

**УСТРОЙСТВО ДЛЯ КРЕПЛЕНИЯ ИСПЫТУЕМОГО ОБЪЕКТА  
К РАЗГОННОЙ КАРЕТКЕ В ХОДЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ  
НА РАКЕТНОМ ТРЕКЕ**

**DEVICE FOR FIXING THE TEST OBJECT TO THE ACCELERATION CARRIAGE  
DURING DYNAMIC TESTS ON THE ROCKET TRACK**

*По представлению академика РАРАН Б.В. Мацевича*

***Н.М. Ватутин, В.В. Колтунов, И.А. Жбанова, Д.Д. Неудахин, С.В. Горшенин***

*ФКП «НИО «ГБИП России»*

***N.M. Vatutin, V.V. Koltunov, I.A. Zhbanova, D.D. Neudakhin, S.V. Gorshenin***

В статье проводится анализ различных способов крепления испытуемых объектов и их последующего отделения от разгонной каретки в процессе динамических испытаний различных образцов вооружения, военной и специальной техники на высокоскоростном ракетном треке. Описывается процесс разработки и конструкция достаточно простого устройства для крепления и отстыковки испытуемого объекта от разгонной каретки.

**Ключевые слова:** динамические испытания, ракетный трек, испытуемый объект, разгонная каретка, клиновой элемент, коэффициент трения.

The article analyzes various methods of attaching test objects and their subsequent separation from the acceleration carriage during dynamic tests of various types of weapons, military and special equipment on a high-speed missile track. The development process and design of a fairly simple device for attaching and undocking the test object from the acceleration carriage are described.

**Keywords:** dynamic tests, rocket track, test object, acceleration carriage, wedge element, coefficient of friction.

До 75% от всех выделяемых на разработку перспективных или модернизацию существующих образцов вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ) средств расходуется на их экспериментальную отработку и испытания. Особенно дорогостоящими являются натурные испытания, как наиболее сложные и требующие доведения испытуемого объекта до его полной готовности. Сократить расходы на разработку можно, прежде всего, сокращая затраты на наиболее дорогостоящую опытную проверку и испытания, в особенности, на натурные испытания, за счёт использования в полигонных ус-

ловиях новых, наиболее экономичных и эффективных видов испытаний. Это в полной мере относится к испытаниям, в которых воспроизводятся или моделируются условия работы исследуемых объектов в полёте, то есть в динамике. С этой целью испытуемому объекту, с помощью тех или иных разгонных устройств, придаётся скорость, соответствующая реальному процессу его функционирования при движении на отдельных участках — при разгоне, на траектории полёта или при подходе к цели. Такие испытания принято называть динамическими [1]. По этой причине сокращение затрат на проведение дина-

мических испытаний за счёт повышения информативности и точности получаемых результатов является наиболее актуальной и важной задачей разработки ВВСТ.

Наиболее сложным является изучение процесса взаимодействия испытуемого объекта с целью. При проведении динамических испытаний ВВСТ на удар по преграде, как правило выдвигается требование по отделению от испытуемого объекта наседающей массы разгонной каретки [2, 3]. В этом случае требуется решение двух самостоятельных и достаточно сложных задач – отделение испытуемого объекта от каретки и притормаживание каретки. И если решение задачи притормаживания каретки уже рассматривалось [1–4], то вопросу отделения объекта от каретки уделялось недостаточное внимание.

Сложность задачи отделения испытуемого объекта от каретки состоит в том, что процесс отделения должен происходить так, чтобы при этом отделяемый объект не получил бы существенных начальных возмущений. Кроме того, ввиду высоких скоростей, при которых происходит отделение (1000 м/с и более), этот процесс должен происходить за время не более 5 мс.

