

УДК 629.7.085.2

## Методика подбора основных параметров веретена трехпозиционного гидродомкрата-тормоза, входящего в состав устройства направляющего модифицированного для ракет-носителей семейства «Союз-2»

Л.А. Фабиян<sup>1</sup>, А.В. Золин<sup>2</sup>, А.Ю. Украинский<sup>3</sup><sup>1</sup> ЗАО «КИА Системы», 105120, Москва, Российская Федерация, ул. Золоторожский Вал, д. 38а<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1<sup>3</sup> Филиал ФГУП ЦЭНКИ — НИИСК им. В.П. Бармина, 111024, Москва, Российская Федерация, ул. Пруд Ключики, д. 12а

## The selection method for basic parameters of the spindle of the three-positional hydraulic jack-brake included in the modified guidance device for carrier rockets of the Soyuz family

L.A. Fabiyan<sup>1</sup>, A.V. Zolin<sup>2</sup>, A.Y. Ukrainsky<sup>3</sup><sup>1</sup> JSC «KIA Systems», 105120, Moscow, Russian Federation, Zolotorozhsky Val, Bldg. 38a<sup>2</sup> BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1<sup>3</sup> Scientific and Research Institute of Launch Complexes Barmin NIISK, Branch of the Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure TsENKI, 111024, Moscow, Russian Federation, Prud Klyuchiki St., Bldg. 12a

e-mail: l.fabiyan@kiasystems.ru, sm8@sm8.bmstu.ru



В настоящее время необходима доработка комплекса стартового оборудования для ракет-носителей (РН) семейства «Союз», в частности, гидродомкрата-тормоза устройства направляющего. Для работы с некоторыми модификациями этих РН применение существующего агрегата невозможно, поскольку это требует проведения демонтажно-монтажных работ для осуществления пуска разных модификаций изделия. Проанализирована возможность создания универсального устройства, обеспечивающего пуск всех модификаций РН данного семейства. Рассмотрена методика подбора основных параметров профиля веретена трехпозиционного гидродомкрата-тормоза, применяемого для отвода рамной конструкции под действием собственного веса на примере устройства направляющего модифицированного, входящего в состав стартового оборудования существующего и проектируемого ракетных комплексов. Применение устройства направляющего модифицированного с универсальным трехпозиционным гидродомкратом-тормозом позволит осуществлять пуски РН различных модификаций на одном оборудовании, что в значительной степени упростит процесс подготовки и старта. Результаты расчетов подтвердили целесообразность применения данной методики.

**Ключевые слова:** стартовое оборудование, устройство направляющее, гидродомкрат-тормоз.



The relevance of this study derives from the need to improve launching equipment for carrier rockets of the Soyuz family, particularly, the hydraulic jack-brake of the guidance sys-

tem. The existing hydraulic jack-brake cannot be used with some modifications of the carrier rockets as it would require dismantling and reassembling to launch different types of carrier rockets. The study investigates a possibility of creating a universal device that could be used with all the modifications of carrier rockets of this family. The selection method for basic parameters of the spindle profile of the three-positional hydraulic jack-brake is analyzed. The hydraulic jack-brake is used to remove the frame structure under its own weight. A modified guidance device from the existing and future rocket launch equipment is used as an example. The utilization of the guidance device modified with the universal three-positional hydraulic jack-brake will make it possible to launch carrier rockets of various modifications on the same hardware, which will greatly simplify the process of preparation and launch. The results of the calculations have shown that the use of this method is justified.

**Keywords:** launch equipment, guidance device, hydraulic jack-brake.

Космические средства выведения среднего класса типа «Союз» — семейство ракет-носителей (РН), созданных на базе межконтинентальных баллистических ракет «Р7» и «Р7А». Основным преимуществом РН семейства «Союз» перед аналогичными по характеристикам является их высокая надежность и широкие возможности по выведению на орбиту космических аппаратов среднего класса. Высокая надежность старта обеспечивается во многом благодаря уникальной стартовой системе, разработанной под руководством В.П. Бармина.

Многолетняя эксплуатация стартовых комплексов в самых сложных климатических условиях республики Казахстан и Российского Севера при температуре воздуха  $-40...+50$  °С, осадках и сильных ветрах подтвердили их высокую надежность, а относительная простота конструкции и удобство обслуживания обеспечили их долговечность.

Актуальность данного исследования объясняется тем, что в настоящее время ведутся работы по созданию нового поколения РН семейства «Союз», среди которых существует модификация РН «Союз-2» этапа 1В, представляющая собой центральный блок ракеты космического назначения (РКН) с двигателем НК-33-1 разработки СНТК им. Н.Д. Кузнецова, обладающим более чем вдвое большей тягой по сравнению с используемым на «Союз-2» этапов 1А и 1Б двигателем РД-108. Для осуществления запусков этой ракеты было принято решение использовать комплексы наземного оборудования для более ранних РН семейства «Союз» [1]. Однако, поскольку конфигурация и габариты нового РН отличаются от предшествующих, необходима доработка некоторых узлов, в частности, устройства направляющего (УН).

В состав стартовой системы входят четыре УН, которые предназначены для удержания РКН, подвода кабелей к гнездам кабельных

разъемов и отвода их в необходимый момент [2]. Отвод производится под воздействием собственного веса.

Устройства направляющие расположены равномерно по окружности поворотного круга. Существуют две разновидности УН, отличающиеся наличием крепления для нижней кабель-мачты (НКМ). Крепление НКМ служит для сцепления УН и НКМ и удержания НКМ в рабочем положении. Наличие паза в гнезде обеспечивает расстыковку УН и НКМ при их отводе от РКН.

