

Выбор параметров системы амортизации манипулятора для спутника-утилизатора объектов космического мусора

© М.В. Стогний, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлена новая компоновочная схема двухступенчатого космического аппарата-утилизатора, предназначенного для увода с низких околоземных орбит на орбиты захоронения группы крупногабаритных объектов космического мусора — верхних ступеней ракет-носителей типа «Зенит». Отличительной особенностью аппарата является использование в его составе одного многозвенного телескопического манипулятора в качестве средства захвата объекта за сопло маршевого ракетного двигателя. Таким образом удастся приблизиться к традиционной схеме стыковочных агрегатов штырь — конус, где в качестве штыря, имеющего несколько степеней свободы, используется манипулятор, а в качестве конуса — сопло. Рассмотрена упрощенная динамическая модель системы «космический аппарат — манипулятор — объект». Приведены результаты численного моделирования переходного режима, протекающего после захвата объекта манипулятором в пакете MSC Adams. Для случая, когда манипулятор используется в пассивном режиме, определены максимальные по модулю нагрузки в кинематических парах в зависимости от жесткости амортизаторов и длины телескопических звеньев. Полученные результаты позволяют выбрать проектные параметры манипулятора и перейти к расчетам более сложных случаев захвата объекта космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, космический аппарат-утилизатор, телескопический манипулятор, численное моделирование, динамика системы, MSC Adams, переходный режим

Введение. Техногенное засорение околоземного космического пространства стало широко обсуждаемой проблемой космонавтики [1]. Возрастающая ценность орбитального ресурса определяет экономическую целесообразность разработки средств борьбы с космическим мусором. Природа космического мусора двояка. Одна его разновидность — сохранившие свою целостность объекты космического мусора (ОКМ): орбитальные (последние) ступени ракет-носителей, разгонные блоки и неработоспособные космические аппараты (КА). Другая разновидность — фрагменты космического мусора: части, технологические элементы (крышки, заглушки и пр.) и обломки КА различного размера. Со временем в результате процессов фрагментации первая разновидность космического мусора переходит во вторую. Например, столкновение спутника Iridium-33 с ОКМ (вышедшим из строя КА «Космос-2251») явилось причиной образования примерно 600 фрагментов. Лавинообразный сценарий фрагментации,

рассмотренный Д. Кесслером [2], может стать существенной помехой для развития космонавтики [3].

Эффективным способом устранения потенциального источника фрагментов космического мусора представляется удаление крупных ОКМ из защищаемых областей околоземного пространства в заданные области захоронения с помощью специализированных космических аппаратов-утилизаторов (КАУ) [4]. Анализ каталогов космических объектов [5] показывает, что на низких околоземных орбитах сформировались выраженные компактные группы ОКМ. Серийными объектами являются, в частности, орбитальные ступени ракет-носителей (ОСРН) «Зенит» массой около 9000 кг, движущиеся по околокруговым орбитам с большой полуосью около 7000 км и эксцентриситетом около 0,003. В настоящее время разработаны экономичные баллистические схемы, которые позволяют снизить затраты характеристической скорости на сведение с орбиты группы ОКМ при их последовательном облете одним КА. Массовый анализ КАУ показывает, что энергетически наиболее выгодно осуществлять в течение одной миссии удаление одного-двух десятков ОКМ, имеющих близкое наклонение орбит [6].

Для реализации указанных баллистических схем была предложена новая, защищенная российским патентом [7], конструктивно-компоновочная схема двухступенчатого КАУ. Аппарат (рис. 1) имеет форму, близкую к цилиндрической, длину 11,5 м и диаметр 3,0 м. Он представляет собой комплекс из базового КА (БКА) и комплекта тормозных двигательных модулей (ТДМ) [8]. Массовая сводка КАУ, предназначенного для удаления 13 ОСРН «Зенит» за одну миссию, представлена ниже, кг:

Сухая масса КАУ (без ТДМ)	4170
Масса топлива КАУ	5822
Масса заправленного КАУ	9992
Сухая масса ТДМ	90
Масса заправленного ТДМ	464
Стартовая масса комплекса (с 12 ТДМ)	15 560

Базовый КА включает в себя двигательный отсек, приборно-агрегатный отсек и отсек полезной нагрузки (рис. 1, а). Двигательный отсек предназначен для управления движением центра масс БКА. Приборно-агрегатный отсек содержит необходимые системы бортового оборудования. Отсек полезной нагрузки выполнен в виде открытого с одного торца цилиндрического контейнера. На внешней поверхности отсека полезной нагрузки установлены панель СБ, датчики, антенны, двигатели стабилизации и ориентации. На внутренней поверхности контейнера (рис. 1, б) установлены направляющие, по

которым поступательно вдоль оси контейнера может перемещаться оснащенная приводом каретка с установленным на ней блоком из нескольких ТДМ. Положение каретки определяется числом закрепленных на ней ТДМ, а также требованиями заданного положения центра масс КАУ. Для стыковки КАУ с массивным ОКМ, имеющим в своем составе сопло маршевого ракетного двигателя (СМРД), используется стыковочный манипулятор с телескопическими звеньями, установленный на оси симметрии КАУ на днище отсека полезной нагрузки (см. рис. 1, б). Тормозной двигательный модуль имеет кольцевую конструктивно-компоновочную схему с корпусом, в котором предусмотрено центральное отверстие [7]. По окружности корпуса ТДМ установлены четыре блока двигательной установки, а также оборудование систем электропитания и управления. На корпусе размещены агрегаты крепления к СМРД ОКМ. Манипулятор с зазором проходит сквозь центральные отверстия ТДМ и может перемещаться в пределах полости, образованной отверстиями блока.