Одним из наиболее распространённых способов отделения объекта от носителя является использование пироболтов. При их срабатывании в заданный момент времени или на заданном участке траектории движения производится разрушение соответствующих крепежных элементов. Вследствие этого объект приобретает возможность свободного перемещения со скоростью и по траектории носителя на момент отделения. Однако вероятностное воздействие на испытуемый объект отдельных элементов и продуктов взрыва, образующихся при срабатывании пироболтов, может привести к нарушению требуемых траекторных и скоростных характеристик свободного перемещения в пространстве.

Указанные недостатки частично могут быть устранены при использовании выбрасывающего устройства, в котором отделение испытуемого объекта от носителя осуществляется посредством продольного перемещения поршня-толкателя, приводимого в движение источником газов высокого давления или компактной мортиры, из которой он отстреливается с помощью вышибного заряда дымного пороха. Тем не менее, данное устройство существенно влияет на резуль-

тирующую скорость испытуемого объекта, т.к. учет начальной скорости выброса, зависящий от многих параметров весьма затруднителен.

На ФКП «НИО «ГБИП России» в свое время на аналогичном принципе был разработан узел крепления и расстыковки испытуемого объекта, в котором он закрепляется за донную часть. После подачи команды на пиропатроны объект одновременно освобождается по всему периметру крепления и выталкивается вперёд усилием сжатых пружин (рис. 1).

Если испытуемый объект представляет собой массивный объект большого калибра, для его отделения может использоваться компактная мортира, из которой он отстреливается с помощью вышибного заряда дымного пороха. При испытании объектов, исключающих возможность их крепления за донную часть или отстрела из мортиры, они жёстко крепятся за разгонную картку хомутами (рис. 2). Данное крепление ис-

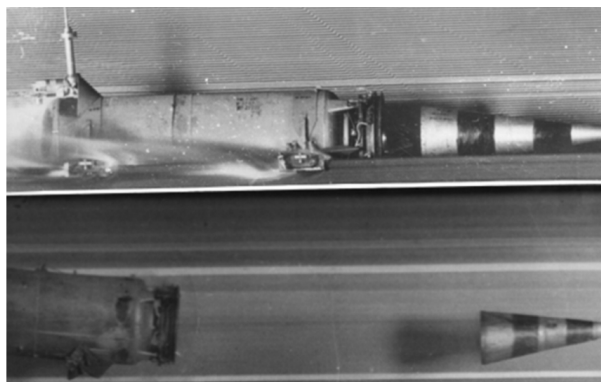


Рис. 1. Узел донного крепления и расстыковки испытуемого объекта



Рис. 2. Общий вид крепления объекта испытаний к разгонной каретке

ключает возможность последующего отделения каретки от испытуемого объекта и после схода с трека они движутся к преграде вместе (рис. 3), что оказывает существенное влияние на точность результатов получаемых в результате испытаний, т.к. наседающая масса разгонной каретки оказывает заметное негативное действие.

Кроме того, известно устройство, в котором удержание испытуемого объекта на носителе осуществляется совокупностью кулачкового механизма с фиксирующими элементами. Данное устройство может быть использовано и для решения обратной задачи, — на отделение объекта от носителя при отрицательном ускорении заданной величины. Однако существенным его недостатком является достаточно сложная конструкция, а отсюда и высокая стоимость, и сложность настройки на срабатывание для отделения объекта.

По этой причине широкое применение нашли более простые устройства, в которых для крепления и отстыковки испытуемого объекта применяется охватывающий кольцевой элемент, и связанный с ним фиксирующий элемент. Фиксирующий элемент в этом устройстве выполняется в виде одного подпружиненного кулачка. При установке испытуемого объекта на носитель кулачок сначала удерживает его в заданном положении за счет силы трения. При приобретении носителем необходимых кинетических характеристик, за счет собственного движителя или отрицательного ускорения носителя, объект приходит в движение относительно исходной позиции на носителе, кулачок за счет силы трения между ним и объектом поворачивается, и таким образом осуществляется отстыковка объекта. Недостатком данной конструкции, тем не менее, также является относительная ее сложность, возможность повреждения внешнего корпуса объекта кулачком при его повороте при фиксации и последующей отстыковке.