Устройство направляющее представляет собой рамную металлическую конструкцию, шарнирно связанную с основанием и состоящую из следующих основных узлов и деталей: рамы, головки направляющей, ограничителя, подшипника левого, подшипника правого, стяжек, хомута, площадки, скоб и лестниц. Рама является основным силовым узлом УН и состоит из левого и правого стержней, выполненных для создания большей жесткости из труб с накладками и соединенных между собой сварными коробами, швеллерами и поперечными трубами. Вдоль стержней приварены гнутые из листа уголки, которые закрываются крышками и запираются крючками, образуя желоба. В эти желоба укладываются кабели, прокладываемые к гнездам кабельных разъемов. Ось вращения рамы устанавливается в левый и правый подшипники. Левый подшипник имеет два конических роликоподшипника, воспринимающих радиальную и осевую нагрузки. В правом подшипнике установлен сферический двухрядный роликоподшипник, который позволяет компенсировать неточность изготовления вала по длине и изменение длины вала при перепадах температуры. Стяжки и хомут предназначены для крепления на левом стержне УН ловителя (в состав УН не входит). С их помощью можно регулировать его конечное положение.

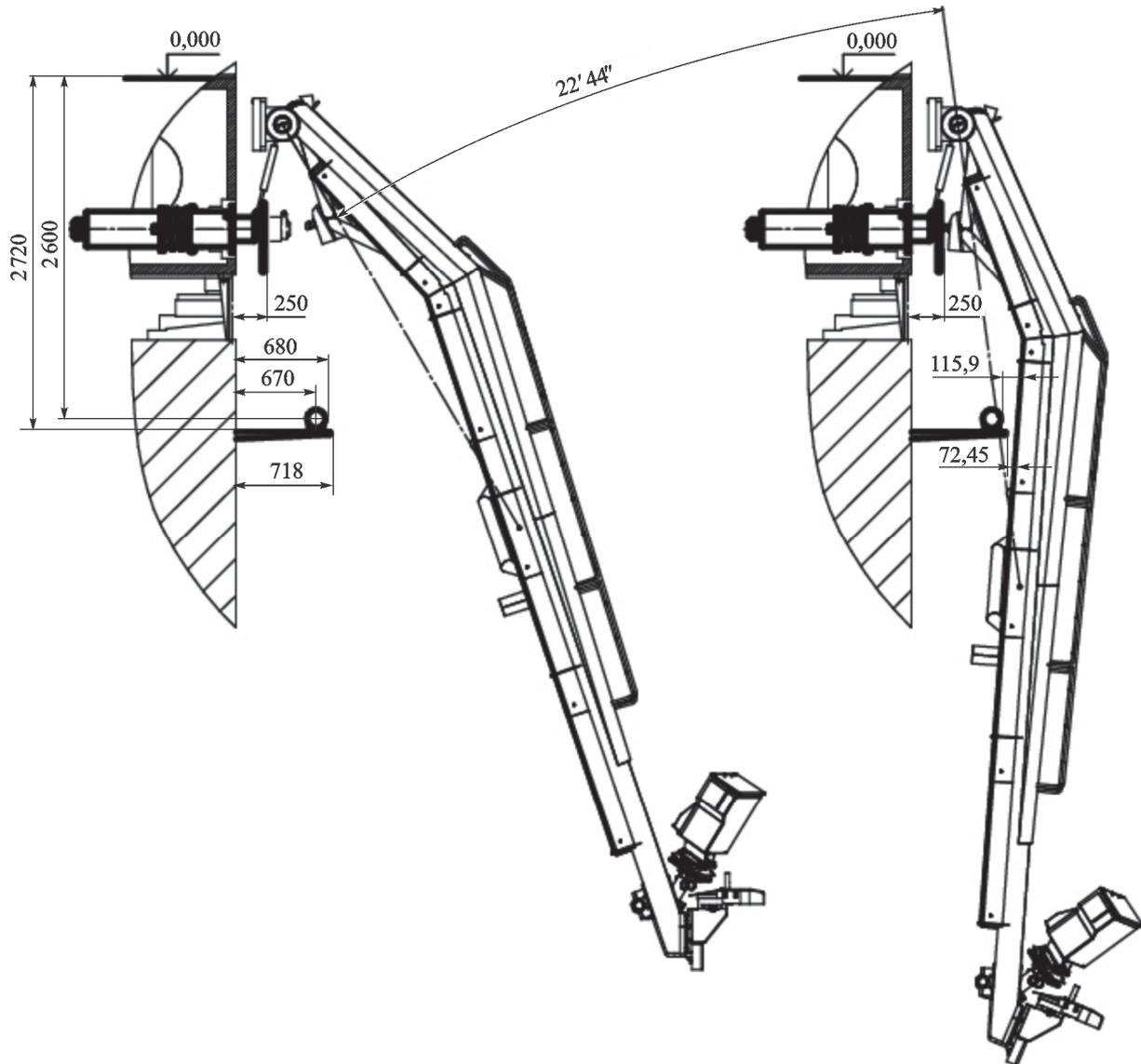


Рис. 1. Схема отвода УН

Из исходного положения в рабочее УН поднимается гидродомкратом-тормозом (ГДТ). В рабочем положении УН захват головки направляющей, состыкованный с кронштейном РН, является направляющим элементом и в то же время удерживает УН в рабочем положении. При освобождении захвата головки направляющей УН «падает» из рабочего положения в исходное (рис. 1). При этом происходит разрыв кабельных разъемов за счет натяжения цепей и тросов, соединяющих гнезда кабельных разъемов с ловителем. «Падая», УН ударяется бойком в подвижный упор ГДТ, происходит плавное торможение и остановка.

Цель работы — составление методики расчета процесса отвода универсального устройства направляющего модифицированного (УНМ) для

РН семейства «Союз» всех модификаций методом одномассовой модели с последующим расчетом усилий в ГДТ с применением программного комплекса PTC Mathcad.

При закреплении РКН «Союз-2» этапа 1В в нижнем силовом поясе угол поворота УН относительно вертикальной оси составляет  $\sim 40^\circ$  по сравнению с  $\sim 20^\circ$  для этапов 1А и 1Б (рис. 2). В таком положении УН обладает большей потенциальной энергией, которая должна быть плавно поглощена для обеспечения безударного движения УН, что и обеспечивает ГДТ. Принцип работы ГДТ заключается в прохождении конического веретена через профилированное очко дросселя в среде рабочей жидкости (масла). Перетекание рабочей жидкости происходит под давлением, которое и создает усилие

на поршень. Это усилие, в свою очередь, создает тормозящий момент, значение которого зависит от текущего угла поворота и угловой скорости. Поскольку конструкция УНМ предполагает его применение для удержания РН семейства «Союз» всех модификаций, углы поворота отличаются от таковых при использовании существующего УН, что, в свою очередь, требует отдельного расчета.