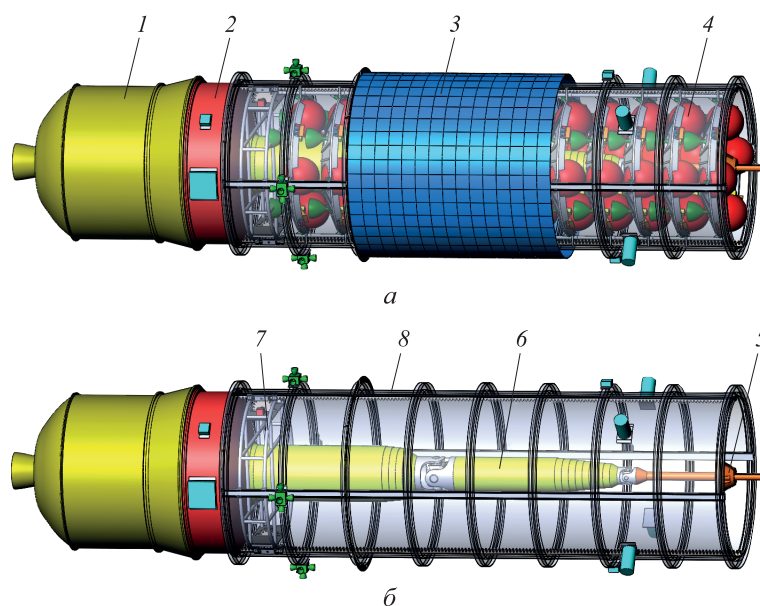


Рис. 1. Компоновочная схема космического комплекса:

а — КАУ с установленными ТДМ; *б* — КАУ без ТДМ и панели солнечной батареи (СБ); 1 — двигательный отсек; 2 — приборно-агрегатный отсек; 3 — панель СБ; 4 — связка ТДМ; 5 — механизм захвата; 6 — телескопическая часть манипулятора; 7 — каретка; 8 — корпус отсека полезной нагрузки с направляющими каретки (условно показан прозрачным)

В процессе полета БКА выполняет маневры дальнего и ближнего наведения, которые заканчиваются зависанием вблизи ОКМ в зоне досягаемости манипулятора. После уточнения комплексом бортовой аппаратуры БКА параметров движения ОКМ вокруг центра масс манипулятор приводится в рабочее положение, для чего его телеско-

пические звенья удлиняются. При использовании одного манипулятора процесс захвата ОКМ становится близок к традиционной схеме стыковки КА штырь — конус [9], где в качестве штыря, имеющего несколько степеней свободы, используется манипулятор, а в качестве конуса — СМРД ОКМ (рис. 2, *а*).

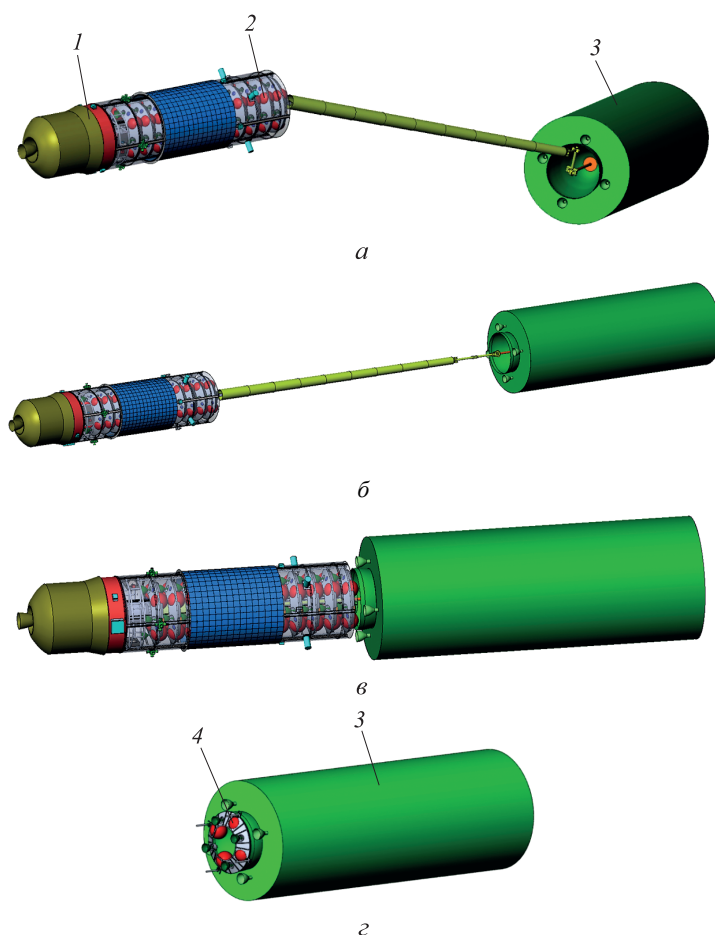


Рис. 2. Основные фазы процесса работы КАУ:

а — захват ОКМ манипулятором за критическое сечение сопла; *б* — совмещение продольных осей симметрии; *в* — стягивание БКА и ОКМ и размещение ТДМ в сопле маршевого двигателя путем поступательного перемещения блока ТДК; *г* — перевод ОКМ на орбиту захоронения с помощью ТДМ; 1 — КАУ; 2 — блок ТДМ; 3 — ОКМ; 4 — ТДМ

После захвата объекта манипулятором с использованием приводов манипулятора и двигателей БКА гасится остаточная угловая скорость связки и совмещаются продольные оси ОКМ и БКА (рис. 2, *б*). Затем проводится стягивание ОКМ и БКА за счет сокращения длины телескопических звеньев манипулятора (рис. 2, *в*). По окончании стягивания каретка по направляющим перемещается поступательно внутри отсека полезной нагрузки, выдвигая блок ТДМ таким обра-

зом, чтобы крайний ТДМ был установлен и зафиксирован в СМРД ОКМ. Модуль, зафиксированный в сопле, освобождается от связей с БКА. Связка КАУ — ОКМ переводится в требуемую для выдачи тормозного импульса ориентацию работающими органами управления БКА и стабилизируется в этом положении. Затем ОКМ с установленным ТДМ отводится от БКА путем удлинения телескопических звеньев манипулятора и расстыковывается. После втягивания манипулятора БКА уводится на безопасное расстояние, а ТДМ выполняет маневр увода ОКМ на орбиту захоронения (рис. 2, з).