В результате анализа всех известных технических решений специалистами ФКП «НИО «ГБИП России» была предложена упрощенная конструкция устройства для крепления и отстыковки испытуемого объекта от носителя — разгонной каретки, обеспечивающая целостность оболочки объекта [5].

Устройство для крепления и отстыковки объекта испытаний от каретки ракетного трека

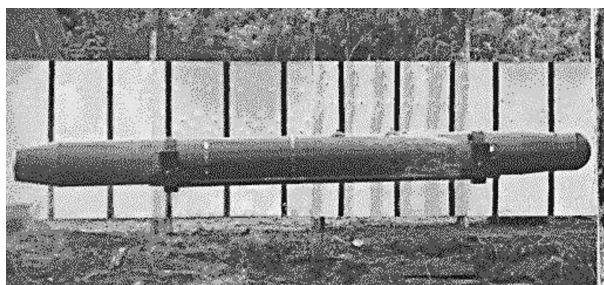


Рис. 3. Испытуемый объект вместе с разгонной кареткой перед преградой после схода с трека

(рис. 4–6) состоит из размещенных на несущей конструкции каретки 1 и предназначенных для ориентированного размещения объекта испытаний ложеента 2, охватывающего его кольцевого элемента 3, а также, взаимодействующего с кольцевым охватывающим элементом, фиксирующего элемента 4. Кольцевой элемент 3 в месте расположения фиксирующего элемента 4 выполнен с пазом 5, имеющим переменное по длине П-образное сечение, с двумя поверхностями параллельными геометрической оси кольцевого элемента, и третьей — наклонной относительно этой же оси, а фиксирующий элемент 4 выполнен в виде клина. Конфигурация поверхности паза, наклонной относительно геометрической оси кольцевого элемента отображена на рис. 4, 5, а поверхностей параллельных этой же оси, при установленном фиксирующем клине, на рис. 6.

Варианты исполнения фиксирующего клина из двух свободно соприкасающихся плосковыпуклых и двуклиновых (клиновидных) элемен-

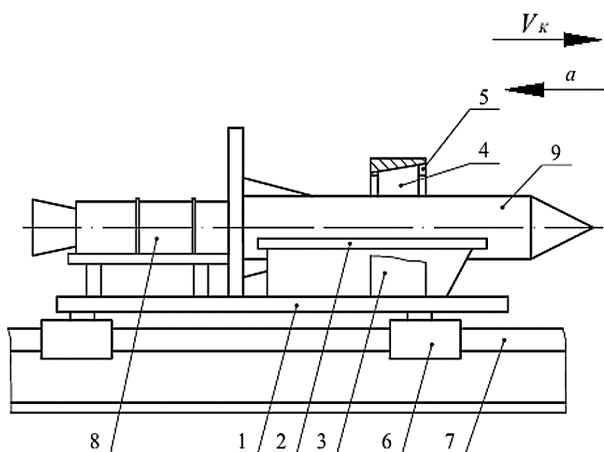


Рис. 4. Схема ракетной каретки с устройством для крепления и отстыковки объекта испытаний