Гидродомкрат-тормоз существующего УН состоит из следующих основных узлов и деталей: кожух, цилиндр, плунжер, веретено, регулирующее кольцо (рис. 3) [3].

Кожух предназначен для крепления ГДТ и защиты плунжера от механических повреждений.

Цилиндр является подвижным звеном ГДТ. В нем запрессованы две направляющие втулки из антифрикционного чугуна. В одной из этих втулок установлены две резиновые манжеты, уплотняющие кольцевой зазор между цилиндром и плунжером. В цилиндр ввинчена головка, которая поднимает веретено. В цилиндре предусмотрено закрываемое пробкой отверстие для выпуска воздуха при заполнении ГДТ маслом. Выступающий конец цилиндра имеет ускорительную головку, состоящую из головки, подушки и набора тарельчатых пружин. Резьбовое соединение цилиндра с головкой уплотняется резиновым кольцом. Ускорительная головка предназначена для плавного разгона цилиндра в момент удара УН до скорости, равной линейной скорости ударного бойка УН.

Плунжер представляет собой узел, состоящий из трубы, уха и регулирующего кольца.

С помощью пружины и подвижного кольца цилиндр ГДТ отводится от УН, закрепленного

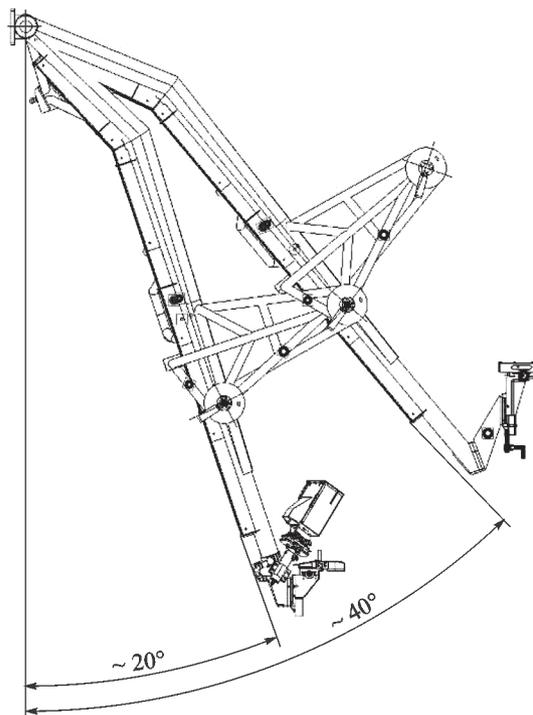


Рис. 2. Углы отвода УН

в рабочем положении, в предупредное положение, что обеспечивает свободное «падение» УН на начальном участке отброса.

Рассмотрим принцип действия ГДТ УН. При подъеме УН масло насосом подается во внутреннюю полость плунжера, откуда через кольцевой зазор между регулирующим кольцом и веретеном оно поступает во внутреннюю полость цилиндра. При движении цилиндр упорным кольцом воздействует на пальцы подвижного кольца и сжимает пружину. При переключении гидросистемы на слив цилиндр под действием пружины отходит в предупредное по-

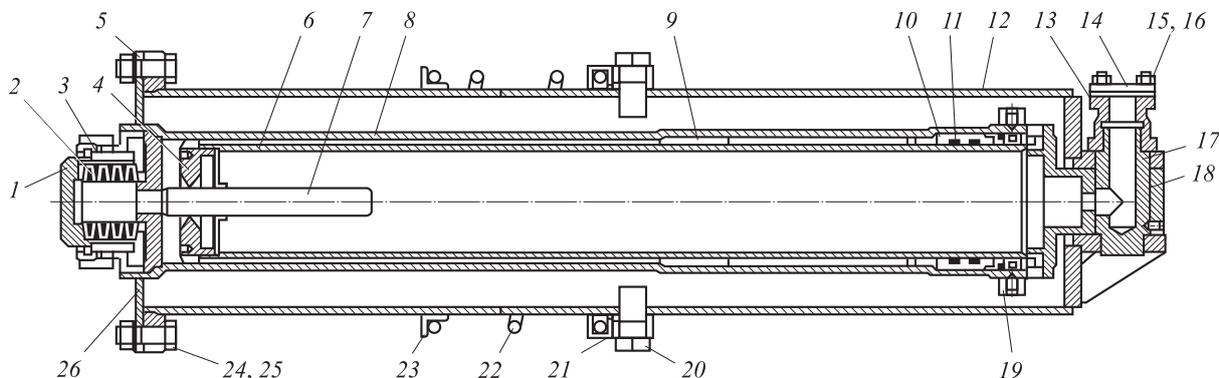


Рис. 3. Схема ГДТ УН:

- 1 — подушка; 2 — пружина тарельчатая; 3 — головка; 4 — кольцо регулирующее; 5 — опора транспортная; 6 — плунжер; 7 — веретено; 8 — цилиндр; 9, 10 — втулки; 11, 18, 26 — кольца; 12 — кожух; 13 — прокладка; 14 — заглушка; 15 — шпилька; 16, 25 — гайки; 17 — ось; 19 — кольцо упорное; 20 — палец; 21 — кольцо подвижное; 22 — пружина; 23 — кольцо неподвижное; 24 — болт

ложение. Подушка головки ГДТ находится на траектории движения бойка УН. При отбросе УН из рабочего положения в исходное в момент соударения с ГДТ ускорительная головка плавно разгоняет цилиндр.

Торможение «падающей» УН происходит за счет трения в жидкости при перетекании ее из цилиндра в плунжер через кольцевой зазор между регулирующим кольцом и веретеном. Из плунжера масло выдавливается через трубопровод в сливной бачок.