Особенностью описанной компоновочной схемы КАУ является использование одного манипулятора для захвата ОКМ. В научнотехнической литературе можно найти работы, посвященные анализу динамики захвата ОКМ двумя и более манипуляторами [10]. Также известны методики расчета стыковочных агрегатов типа «штырь — конус» [11]. Однако для выбора проектных параметров манипулятора, работающего по новой схеме, требуется проведение дополнительных исследований. Прежде всего, необходимо определить уровень нагрузок, воздействующих на манипулятор во время переходного режима, возникающего после захвата ОКМ. Эти нагрузки существенно зависят от длины манипулятора и характеристик демпфирующих устройств, которыми он оснащен.

Цель работы — предварительная оценка значений параметров системы амортизации манипулятора КАУ путем численного моделирования динамики движения системы КАУ — ОКМ.

Постановка задачи. Рассматривается упрощенная динамическая модель системы, в которой оси звеньев манипулятора, а также центры масс КАУ и ОКМ в начальный момент времени лежат на одной прямой — оси OX (рис. 3, а).

При данной конфигурации расстояние между центрами масс (ЦМ) основных элементов образовавшейся связки является наибольшим. Гравитационные силы и возмущения, возникающие при движении КАУ и ОКМ по орбите, не рассматриваются. Считается, что ОКМ имеет начальную угловую скорость $\omega_{\text{ОКМ}} = 0,21$ рад/с (12 град/с) относительно своей центральной оси. Направление вектора угловой скорости ОКМ принято за направление оси OZ . Ось OY дополняет систему координат до правой. В момент начала захвата КАУ неподвижен и не соединен с ОКМ. При этом устройство захвата манипулятора совершает поступательное движение вдоль оси OX со скоростью 0,2 м/с.

Исследовали переходный режим, протекающий после захвата ОКМ манипулятором КАУ. Для этого в пакете MSC Adams была построена расчетная схема связки в рассматриваемой конфигурации. В геометрической модели КАУ и ОКМ заданы абсолютно жесткими

цилиндрами с инерционно-массовыми характеристиками [12]. На рис. 3 моменты инерции $M_{КАУ}$, $J_{КАУ}$ и $M_{ОКМ}$, $J_{ОКМ}$ указаны относительно соответствующих центральных осей объектов, параллельных осям рассматриваемой системы координат. Модель ОКМ дополнена геометрической моделью СМРД, которая воспроизводит профиль сопла жидкостного ракетного двигателя ЖРД РД-120 (рис. 3, а).

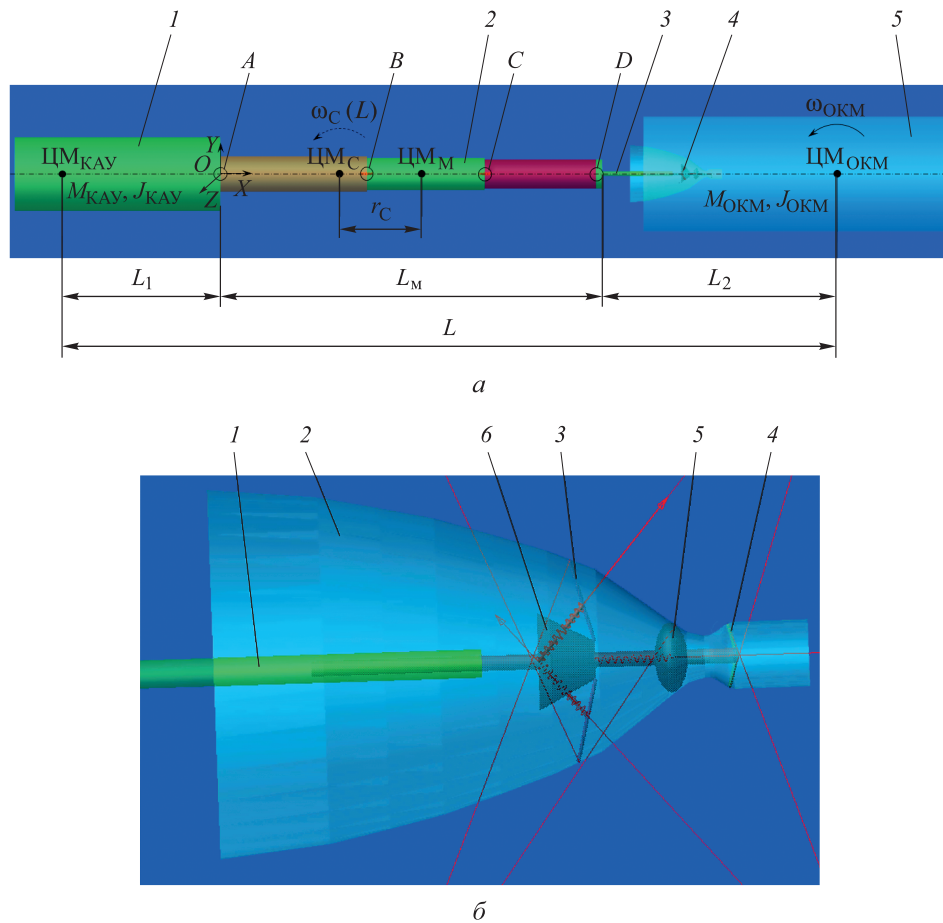


Рис. 3. Расчетная схема задачи:

a — расчетная модель в программе MSC Adams (1 — КАУ; 2 — телескопические звенья манипулятора; 3 — штанга захвата; 4 — механизм захвата; 5 — ОКМ); *б* — расчетная модель механизма захвата (1 — штанга захвата; 2 — СМРД КМ; 3, 4 — задние и передние раздвижные упоры; 5 — прижимное седло; 6 — конический сегмент захвата)

Манипулятор КАУ в рассмотренной упрощенной модели состоит из трех телескопических звеньев и устройства захвата. Его инерционно-массовые характеристики приведены в табл. 1. Принято допущение о том, что манипулятор находится в пассивном режиме, т. е. приводы в кинематических парах в момент захвата остановлены

и нагрузки воспринимают амортизаторы, которые имеют линейные характеристики жесткости и демпфирования.