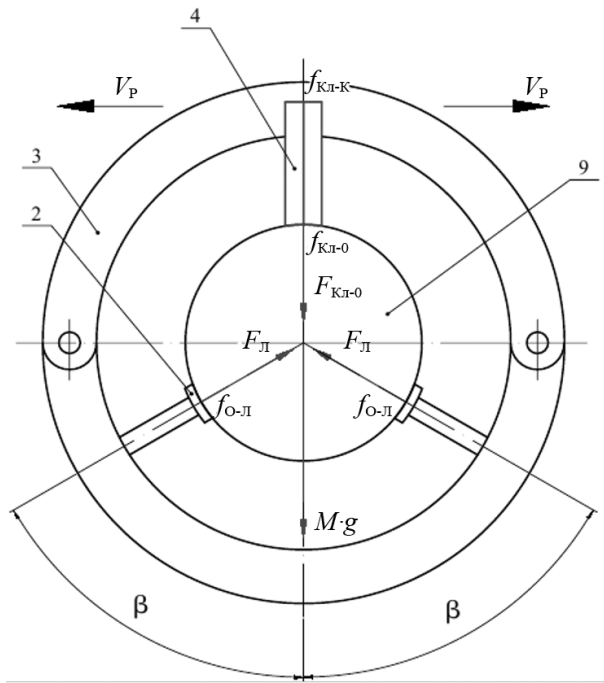


Рис. 5. Расчётная схема силового взаимодействия испытуемого объекта с устройством крепления

тов аэродинамического профиля (сечение А–А рис. 6), обеспечивающих их вылет в разные стороны от предполагаемой траектории движения объекта испытаний после расстыковки, схематично представлены на рис. 4.

Несущая конструкция каретки 1 опорными башмаками 6 устанавливается на рельсовые направляющие 7. В движение каретка приводится толкающими двигателями 8. Испытуемый объект 9 размещен на ложементе 2 и зафиксирован внутри кольцевого элемента 3 посредством клинового элемента 4 (далее по тексту — клин).

На рис. 4, 5 и 6 показано: « $V_k$ » — направление движения каретки с испытуемым объектом; « $a$ » — направление действия отрицательного ускорения при торможении и последующей отстыковки от нее объекта испытаний; « $F$ » — различные усилия; « $f$ » — коэффициенты трения.

Выполнение кольцевого элемента с таким пазом, позволяет в качестве последнего использовать устанавливаемую при монтаже на каретке испытуемого объекта «закладную деталь» в виде клина. Эта деталь удерживается за счет сил трения с одной стороны наклонной поверхностью паза, а с другой — поверхностью корпуса объекта испытаний. Две взаимно параллельные стенки паза обеспечивают необходимую ориентацию

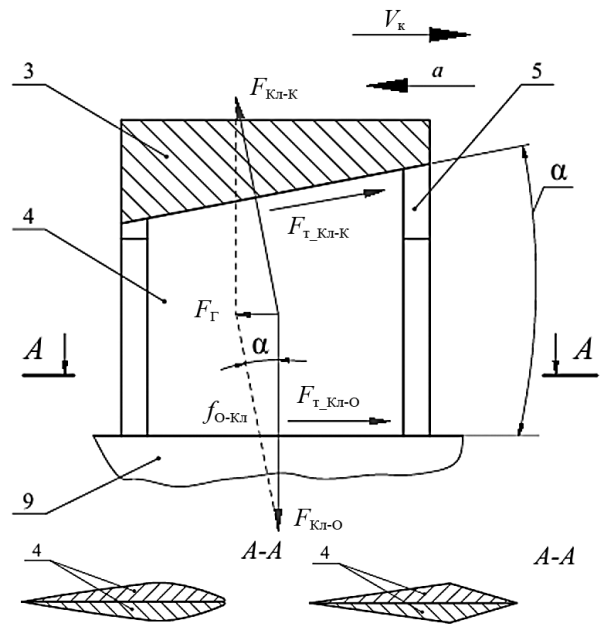


Рис. 6. Расчётная схема для определения предварительного усилия установки фиксирующего элемента и варианты аэродинамических профилей элементов

фиксирующего элемента, сначала облегчающую его исходную установку для крепления испытуемого объекта, а затем — направленный выход этого элемента из паза при отстыковке объекта от каретки ракетного трека. Наклонная стенка паза позволяет выполнить фиксирующий элемент в виде клина, что даст простоту его установки при одновременном обеспечении усилия «запрессовки», необходимого для надежной фиксации испытуемого объекта. Для удобства монтажа испытуемого объекта кольцевой элемент может быть выполнен из разъемных полуколец, с возможностью их взаимного соединения.