Принципиальное отличие расчета УНМ от расчета существующего УН заключается в измененной конфигурации ГДТ УНМ, в частности, в модификации профиля и длины веретена, что влечет за собой существенную доработку конструкции ГДТ в целом.

Веретено ГДТ существующего УН представляет собой конический профиль с одним участком свободного хода УН и одним участком активного торможения и используется для отвода конструкции с малого угла (рис. 4, а).

Поскольку УНМ предполагает использование одного и того же ГДТ для отвода конструкции с разных углов (малого и большого), очевидна необходимость ввода еще одного участка свободного хода УН и одного участка активного торможения для отвода конструкции с большого угла — для максимального гашения кинетической энергии при движении конструкции с большого угла ( $\sim 40^\circ$ ) до малого ( $\sim 20^\circ$ ), после которого торможение УН будет осуществляться точно так же, как и при отводе существующего УН с малого угла (рис. 4, б).

Такой подход дает ряд преимуществ. Во-первых, с вводом дополнительного участка и сохранением основного отпадает необходимость в расчете и подборе участка профиля

веретена, на котором будет осуществляться отвод конструкции УН СС «Союз-2» этапов 1А и 1Б (при условии достаточного гашения кинетической энергии на вводимом участке). Во-вторых, при вводе дополнительного участка и сохранении основного участка профиля веретена обеспечивается условие гарантированного отвода конструкции за счет начального свободного хода.

Так как профиль веретена ГДТ УНМ является сложным и принципиально отличается от профиля веретена ГДТ существующего УН, очевидно, что получить его, единожды просчитав характеристики движения УН, не представляется возможным. Необходимо отслеживать характер торможения УН при изменениях профиля веретена. Для этой цели в программном комплексе РТС Mathcad была создана программа для подбора профиля веретена ГДТ УНМ, позволяющая варьировать основными геометрическими параметрами ГДТ УНМ [4].

Используя методы моделирования движения конструкций с последующим расчетом, создадим одномассовую расчетную модель и расчетную схему для дальнейшего исследования путем варьирования основными геометрическими параметрами профиля веретена ГДТ (рис. 4, в) [5–7].

Метод одномассовой модели основан на представлении движения всей конструкции в виде плоского движения абсолютно жесткого тела с геометрическими и массовыми характеристиками реальной конструкции [8]. В этом случае кинематический расчет сводится к решению дифференциального уравнения вращения абсолютно жесткого тела вокруг неподвижной оси [9]:

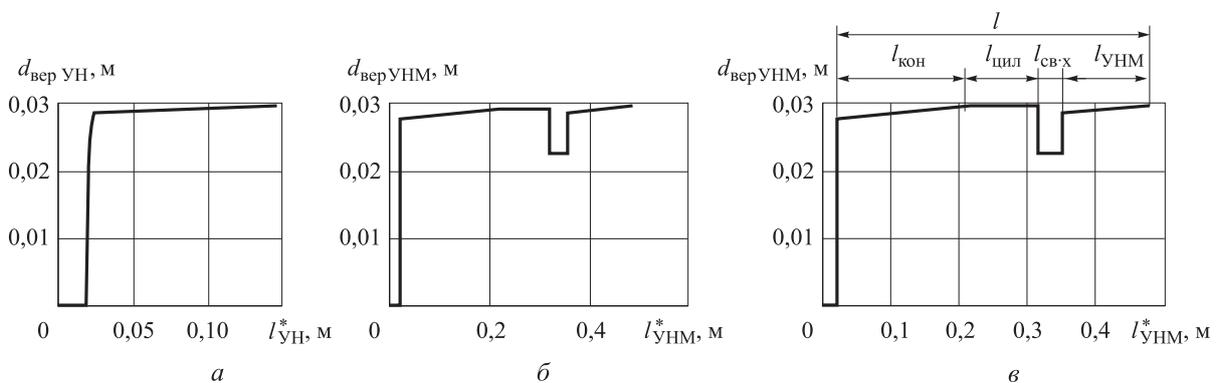


Рис. 4. Зависимость диаметра веретена от длины веретена ГДТ:

а — существующее УН; б — УНМ; в — основные расчетные параметры веретена УНМ;  $l$  — длина веретена;  $l_{\text{кон}}$  — длина конусной части вводимого участка активного торможения;  $l_{\text{цил}}$  — длина цилиндрической части вводимого участка свободного хода;  $l_{\text{св.х}}$  — длина вводимого участка свободного хода;  $l_{\text{УНМ}}$  — длина участка веретена для отвода УНМ на малый угол

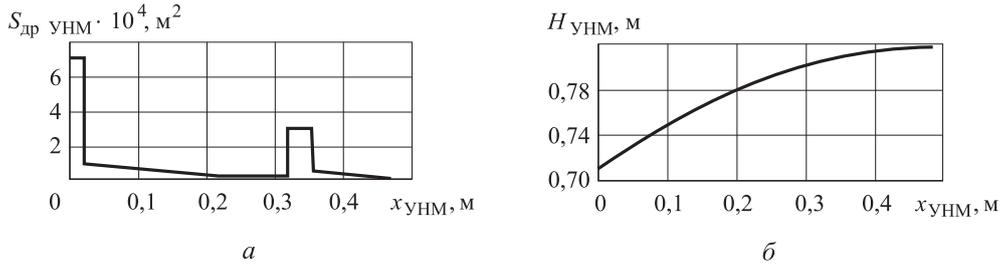


Рис. 5. Зависимость площади дроссельного отверстия (а) и длины плеча (б) от хода цилиндра

$$J\ddot{\phi} = M - PH, \tag{1}$$

где  $J$  — момент инерции конструкции;  $\ddot{\phi}$  — угловое ускорение конструкции;  $M$  — движущий момент;  $P$  — сила гидравлического сопротивления ГДТ;  $H$  — длина плеча, на котором действует усилие ГДТ.