Таблица 1

Массово-инерционные характеристики объектов стыковки

Устройство	m , кг	I_x , кг·м ²	I_y , кг·м ²	I_z , кг·м ²
ОКМ	9000	30 622	107 819	107 819
КАУ	15 160	10 698	180 808	180 808
Манипулятор	400	108	9 215	9 215

Телескопические звенья соединены между собой кинематическими парами B и C , обеспечивающими поступательную степень свободы в направлении продольной оси манипулятора OX (рис. 3, a). В этих соединениях коэффициент демпфирования поступательных амортизаторов принят $Q = 2,0$ кН·с/м, коэффициент жесткости K варьировался в расчетах. Манипулятор соединен с КАУ кинематической парой A — сферическим шарниром. В данном соединении запрещены любые взаимные линейные перемещения КАУ относительно манипулятора, а также взаимное вращение КАУ и манипулятора относительно продольной оси OX . Здесь установлен амортизатор вращения, коэффициент демпфирования которого $Q^* = 46,0$ кН·м·с/рад, коэффициент жесткости K^* варьировался в расчетах.

Модель устройства захвата, размещаемого в момент захвата ОКМ непосредственно в СМРД, состоит из штанги и механизма захвата. Штанга соединяется с телескопическими звеньями манипулятора кинематической парой D (см. рис. 3, a). Эта пара аналогична паре A . Механизм захвата, приведенный на рис. 3, b , фиксирует критическое сечение сопла с помощью седла и передних раздвижных упоров. Задние раздвижные упоры, установленные на коническом сегменте захвата, совмещают оси штанги и сопла. Параметры модели контактов между упорами и СМРД: коэффициент жесткости 10^8 Н/м, показатель экспоненты у характеристики силы 2,2, коэффициент демпфирования $20,0$ кН·с/м, глубина проникновения при контакте 10^{-4} м. В начальный момент времени штанга манипулятора имеет линейную скорость $0,2$ м/с относительно ОКМ вдоль оси OX . Остановка штанги происходит в тот момент, когда передние раздвижные упоры механизма захвата полностью пересекут критическую часть СМРД ОКМ и у них будет возможность беспрепятственно раскрыться (см. рис. 3, b).

Если пренебречь инерционно-массовыми характеристиками манипулятора по сравнению с массами двух других элементов связи, то общую угловую скорость связи КАУ — ОКМ после захвата и затухания переходных процессов можно оценить в соответствии с теоремой о сохранении кинетического момента. Учитывая, что

КАУ неподвижен, а начальное угловое движение совершает только ОКМ, получим, что их связка будет вращаться вокруг общего ЦМ с угловой скоростью, зависящей от длины манипулятора L_M :

$$\omega_{\Sigma}(L_M) = \frac{J_{\text{ОКМ}}\omega_{\text{ОКМ}}}{J_{\Sigma}(L_M)},$$

где $J_{\text{ОКМ}}$ — момент инерции I_Z ОКМ. Момент инерции связки КАУ — ОКМ относительно общей оси вращения

$$J_{\Sigma}(L_M) = \left(J_{\text{КАУ}} + M_{\text{КАУ}}(L_{\text{КАУ}} - r_C)^2 \right) + \left(J_{\text{ОКМ}} + M_{\text{ОКМ}}(L_{\text{ОКМ}} + r_C)^2 \right),$$

где $L_{\text{КАУ}} = L_1 + \frac{L_M}{2}$; $r_C = (M_{\text{КАУ}}L_{\text{КАУ}} - M_{\text{ОКМ}}L_{\text{ОКМ}})/(M_{\text{КАУ}} + M_{\text{ОКМ}})$;
 $L_{\text{ОКМ}} = L_2 + L_M/2$; $L_1 = 5,98$ м; $L_2 = 6,84$ м.

Таким образом, использование манипулятора большей длины дает возможность уменьшить угловую скорость связки путем увеличения суммарного момента инерции. Например, при изменении длины манипулятора от 6 до 17 м угловая скорость связки снижается от 0,63 до 0,26 град/с, а начальная угловая скорость ОКМ уменьшается после захвата более чем в 20 раз. Необходимо проанализировать значения максимальных реакций, возникающих в кинематических парах такого манипулятора при захвате ОКМ.

Результаты моделирования. В ходе моделирования с помощью решателя WSTIFF пакета Adams проводился расчет переходного режима длительностью 30 с.

На первом этапе исследования влияние амортизаторов вращения в кинематических парах A и D не учитывалось: в них коэффициенты жесткости и демпфирования были равны нулю ($K^* = 0$, $Q^* = 0$). Варьировалась жесткость поступательных амортизаторов K для соединений B и C (см. рис. 3, *a*). Определяли максимальные по модулю реакции, возникающие во всех кинематических парах. Длина манипулятора задана $L_M = 13$ м.

Зависимости от жесткости K модулей сил реакций R_A и R_D , возникающих в крайних соединениях манипулятора (пары A и D), представлены на рис. 4, *a*. Аналогичные зависимости для модулей сил реакций R_B и R_C , возникающих в промежуточных соединениях манипулятора (пары B , C), представлены на рис. 4, *б*. Видно, что при малой жесткости реакции изменяются нелинейно, что, вероятно, обусловлено влиянием упоров устройства захвата. С увеличением жесткости реакции в парах A и D возрастают, а реакции в парах B и C имеют минимум в области $K = 500 \dots 700$ кН/м. Кроме сил реакций в поступательных кинематических парах B и C возникают моменты

сил реакций, модули которых имеют максимум при жесткости $K = 500$ кН/м, как показано на рис. 4, в.