Предлагаемое устройство работает следующим образом. Когда разгонная каретка с испытуемым объектом под действием реактивных двигателей 8 приобретет требуемую скорость « $V_k$ » и начнется её принудительное торможение, испытуемый объект под воздействием возникающего отрицательного ускорения « $a$ » начнет перемещаться вперед. Под действием силы трения между поверхностью объекта и клином, последний выходит из зацепления с верхней наклонной поверхностью П-образного паза в охватывающем элементе каретки и начинает самостоятельное движение. Вследствие этого происходит отстыковка объекта от каретки. Испытуемый объект

9 под воздействием силы инерции начинает перемещаться вперёд, преодолевая силы трения его поверхности с ложементом 2 и, совместно с клином 4, с верхней наклонной поверхностью паза 5 кольцевого элемента 3. Клин при этом выходит из контакта с наклонной поверхностью паза, силовые взаимодействия объекта с фиксирующим клином, и клина с пазом прекращаются, начинается самостоятельное движение по инерции с отстыковкой объекта от каретки.

Если клин выполнен из двух свободно соприкасающихся по короткой стороне или установленных с минимальным зазором элементов с поперечным сечением в форме аэродинамического профиля, то под действием набегающего воздушного потока эти элементы «разъединяются» друг от друга и за счет проявления аэродинамических сил разлетаются в стороны от траектории движения объекта испытаний после его отстыковки от каретки.

В случае использования для фиксации объекта испытаний на каретке нескольких отдельных разнесенных (несоприкасающихся) клиновых элементов (рис. 6), при соответствующей исходной ориентации аэродинамических профилей, их разлет осуществляется по аналогичному механизму.

Указанный режим отстыковки объекта от каретки выполняется, когда коэффициент трения между поверхностями клина и оболочки объекта испытаний  $f_{\text{Кл-О}}$  больше коэффициентов трения между поверхностью объекта испытаний и опорной поверхностью/поверхностями ложементов  $f_{\text{О-Л}}$ , а также коэффициента трения между наклонной поверхностью клина и наклонной поверхностью паза кольцевого элемента  $f_{\text{Кл-К}}$ . Это условие достигается или соответствующим подбором материалов, или же соответствующей обработкой вышеуказанных фрикционно взаимодействующих поверхностей элементов конструкции.

Клин представляется целесообразным выполнять из двух свободно соприкасающихся или установленных с минимальным зазором элементов. При этом они имеют в поперечном сечении форму аэродинамического профиля, например, плосковыпуклую или двуклиновую (клиновидную). Такой профиль обеспечивает их разлет в стороны от траектории движения испытуемого объекта после его отстыковки от каретки. Для изготовления клиньев целесообразно использо-

вать материалы обладающий низкой плотностью и достаточной прочностью — дерево, пластмасса или аналогичные относительно малоплотные материалы, что обеспечит при разлете более быстрое их торможение, и гарантированно исключает возможность достижения ими зоны действия испытываемого объекта у цели.

Если использовать в качестве клина один элемент с профилем аэродинамической формы, то при разгоне каретки создаваемая им составляющая аэродинамической силы, направленная перпендикулярно вектору скорости, создаст по отношению к каретке опрокидывающий момент. Это приведёт к неравномерной нагрузке на опорные башмаки и рельсовые направляющие и будет сказываться на условиях приобретения кареткой необходимой скорости.

В случае же использования для фиксации объекта испытаний на каретке нескольких отдельных несоприкасающихся клиновых элементов, они должны устанавливаться с ориентацией аэродинамических профилей, обеспечивающей создание взаимно компенсирующих указанных составляющих аэродинамических сил, и соответственно их вылет в разные стороны от предполагаемой траектории движения объекта испытаний.