Таким образом, имеем дифференциальное уравнение 2-го порядка. Решим это уравнение одним из численных методов и получим распределения  $\phi(t)$ ,  $\dot{\phi}(t)$ ,  $\ddot{\phi}(t)$ . Зная данные распределения, в дальнейшем можем определить усилия в ГДТ.

Сила гидравлического сопротивления ГДТ, в свою очередь, может быть представлена следующим выражением:

$$P = pS_{\text{ц}} = \zeta \frac{\gamma}{2g} \frac{S_{\text{ц}}}{S_{\text{др}}^2} \dot{x}^2 S_{\text{ц}}. \tag{2}$$

Здесь  $p$  — давление в цилиндре;  $S_{\text{ц}}$  — рабочая площадь цилиндра буфера;  $\zeta$  — коэффициент гидравлического сопротивления;  $\gamma$  — удельный вес;  $S_{\text{др}}$  — переменная по ходу площадь дроссельного отверстия;  $\dot{x}$  — линейная скорость цилиндра буфера.

Уравнение площади дроссельного отверстия имеет вид

$$S_{\text{др}} = \left( S_0 - \frac{\pi}{4} d_{\text{вер}}^2 \right) + S_{\text{отв}}, \tag{3}$$

где  $S_0$  — площадь очка дросселя;  $d_{\text{вер}}$  — переменный по ходу диаметр веретена;  $S_{\text{отв}}$  — площадь постоянного отверстия в дросселе.

Следует отметить, что при определении значения  $S_{\text{др}}$  (рис. 5) учитывались усредненные допуски на диаметр очка дросселя и диаметр веретена, что отражается на конечном участке торможения, когда номинальные размеры диаметра очка дросселя и диаметра веретена равны.

Обозначим

$$\zeta \frac{\gamma}{2g} \frac{S_{\text{ц}}}{S_{\text{др}}^2} = B, \tag{4}$$

тогда

$$P = B\dot{x}^2 S_{\text{ц}}. \tag{5}$$

Определим длину плеча  $H$ , воспользовавшись схемой, приведенной на рис. 6.

По теореме косинусов находим

$$H = d \sin \left[ \arccos \frac{d^2 + (l_0 - x)^2 - R^2}{2d(l_0 - x)} \right] = d \sqrt{1 - \left[ \frac{d^2 + (l_0 - x)^2 - R^2}{2d(l_0 - x)} \right]^2}. \tag{6}$$

Зависимость длины плеча  $H$  от хода цилиндра представлена на рис. 5, б.

С учетом выражения (5) запишем уравнение движения (1) в следующем виде:

$$J\ddot{\phi} = M - B\dot{x}^2 S_{\text{ц}} H. \tag{7}$$

Обозначим искомые зависимости  $\beta(x)$  и  $\beta(\phi)$ , которые представляют собой одно и то же, но разнофункциональное выражение, входящее в уравнение движения конструкции на участке торможения. Произведение  $BS_{\text{ц}}H$  и является искомой зависимостью  $\beta(x)$ .

Таким образом,

$$\beta(x) = BS_{\text{ц}}H, \tag{8}$$

или, с учетом формул (3), (4) и (6):

$$\beta(x) = \zeta \frac{\gamma}{2g} \frac{S_{\text{ц}}^3}{\left[ S_0 - (\pi/4)d_{\text{вер}}^2 + S_{\text{отв}} \right]^2} d \times \sqrt{1 - \left[ \frac{d^2 + (l_0 - x)^2 - R^2}{2d(l_0 - x)} \right]^2}. \tag{9}$$

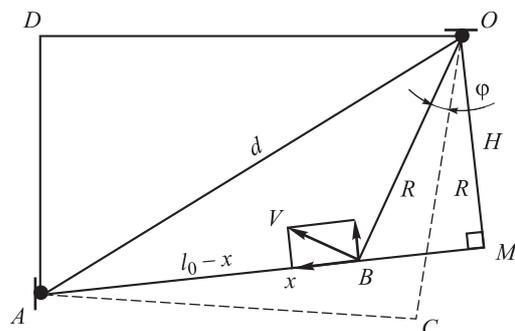


Рис. 6. Расчетная схема плеча

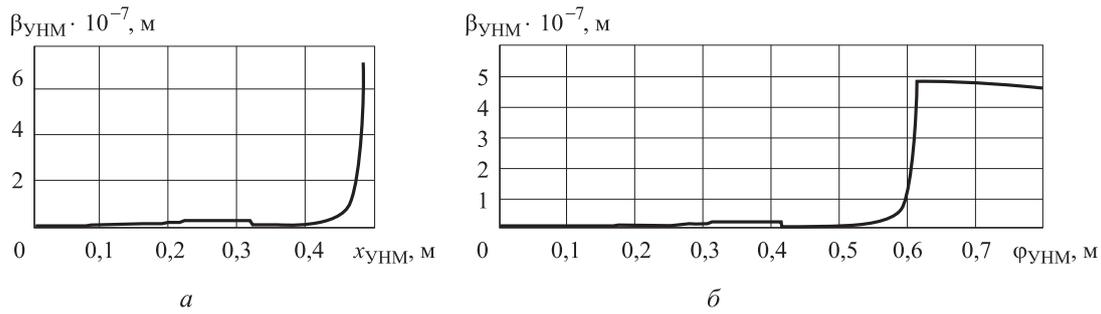


Рис. 7. Зависимость  $\beta$  от хода цилиндра (а) и угла поворота конструкции (б)

В новых обозначениях формула (7) принимает вид

$$J\ddot{\phi} = M - \beta(x)\dot{x}^2. \quad (10)$$

Здесь  $\beta(x)\dot{x}^2$  — момент от силы сопротивления буфера, является функцией пути торможения и линейной скорости буфера.

Уравнение движения (1) или (10) можно представить в следующем виде:

$$J\ddot{\phi} = M - \beta(\phi)\dot{\phi}^2, \quad (11)$$

где  $\beta(\phi)\dot{\phi}^2$  — тот же самый момент от силы сопротивления буфера (см. (10)), но является функцией угла поворота и угловой скорости.