На основании результатов, представленных на рис. 4, в качестве наиболее подходящих значений жесткости поступательных амортизаторов пар B , C были выбраны два варианта: 256 и 700 кН/м. При меньшей жесткости обеспечиваются наименьшие реакции в шарнире крепления штанги захвата D , не превышающие 15 кН. При большей жесткости обеспечивается снижение перемещений в амортизаторах.

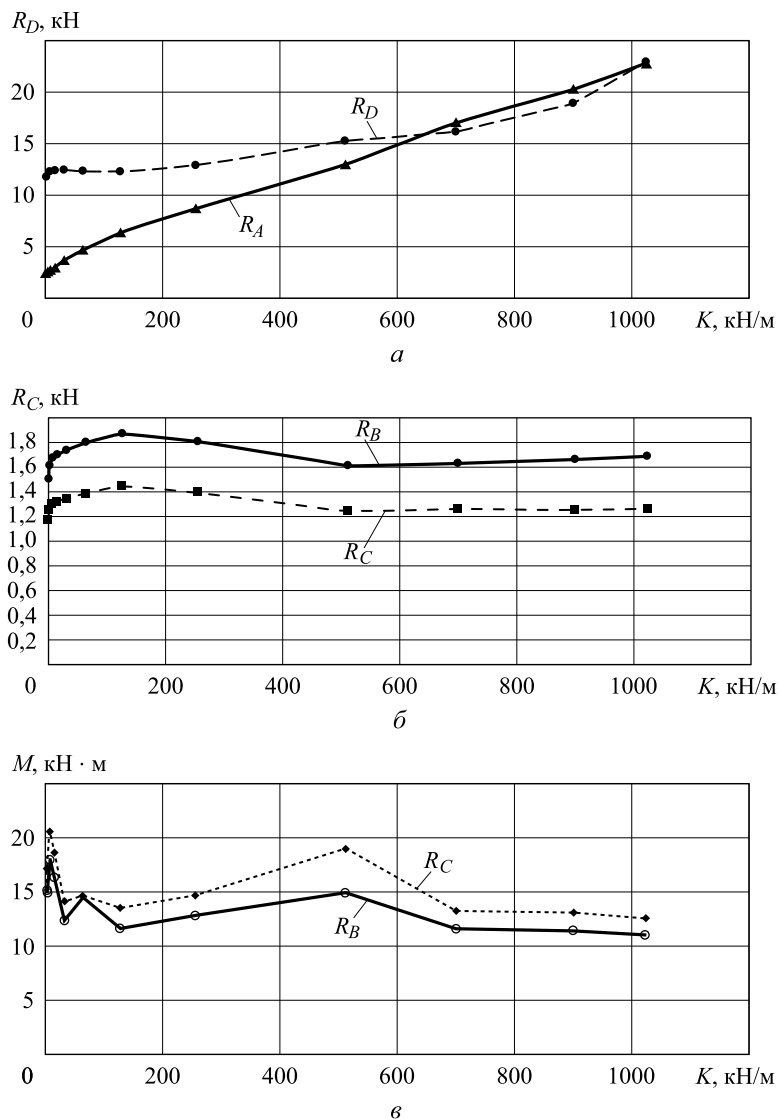


Рис. 4. Зависимости максимальных по модулю сил реакций в кинематических парах A и D (а), B и C (б) и момента сил реакций в парах B и C от жесткости поступательных амортизаторов (в)

На втором этапе исследования варьировали жесткость K^* амортизаторов вращения в шарнирах пар A и D (см. рис. 3, a), которые необходимы, для того чтобы исключить соударения между ОКМ и КАУ. Жесткость задавали из условия

$$\alpha K^* = \lambda K,$$

где $\alpha = \lambda / R$ — угол поворота углового амортизатора; λ — перемещение линейного амортизатора; R — некоторое характерное плечо силы, которая действует на угловой амортизатор. В расчетах принимали $R = 0,2$ м. Жесткость амортизатора вращения линейно зависит от жесткости поступательного амортизатора:

$$K^* = R K = 0,2 K.$$

Значения полученных в ходе моделирования максимальных по модулю реакций, возникающих в кинематических парах, представлены в табл. 2. При жесткости $K = 256$ кН/м линейные и угловые перемещения, возникающие в амортизаторах, не превышают 0,04 м и 8 град соответственно, а при жесткости $K = 700$ кН/м — не превышают 0,02 м и 5,5 град соответственно. Анализ полученных результатов показывает, что предпочтительнее использовать амортизаторы с меньшей жесткостью.

Таблица 2

Результаты моделирования при варьировании жесткости

K , кН/м	K^* , кН·м/рад	R_A , кН	R_B , кН	R_C , кН	R_D , кН	M_B , кН·м	M_C , кН·м
256	51,2	10,174	2,571	2,100	11,208	13,072	17,625
700	140,0	15,413	3,784	3,164	15,346	27,104	25,588

На третьем этапе исследования анализировали реакции в кинематических парах в зависимости от длины манипулятора. Результаты моделирования при жесткости $K = 256$ кН/м представлены на рис. 5, а при жесткости $K = 700$ кН/м — на рис. 6. Видно, что с увеличением длины манипулятора максимальная сила реакции в шарнире D несколько уменьшается. При этом момент сил реакций в соединении B имеет минимум при длине манипулятора около 13 м. Наименьшие по модулю реакции возникают при меньшем значении K .

На четвертом этапе исследования проведен расчет переходного режима длительностью 50 с, имеющего параметры $K = 256$ кН/м и $L_m = 13$ м. Изменение кинематических параметров вращения ОКМ и КАУ приведено на рис. 7. Анализ показывает, что после захвата колебания объектов в связке затухают примерно в течение 30 с и устанавливается общая угловая скорость вращения связки, равная 0,34 град/с. На графике угловых ускорений видны высокочастотные возмущения, вызванные влиянием ударов контактных пар в механизме захвата.