После установки испытуемого объекта на ложемент 2 и фиксации внутри кольцевого элемента 3 клином 4 объект (рис. 5) в процессе разгона каретки до заданной скорости он подвергается воздействию силы тяжести  $M \cdot g$ , силы воздействия клина  $F_{\text{Кл-О}}$ , а также опорных реакций со стороны ложементов  $F_{\text{Л}}$ .

Из условия равновесия действия указанных сил по вертикали следует, что

$$F_{\text{Л}} = \frac{(F_{\text{Кл-О}} + M \cdot g)}{2 \cdot \cos \beta}, \quad (1)$$

где  $\beta$  — угол расположения отдельной опорной поверхности ложементов.

От продольного перемещения в направлении движения каретки испытываемый объект 9 удерживается совокупностью сил трения — по поверхностям ложементов 2:

$$F_{\text{т-О-Л}} = 2 \cdot F_{\text{Л}} \cdot f_{\text{О-Л}}, \quad (2)$$

где  $f_{\text{О-Л}}$  — коэффициент трения между поверхностью испытываемого объекта и опорной поверхностью ложементов.

А также, с учетом того, что при начале расстыковки фиксирующий элемент (клин) должен перемещаться совместно с объектом — горизонтальной составляющей силы трения между клином 4 и верхней поверхностью паза 5 в кольцевом элементе 3 (рис. 3):

$$F_{T_{\text{Кл-К}}} = F_{\text{Кл-К}} \cdot f_{\text{Кл-К}} \cdot \cos \alpha,$$

где  $F_{\text{Кл-К}}$  — нормальная составляющая к верхней поверхности паза от распорного усилия клина, Н;

$f_{\text{Кл-К}}$  — коэффициент трения между наклонной поверхностью клина и верхней поверхностью паза;

$\alpha$  — угол клина (градус), определяемый из условия  $f_{\text{Кл-К}} \leq \text{tg} \alpha$ .

При достижении кареткой заданной скорости  $V_{\text{к}}$  и последующем торможении с применением известных способов (тормозными башмаками, гидроторможением) с заданной величиной отрицательного ускорения  $a$ , объект испытаний подвергается воздействию силы инерции  $M \cdot a$ , направленной по направлению движения.

Таким образом, для отстыковки объекта испытаний от каретки-носителя в момент торможения с заданным ускорением необходимо выполнение условия:

$$M \cdot a = 2 \cdot F_{\text{Л}} \cdot f_{\text{О-Л}} + F_{\text{Кл-К}} \cdot f_{\text{Кл-К}} \cdot \cos \alpha,$$

или с учетом зависимости (2):

$$M \cdot a = \frac{(F_{\text{Кл-О}} + M \cdot g)}{\cos \beta} \cdot f_{\text{О-Л}} + F_{\text{Кл-К}} \cdot \cos \alpha \cdot f_{\text{Кл-К}}. \quad (3)$$

При установке испытываемого объекта 9 на ложемент 2 каретки необходимо обеспечить фиксацию его клином 4 с некоторым предварительным горизонтальным усилием установки  $F_{\text{Г}}$ .

Однако под действием разгонного ускорения  $a_{\text{р}}$  на клин в горизонтальном направлении действует сила инерции  $F_{\text{И}}$ :

$$F_{\text{И}} = m \cdot a_{\text{р}},$$

где  $m$  — масса клина, кг.

В то же время, в процессе разгона каретки до заданной величины скорости  $V_{\text{к}}$  на клин действует еще и дополнительная аэродинамическая

сила  $F_{\text{ВН}}$  (воздушный напор), максимальная величина которой составит:

$$F_{\text{ВН}} = C_{\text{Х}} \cdot S_{\text{Кл}} \cdot \rho \cdot V^2 / 2,$$

где  $C_{\text{Х}}$  — коэффициент аэродинамического сопротивления;

$S_{\text{Кл}}$  — площадь миделевого сечения клина, м<sup>2</sup>;

$\rho$  — плотность воздуха при текущих метеорологических условиях, кг/м<sup>3</sup>.