Определим зависимости между углом поворота конструкции и ходом буфера, а также между угловой скоростью конструкции и скоростью буфера. По теореме косинусов находим угол поворота конструкции  $\phi$  (см. рис. 6):

$$\phi = \arccos \frac{d^2 + R^2 - l_0^2}{2dR} - \arccos \frac{d^2 + R^2 - (l_0 - x)^2}{2dR}. \quad (12)$$

Продифференцировав выражение (12), получим связь между угловой скоростью конструкции и линейной скоростью буфера:

$$\dot{x} = \frac{\sqrt{4d^2R^2 - [d^2 + R^2 - (l_0 - x)^2]^2}}{2(l_0 - x)} \dot{\phi}. \quad (13)$$

В дальнейшем для расчетов потребуется выражение

$$\dot{x}^2 = \frac{4d^2R^2 - [d^2 + R^2 - (l_0 - x)^2]^2}{4(l_0 - x)^2} \dot{\phi}^2 = A\dot{\phi}^2. \quad (14)$$

Определим связь между зависимостями  $\beta(\phi)\dot{\phi}^2$  и  $\beta(x)\dot{x}^2$ , которые представляют собой один и тот же момент от силы сопротивления буфера:

$$M = \beta(\phi)\dot{\phi}^2 = \beta(x)\dot{x}^2 = \beta(x)A\dot{\phi}^2. \quad (15)$$

Отсюда

$$\beta(\phi) = \beta(x)A. \quad (16)$$

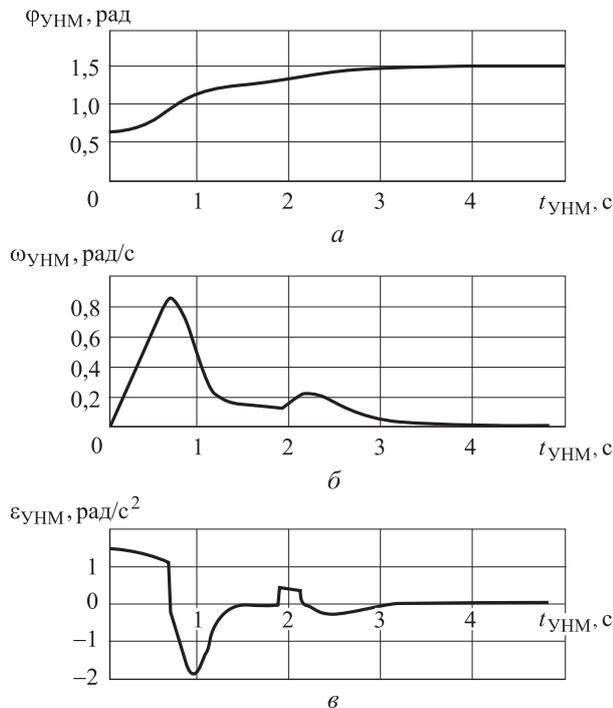


Рис. 8. Зависимость от времени: а — угла поворота; б — скорости; в — ускорения

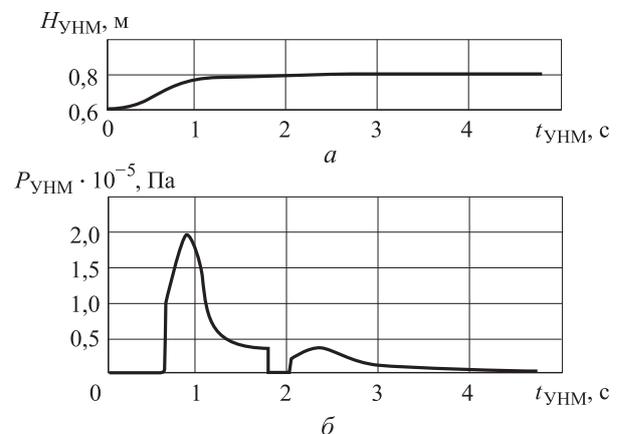


Рис. 9. Зависимость длины плеча (а) и силы гидравлического сопротивления (б) от времени

Используя выражения (11), (16) и задаваясь значениями  $x$ , можно построить зависимость  $\beta$  от  $\varphi_{УНМ}$  (рис. 7, б).

Выполнив подстановку (16) в (1) и решив дифференциальное уравнение, получим распределения  $\varphi_{УНМ}$ ,  $\omega_{УНМ}$  и  $\varepsilon_{УНМ}$  (рис. 8).

Подставив (2) и (6) в (1) и решив дифференциальное уравнение, найдем зависимость длины плеча  $H$  от времени (рис. 9, а).

Используя выражения (6), (12) и (16), построим зависимость силы гидравлического сопротивления  $P$  от времени (рис. 10, б).

Проведем исследования, варьируя основными расчетными параметрами профиля веретена ГДТ (см. рис. 4, в) и анализируя интересующие нас выходные параметры. Для этого составим таблицы, в которых будем отображать основные результаты проводимого исследования для окончательного выбора наиболее подходящего варианта в рамках данной работы. Для наглядности на основе полученных таблиц составим диаграммы зависимостей выбранных вариантов, из которых и выберем наилучший. Основ-