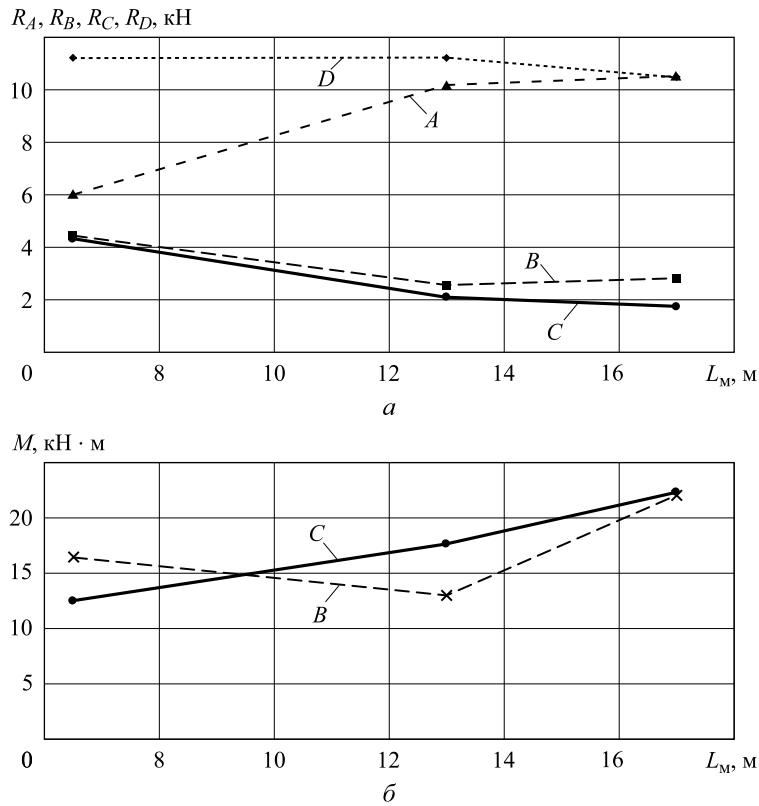


Рис. 5. Зависимости максимальных по модулю реакций в кинематических парах (а) и моментов реакций (б) от длины манипулятора при жесткости линейных амортизаторов $K = 256$ кН/м

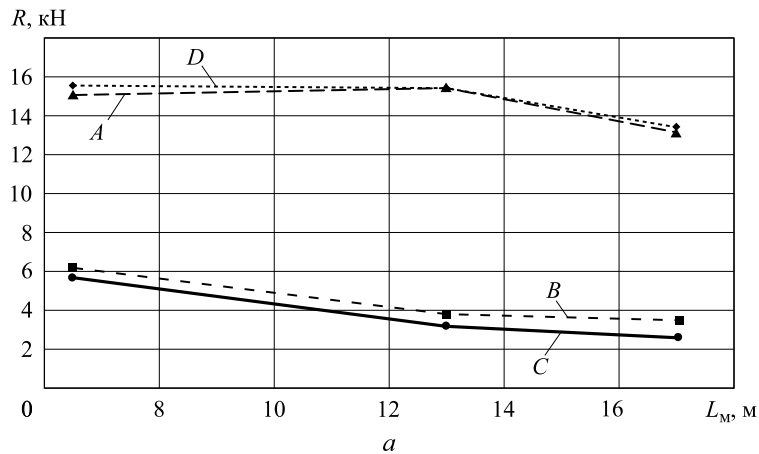


Рис. 6 (начало). Зависимости максимальных по модулю реакций в кинематических парах (а) от длины манипулятора при жесткости линейных амортизаторов $K = 700$ кН/м

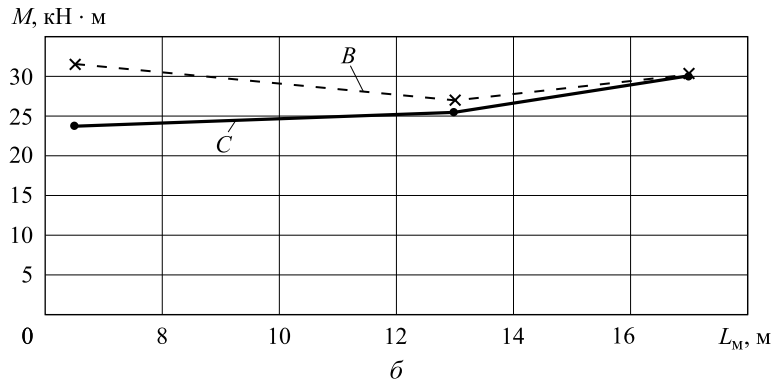


Рис. 6 (окончание). Зависимости максимальных по модулю реакций и моментов реакций (δ) от длины манипулятора при жесткости линейных амортизаторов $K = 700$ кН/м