Таким образом, при приобретении кареткой с испытываемым объектом заданной скорости  $V_{\text{к}}$  перед началом торможения результирующая горизонтальная сила, действующая на клин, будет определяться как:

$$F_{\text{Г}} = F_{\text{У}} + F_{\text{И}} + F_{\text{ВН}} = F_{\text{У}} + m \cdot a_{\text{р}} + C_{\text{Х}} \cdot S_{\text{Кл}} \cdot \rho \cdot V^2 / 2. \quad (4)$$

Приняв во внимание в соответствии со схемой рис. 6, что величины ранее обозначенных силовых факторов могут быть определены как:

$$F_{\text{Кл-О}} = F_{\text{Г}} / \text{tg} \alpha = F_{\text{Г}} \cdot \text{ctg} \alpha; \quad (5)$$

$$F_{\text{Кл-К}} = F_{\text{Г}} / \sin \alpha.$$

Зависимость (3) может быть преобразована к виду:

$$M \cdot a = \frac{(F_{\text{Г}} \cdot \text{ctg} \alpha + M \cdot g)}{\cos \beta} \times f_{\text{О-Л}} + F_{\text{Г}} \cdot f_{\text{Кл-К}} \cdot \text{ctg} \alpha.$$

Откуда величина результирующей горизонтальной силы, действующей на клин в момент расстыковки определится как:

$$F_{\text{Г}} = \frac{M \cdot a - \frac{M \cdot g}{\cos \beta} \cdot f_{\text{О-Л}}}{\text{ctg} \alpha \cdot \left( \frac{f_{\text{О-Л}}}{\cos \beta} + f_{\text{Кл-К}} \right)}. \quad (6)$$

Используя полученное выражение (6) с учетом (4) можно определить величину предварительного горизонтального усилия установки клина  $F_{\text{Г}}$ :

$$F_y = \frac{M \cdot a - \frac{M \cdot g}{\cos \beta} \cdot f_{0-Л}}{\operatorname{ctg} \alpha \cdot \left( \frac{f_{0-Л}}{\cos \beta} + f_{\text{Кл-К}} \right)} - m \cdot a_p - C_x \cdot S_{\text{Кл}} \cdot \rho \cdot V^2 / 2.$$

Зависимость (6) с учетом (1) и (5) также позволяет определить действующую на объект силу со стороны клина  $F_{\text{Кл-О}}$ , а также опорные реакции со стороны ложементов  $F_{\text{Л}}$ , что, в свою очередь, даст возможность рассчитать площади взаимодействующих поверхностей исходя из условий соблюдения целостности оболочки испытываемого объекта.

В результате проведенного анализа известных способов крепления испытываемых объектов и их последующего отделения от разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке предложен способ и описана конструкция устройства для крепления и отстыковки объекта испытаний от разгонной каретки. По сравнению с ранее применявшимися устройствами предлагаемая конструкция является более простой и обеспечивающей надежную отстыковку испытываемого объекта от разгонной каретки под действием возникающего отрицательного ускорения. Описываемые в статье теоретические зависимости могут быть использованы для разработки инженерной методики расчета конструкции устройства.

## 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. Ватутин 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. Волков В.Т., Ватутин Н.М., Колтунов В.В., Фурсов Ю.С. Методы торможения разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке // Известия РАН. 2021. № 4 (119). С. 122–129.
5. Ватутин Н.М., Колтунов В.В., Жбанова И.А., Неудахин Д.Д. и др. Устройство для крепления и отстыковки объекта испытаний от каретки ракетного трека. Патент 2753418 Рос. Фед., МПК F42B35/00 F41F30/52 G01M7/08, заявитель и патентообладатель ФКП «НИО «ГБИП России» — № 2020140255 заявл. 07.12.20, опубл. 16.08.21. Бюл. № 23.