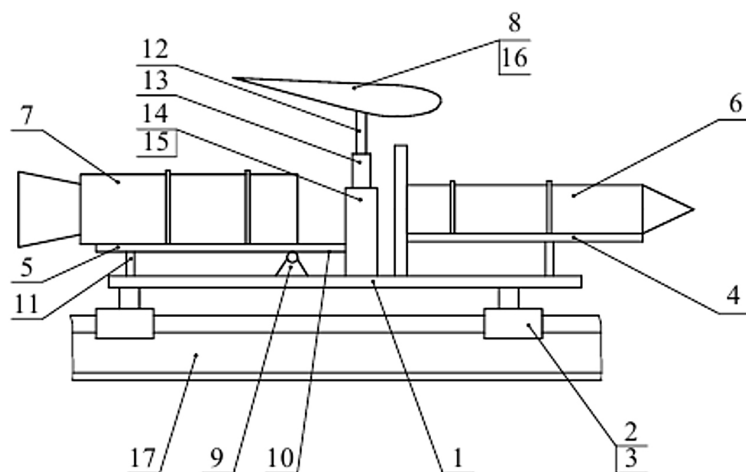


Рис. 4. Ракетная каретка с антикрылом и объектом испытаний

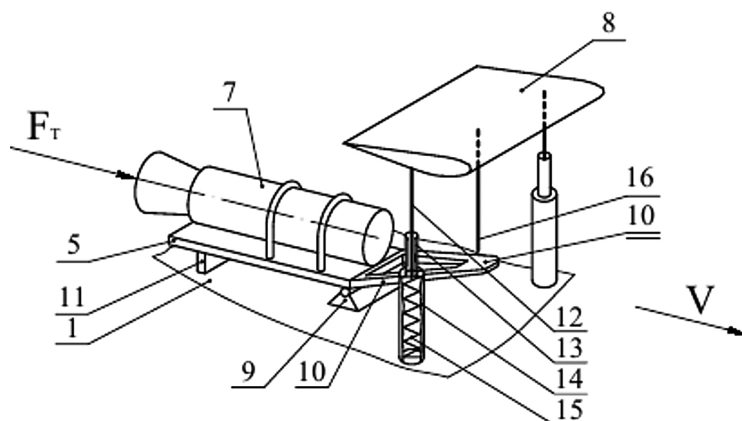


Рис. 5. Положение антикрыла в предстартовой позиции.

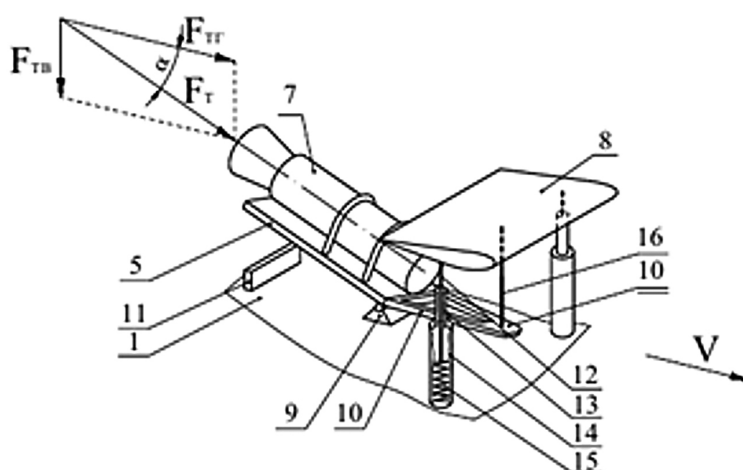


Рис. 6. Взаимодействие антикрыла с элементами управления поворотом реактивного двигателя

антикрыло, 9 — шарнирная опора, 10 — рычаг управления поворотом ложемента, 11 — неподвижная опора, 12 — вертикальные стойки, 13 — направляющие втулки, 14 — полые опоры, 15 — упругие элементы, 16 — шток; 17 — рельсовые направляющие трека. Стрелками показаны скорость (направление движения ракетной каретки), а также направление вектора тяги ракетного двигателя и его составляющих. Конструкции элементов привода, управления системой торможения, и тормозных элементов каретки на рисунках условно не показаны.