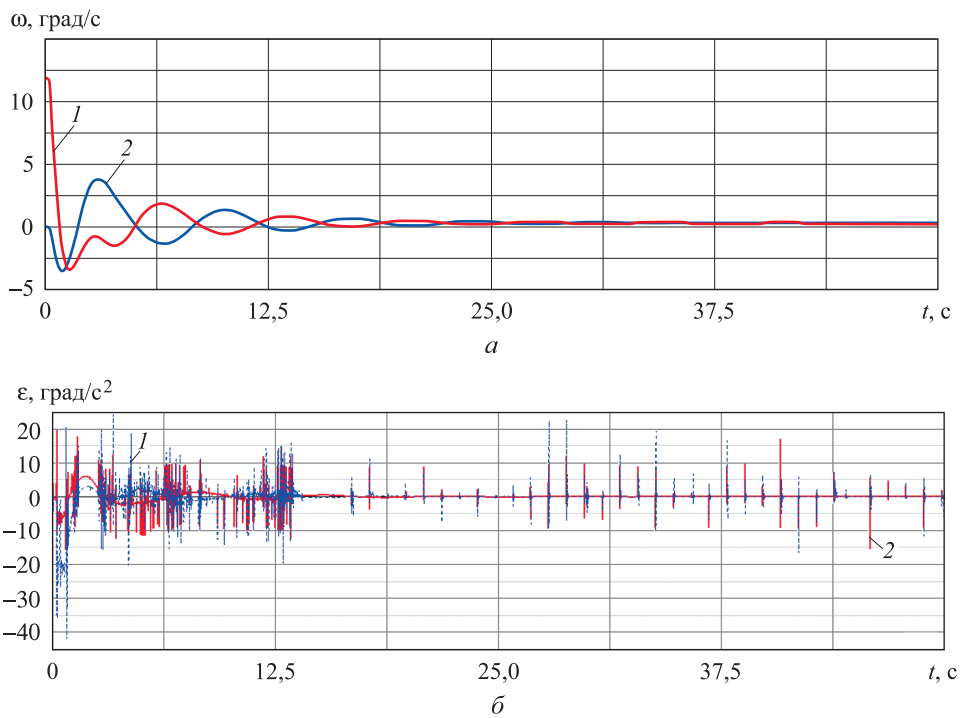


Рис. 7. Зависимости от времени угловых скоростей (а) и угловых ускорений (б) при вращении вокруг оси OZ и после захвата ОКМ (1) и КАУ (2)

Согласно данным графиков на рис. 8, угловые колебания в парах A и D затухают достаточно быстро, а продольные колебания в парах B и C происходят в фазе и затухают значительно медленнее.

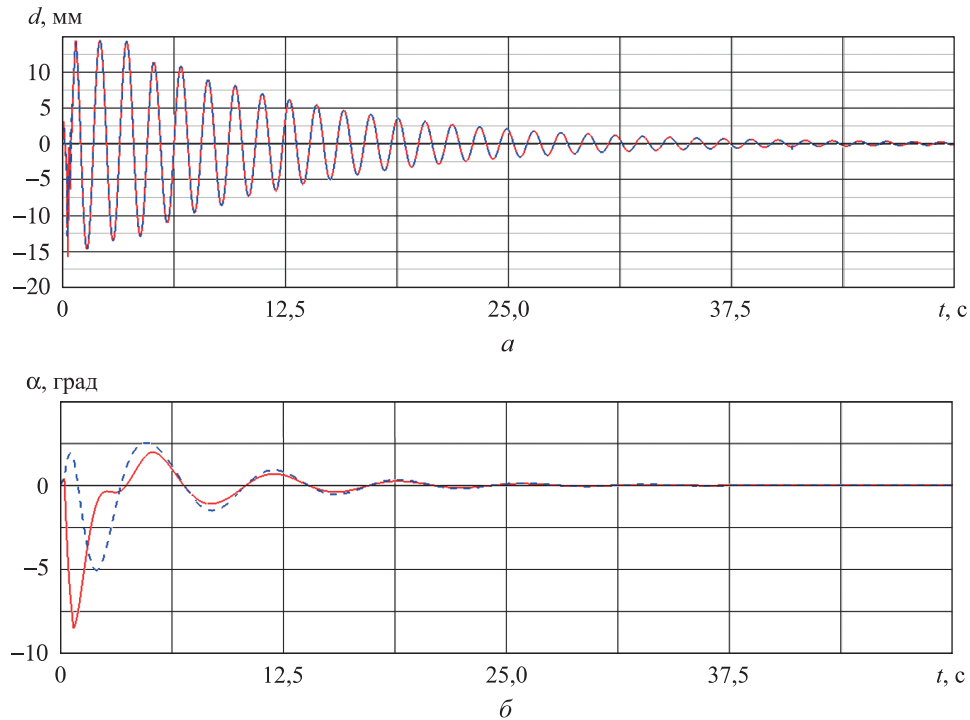


Рис. 8. Зависимости от времени перемещений в кинематических парах манипулятора после захвата:

a — поступательные в парах *B* (красный) и *C* (синий); *b* — угловые в парах *A* (красный) и *D* (синий)

Заключение. Проведенное моделирование позволило на упрощенной расчетной схеме определить значения реакций, возникающих при захвате пассивным манипулятором крупногабаритного ОКМ типа орбитальной ступени РН «Зенит» за сопло маршевого ракетного двигателя.

При наилучшем из рассмотренных сочетании параметров (длине манипулятора $L_m = 13$ м, жесткости амортизаторов $K = 256$ кН/м и $K^* = 51,2$ кН·м/рад максимальная сила реакции в шарнире крепления штанги устройства захвата к манипулятору не превысит 12 кН (1,2 тс), а момент сил реакции в поступательных кинематических парах не превысит 19 кН·м. При этом максимальные линейные и угловые перемещения амортизаторов в кинематических парах не превысят 0,04 м и 8 град соответственно.

Кинематическая схема устройства захвата требует доработки для уменьшения уровня ударных нагрузок в процессе гашения колебаний связки КАУ — ОКМ.