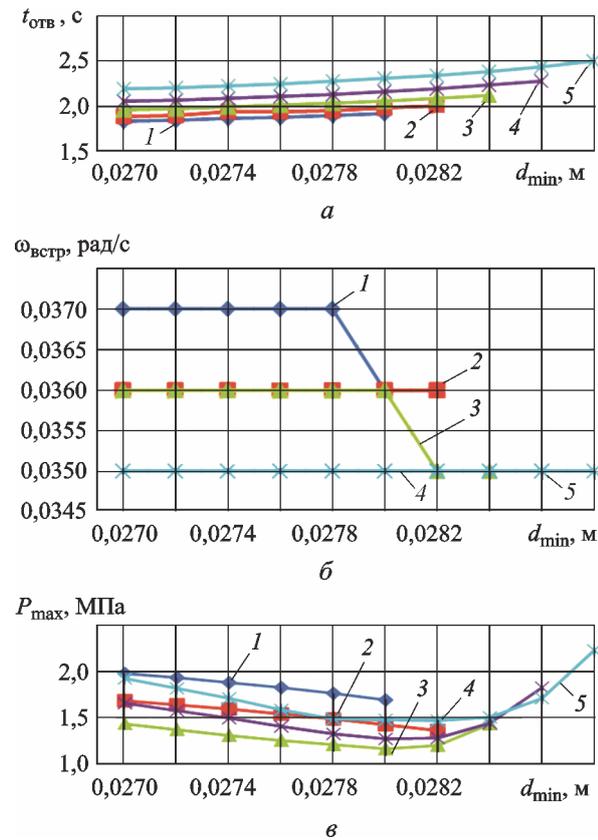


Рис. 10. Диаграмма зависимости времени отвода  $t_{\text{отв}}$  (а), угловой скорости  $\omega_{\text{встр}}$  в момент встречи (б) и максимального усилия  $P_{\text{max}}$  (в) от  $d_{\text{max}}$  и  $d_{\text{min}}$ :  
 1 —  $d_{\text{max}} = 0,0281$  м; 2 —  $d_{\text{max}} = 0,0283$  м;  
 3 —  $d_{\text{max}} = 0,0285$  м; 4 —  $d_{\text{max}} = 0,287$  м; 5 —  $d_{\text{max}} = 0,289$  м  
 (полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

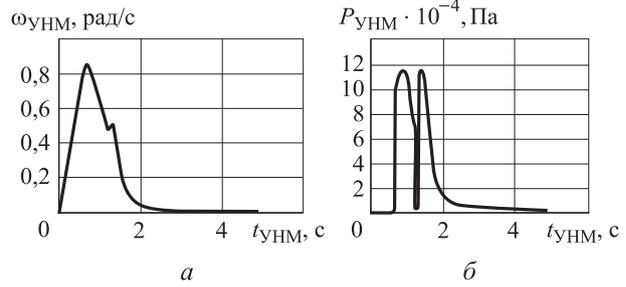


Рис. 11. Зависимость угловой скорости (а) и усилия (б) от времени

ными для анализа значениями являются: время отвода  $t_{\text{отв}}$  (рис. 10, а), угловая скорость  $\omega_{\text{встр}}$  в момент встречи (рис. 10, б) и максимальное усилие  $P_{\text{max}}$ , развиваемое в ГДТ (рис. 10, в).

Для успешного пуска РН и выполнения условий сохранности стартовой системы необходимо обеспечить гарантированный и своевременный отвод конструкции [10]. Проанализируем результаты зависимости времени отвода  $t_{\text{отв}}$  от  $d_{\text{max}}$  и  $d_{\text{min}}$ , основываясь на результатах испытаний отвода конструкции существующего УН ( $t_{\text{отв}} \leq 2,5$  с).

Для обеспечения безударного отвода конструкции УНМ необходимо, чтобы скорость в момент встречи подвижной и неподвижной частей УНМ была минимальной:  $\omega_{\text{встр}} \leq 0,05$  рад/с. Кроме того, поскольку веретено ГДТ УНМ предполагается использовать с обвязкой ГДТ существующего УН, необходимо, чтобы максимальное усилие  $P_{\text{max}}$  не превышало усилие при использовании ГДТ существующего УН более чем на 20 %.

Анализируя полученные результаты, остановим свой выбор на наиболее подходящем варианте со значениями основных варьируемых параметров  $d_{\text{max}} = 0,0285$  м и  $d_{\text{min}} = 0,028$  м. Зависимости основных анализируемых параметров от времени представлены на рис. 11.

Основные параметры веретена ГДТ: длина веретена  $l = 0,48$  м; длина конусной части вводимого участка активного торможения  $l_{\text{кон}} = 0,2$  м; длина цилиндрической части вводимого (дополнительного) участка активного торможения  $l_{\text{цил}} = 0,1$  м; длина вводимого (дополнительного) участка активного торможения  $l_{\text{доп}} = l_{\text{под}} + l_{\text{цил}} = 0,3$  м; длина вводимого участка свободного хода  $l_{\text{св.х}} = 0,033$  м; длина участка веретена для отвода УНМ на малый угол  $l_{УНМ} = 0,147$  м.

## Выводы

1. Проведенный в рамках данной работы расчет показал, что использование в ГДТ уни-

версального УНМ веретена с двумя активными участками торможения и двумя участками свободного хода полностью оправдано.

2. Все основные изучаемые параметры дви-

жения, такие как максимальное давление, развиваемое в ГДТ, угловая скорость и угловое ускорение в конце движения конструкции не превышают нормативных значений.

## Литература

- [1] Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Чугунков В.В., Языков А.В. Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/630.html> (дата обращения 10 декабря 2014).
- [2] Бармин И.В., ред. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники*. Кн. 2. Москва, ПолиГрафиксПрим, 2012. 376 с.
- [3] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. *Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов*. Москва, Рестарт, 2012. 600 с.
- [4] Макаров Е. *Инженерные расчеты в Mathcad 15: Учебный курс*. Санкт-Петербург, Питер, 2011. 400 с.
- [5] Фабиян Л.А. Применение метода конечных элементов с переменными матрицами для моделирования динамики движения конструкции стартовых комплексов. *Молодежный научно-технический вестник*, 2013, № 10. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/627925.html> (дата обращения 10 декабря 2014).
- [6] Зверев В.А., Ломакин В.В. Особенности моделирования несущих конструкций агрегатов стартовых комплексов для ракет космического назначения семейства «СОЮЗ». *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2011, № 12. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/278572.html> (дата обращения 10 декабря 2014).
- [7] Зенкевич О.К. *Метод конечных элементов в технике*. Москва, Мир, 1975. 543 с.
- [8] Сафаров А.В. Моделирование отвода крупногабаритных высотных конструкций стартового комплекса. *Молодежный научно-технический вестник*, 2013, № 10. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/627938.html> (дата обращения 10 декабря 2014).
- [9] Зверев В.А., Золин А.В., Ломакин В.В., Ульяненок А.В. Анализ динамики и прочности несущих конструкций отводимых устройств агрегатов стартовых ракетных комплексов. *Актуальные проблемы российской космонавтики. Матер. XXXIV академ. чт. по космонавтике*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, с. 328.
- [10] Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Языков А.В. Расчетный анализ процессов отвода конструкций стартовой системы, находящихся под воздействием струй двигателей ракеты-носителя «Союз». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1, с. 31–39.