Устройство каретки аналогично писанному, за исключением того, что ложемент для установки реактивного двигателя передней частью установлен на шарнирную опору, обеспечивающую возможность его поворота относительно горизонтальной оси, и соединен с рычагом управления поворотом ложемента. Задняя часть ложемента опирается, с возможностью расстыковки,

на неподвижную опору. Антикрыло снабжено штоком-толкателем, взаимодействующим при превышении кареткой заданной скорости V с рычагом управления поворотом ложемента, с закрепленным на нем двигателем.

Торец штока под действием антикрыла давит на рычаг управления поворотом ложемента. Ложемент совместно с закрепленным на нем реактивным двигателем, будучи соединен с рычагом, поворачивается на шарнирной опоре (с расстыковкой от задней неподвижной опоры) на некоторый угол α , и таким образом вектор силы тяги двигателя $\vec{F}_T$ меняет направление от исходного горизонтального в направлении движения каретки на наклонное, с «образованием» составляющих $\vec{F}_{TV}$ и $\vec{F}_{TV}$.

При этом горизонтальная составляющая вектора тяги $\vec{F}_{TV}$, численная величина которой равна $F_T \cdot \cos \alpha$, меньше исходной F_T , обеспечивает движение каретки, а вертикальная составля-

ющая $\vec{F}_{\text{ТВ}}$, величиной $F_{\text{Т}} \cdot \sin \alpha$, увеличивает её вес, а в итоге силу трения, препятствующую движению. В силу данных причин каретка вынужденно замедляется, т.е. уменьшается величина её скорости V , а одновременно и действующей на антикрыло прижимающей силы $F_{\text{П}}$.

По мере замедления каретки, антикрыло совместно со штоком под действием упругих элементов поднимается вверх относительно несущей платформы, без потери механического контакта с рычагом, который под действием силы тяжести связанного с ним ложемент с реактивным двигателем совершает «обратный» поворот на шарнирной опоре. Процесс этот осуществляется до установления режима движения каретки с заданной скоростью. В случае следующего непреднамеренного разгона, описанный процесс взаимодействия антикрыла с элементами управления поворотом ложемента реактивного двигателя повторяется.

Выводы

1. Предлагаемый метод обеспечивает надежное и безопасное подтормаживание высокоскоростных рельсовых ракетных кареток, следствием чего является стабилизация и возможность поддержания постоянной скорости движения испытываемого объекта в течение заданного времени (или на заданной дистанции перемещения) в процессе динамических испытаний на ракетном треке.

2. В статье описаны конструкции обеспечивающие надежное и безопасное регулирование тяговых характеристик ракетного двигателя при превышении заданной скорости движения, следствием чего является стабилизация и возможность поддержания постоянной скорости движения рельсовых ракетных кареток в течение заданного времени (или на заданной дистанции перемещения).

3. Использование предложенных методов обеспечивает надёжную регулировку скорости

разгонных кареток в процессе динамических испытаний на ракетном треке.

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 конверсионные 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. ЦНИИИТИКПК. 1994. С. 43–63.
3. Ватулин Н.М., Роберов И.Г., Тарновский В.А., Фурсов Ю.С. Развитие динамических испытаний на ракетном треке // Известия РАН. 2021. № 1 (116). С. 139–148.
4. Викторов В.А., Камчатный В.Г., Клобукова В.И. и др. Патент РФ № 2244910, G01M 7/08, Стенд для ударных испытаний. 20.01.2005 Бюл. № 2.
5. D.J. Rigali, L.V. Feltz «High-Speed Monorail Rocket Sleds for Aerodynamic Testing at High Reynolds Numbers», Journal of Spacecraft and Rockets. 1968. V. 5. № 11. P. 1341–1346.
6. Колтунов В.В., Ватулин Н.М., Фурсов Ю.С. и др. Патент № 2739537 РФ, F42B 35/00, F41F 3/04, G01M 7/08, G01M 15/00, F02K 9/96 (2006.01). Ракетная каретка с управляемым торможением: № 2020120960, заявл. 25.06.2020: опубл. 25.12.2020; ФКП «НИИ «Геодезия». 9 с.
7. Колтунов В.В., Ватулин Н.М., Фурсов Ю.С. и др. Патент № 2739546 РФ, F42B 35/00 (2006.01), F41F 3/04, G01M 7/08, G01M 15/00, F02K 9/96 (2006.01). Ракетная каретка с управляемым вектором тяги: № 2020120962, заявл. 25.06.2020: опубл. 25.12.2020; ФКП «НИИ «Геодезия». 10 с.