## References

- [1] Barmin I.V., Zverev V.A., Ukrainskii A.Iu., Chugunkov V.V., Iazykov A.V. Obosnovanie nekotorykh osnovnykh kharakteristik startovogo oborudovaniia kosmodromov 21 veka. [Justification of some basic characteristics for the launch equipment of the 21<sup>st</sup> Century spaceports]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation]. 2013, no. 3. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/630.html> (accessed 10 December 2014).
- [2] *Tekhnologicheskie ob'ekty nazemnoi infrastruktury raketno-kosmicheskoi tekhniki* [Technological ground infrastructure rocket and space technology]. Ed. Barmin I.V. Book 2, Moscow, PoliGrafiksPrim publ., 2012. 376 p.
- [3] Biriukov G.P., Manaenkov E.N., Levin B.K. *Tekhnologicheskoe oborudovanie otechestvennykh raketno-kosmicheskikh kompleksov* [Technological equipment of domestic space-rocket complexes]. Moscow, Restart publ., 2012. 600 p.
- [4] Makarov E. *Inzhenernye raschety v Mathcad 15: Uchebnyi kurs* [Engineering calculations in Mathcad 15: Training Course]. Sankt-Peterburg, Piter publ., 2011. 400 p.
- [5] Fabiiian L.A. Primenenie metoda konechnykh elementov s peremennymi matrictsami dlia modelirovaniia dinamiki dvizheniia konstruktсии startovykh kompleksov [Application of

- the finite element method with variable matrices for modeling the dynamics of motion design launch complexes]. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik* [Youth Science and Technology Gazette]. 2013, no. 10. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/627925.html> (accessed 10 December 2014).
- [6] Zverev V.A., Lomakin V.V. Osobennosti modelirovaniia nesushchikh konstruksii agregatov startovykh kompleksov dlia raket kosmicheskogo naznacheniia semeistva «SOIUZ» [Features of simulation of bearing structures units of launch complex for space rockets family «SOYUZ»]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of the Bauman MSTU]. 2011, no. 12. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/278572.html> (accessed 10 December 2014).
- [7] Zenkevich O.K. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [A finite element method in the art]. Moscow, Mir publ., 1975. 543 p.
- [8] Safarov A.V. Modelirovanie otvoda krupnogabaritnykh vysotnykh konstruksii startovogo kompleksa [Modeling removal of large high-rise construction of the launch complex]. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik* [Youth Science and Technology Gazette]. 2013, no. 10. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/627938.html> (accessed 10 December 2014).
- [9] Zverev V.A., Zolin A.V., Lomakin V.V., Ul'ianenkov A.V. Analiz dinamiki i prochnosti nesushchikh konstruksii otvodimykh ustroystv agregatov startovykh raketnykh kompleksov [Analysis of the dynamics and strength of load-bearing structures allocated devices units starting missiles]. *Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki — Materialy 34 akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual problems of Russian space exploration — Materials 34 Academic Conference on Astronautics]. Moscow, Bauman Press, 2010, p. 328.
- [10] Barmin I.V., Zverev V.A., Ukrainskii A.Iu., Iazykov A.V. Raschetnyi analiz protsessov otvoda konstruksii startovoi sistemy, nakhodiashchikhsia pod vozdeistviem strui dvigatelei rakety-nositelia «SOIUZ» [Design Analysis of Processes of Withdrawal of Launch System Structures Subjected to Action of Rocket Exhaust Jets of SOYUZ Launch Vehicle]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State State Technical University. Mechanical Engineering]. 2011, no. 1, pp. 31–39.

Статья поступила в редакцию 24.02.2015

## Информация об авторах

**ФАБИЯН Леонид Анатольевич** (Москва) — ведущий инженер-прочнист. ЗАО «КИА Системы» (105120, Москва, Российская Федерация, ул. Золоторожский Вал, д. 38а, e-mail: [l.fabiyana@kiasystems.ru](mailto:l.fabiyana@kiasystems.ru)).

**ЗОЛИН Анатолий Владимирович** (Москва) — аспирант, младший научный сотрудник НИИ Специального Машиностроения. МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: [sm8@sm8.bmstu.ru](mailto:sm8@sm8.bmstu.ru)).

**УКРАИНСКИЙ Антон Юрьевич** (Москва) — начальник конструкторского отдела. Филиал ФГУП ЦЭНКИ — НИИСК им. В.П. Бармина (111024, Москва, Российская Федерация, ул. Пруд Ключики, д. 12а, e-mail: [sm8@sm8.bmstu.ru](mailto:sm8@sm8.bmstu.ru)).

## Information about the authors

**FABIYAN Leonid Anatolievich** (Moscow) — Leading Structural Engineer. JSC «KIA Systems» (105120, Moscow, Russian Federation, Zolotorozhsky Val, Bldg. 38a, e-mail: [l.fabiyana@kiasystems.ru](mailto:l.fabiyana@kiasystems.ru)).

**ZOLIN Anatoly Vladimirovich** (Moscow) — Postgraduate, Junior Research Assistant, Scientific and Research Institute of Special Machine Building, BMSTU (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: [sm8@sm8.bmstu.ru](mailto:sm8@sm8.bmstu.ru)).

**UKRAINSKY Anton Yurievich** (Moscow) — Director of Design Department. Scientific and Research Institute of Launch Complexes Barmin NIISK, Branch of the Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure TsENKI (111024, Moscow, Russian Federation, Prud Klyuchiki St., Bldg. 12a, e-mail: [sm8@sm8.bmstu.ru](mailto:sm8@sm8.bmstu.ru)).