Полученные результаты позволяют выбрать проектные параметры силовых элементов конструкции манипулятора и перейти к расчетам более сложных случаев захвата ОКМ, управляемым манипулятором.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Вениаминов С.С. *Космический мусор — угроза человечеству*. 2-е изд. Москва, ИКИ РАН, 2013, 208 с. (Сер. Механика, управление, информатика).
- [2] Kessler D.J. Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit. *Advances in Space Research*, 1991, no. 11, pp. 2637–2646.
- [3] Sotskiy M.Y., Veldanov V.A., Selivanov V.V. Growth in the quantity of debris in Space as an effect of mutual mechanical collisions of various types. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 135, pp. 10–14.
- [4] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. *Труды МАИ. Сетевое научное издание*, 2018, № 6, 37 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (дата обращения 20.03.2019).
- [5] *Satellite Catalog*. URL: <http://www.celestrak.com/satcat/search.asp> (дата обращения 21.11.2018).
- [6] Baranov A.A., Grishko D.A., Chen D. Fuel and energy analysis of a space vehicle aimed at de-orbiting large-size objects from low orbits using thruster de-orbiting kits. *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2019, no. 14 (4), pp. 1312–1317.
- [7] Щеглов Г.А., Стогний М.В. *Космический комплекс для утилизации группы объектов крупногабаритного космического мусора*. Пат. № 2695155 Российская Федерация, 2019, бюл. № 21, 5 с.
- [8] Loesch M., Bruin F., Castronuovo M., Covello F., Geary J., Hyde S., Jung W., Longo F., Martinez-Fernandez M., Mason S., Springborn K., Wagenbach S., Kreisel J. Economic Approach for Active Space Debris Removal Services. *Proc. Int. Symp. on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS 2010)*. Sapporo, 2010.
URL: <http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2010/PAPERS/079-2759-r.pdf#0,%22name%22:%22FitV%22,-434.74> (дата обращения 01.12.2018).
- [9] Сыромятников В.С. *Стыковочные устройства космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1984, 216 с.
- [10] Felicetti L., Gasbarri P., Pisculli A., Sabatini M., Palmerini G.B. Design of robotic manipulators for orbit removal of spent launchers stages. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 119, pp. 118–130.
- [11] Голубев Ю.Ф., Яскевич А.В. Компьютерные модели контактного взаимодействия стыковочных агрегатов космических аппаратов. *ИПМ им. М.В. Келдыша, Препринт, № 004*, 2020, 40 с.
- [12] Shcheglov, G.A., Mayorova, V.I., Stognii, M.V., Kamenev, N.D., Borzenkov, M.A. Configuration schemes of active spacecrafts for reorbiting large size space debris. *Proc. of the International Astronautical Congress, IAC 2019*. Washington, D.C., 2019, IAC-19_A6_6_1_x50389, 10 p.

Статья поступила в редакцию 09.07.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Стогний М.В., Щеглов Г.А. Выбор параметров системы амортизации манипулятора для спутника-утилизатора объектов космического мусора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 9.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2013>



Стогний Михаил Владимирович — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем.
e-mail: mihael199617@yandex.ru



Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Selection of manipulator shock-absorbing system parameters for the space debris disposal spacecraft

© M.V. Stognii, G.A. Shcheglov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper focuses on a new layout diagram of a two-stage disposal spacecraft intended for the removal of a group of large space debris objects — the upper stages of Zenit-type launch vehicles — from the low earth orbits to the disposal orbits. A distinctive feature of the spacecraft is one multi-joint telescopic manipulator used for capturing an object by the main rocket engine nozzle. Thus, it is possible to get closer to the traditional scheme of drogue-probe docking assemblies, where the role of the probe with several degrees of freedom is played by the manipulator, and the role of the drogue is played by the nozzle. The study describes a simplified dynamic model of the “spacecraft-manipulator-object” system, and presents the results of the numerical simulation of the transient mode after the object capture by the manipulator in the MSC Adams package. In case when the manipulator is used in a passive mode, the maximum modulus loads in kinematic pairs are determined depending on the stiffness of the shock absorbers and the length of the telescopic joints. The results obtained make it possible to select the design parameters of the manipulator and proceed to calculations of more complex cases of capturing a space debris object.

Keywords: space debris, disposal spacecraft, telescopic manipulator, numerical simulation, system dynamics, MSC Adams, transient mode

REFERENCES

- [1] Veniaminov S.S. *Kosmicheskiy musor – ugroza chelovechestvu* [Space Debris are a Threat to Mankind]. 2nd ed. Moscow, Space Research Institute of RAS Publ., 2013, 208 p.
- [2] Kessler D.J. Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit. *Advances in Space Research*, 1991, no. 11, pp. 2637–2646.
- [3] Sotskiy M.Y., Veldanov V.A., Selivanov V.V. Growth in the quantity of debris in Space as an effect of mutual mechanical collisions of various types. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 135, pp. 10–14.
- [4] Pikalov R.S., Yudin V.V. *Trudy MAI (Proceedings of MAI)*, 2018, no. 6, 37 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (accessed March 20, 2019).
- [5] *Satellite Catalog*. Available at: <http://www.celstrak.com/satcat/search.asp> (accessed November 21, 2018).
- [6] Baranov A.A., Grishko D.A., Chen D. Fuel and energy analysis of a space vehicle aimed at de-orbiting large-size objects from low orbits using thruster de-orbiting kits. *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2019, no. 14 (4), pp. 1312–1317.
- [7] Shcheglov G.A., Stognii M.V. *Kosmicheskiy kompleks dlya utilizatsii gruppy obektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora* [Space system for disposal of a group of objects of large-sized space debris.]. Patent RF, no. 2695155, 2019, bul. no. 21, 5 p.
- [8] Loesch M., Bruin F., Castronuovo M., Covello F., Geary J., Hyde S., Jung W., Longo F., Martinez-Fernandez M., Mason S., Springborn K., Wagenbach S., Kreisel J. Economic Approach for Active Space Debris Removal Services. *Proc.*

- Int. Symp. on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS 2010)*. Sapporo, 2010. Available at: <http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2010/PAPERS/079-2759-p.pdf#0,%22name%22:%22FitV%22,-434.74> (accessed December 1, 2018).
- [9] Syromiatnikov V.S. *Stykovochnye ustroystva kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft docking devices]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 216 p.
- [10] Felicetti L., Gasbarri P., Pisculli A., Sabatini M., Palmerini G.B. Design of robotic manipulators for orbit removal of spent launchers stages. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 119, pp. 118–130.
- [11] Golubev Yu.F., Yaskevich A.V. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha — Keldysh Institute Preprints, no. 004*, 2020, 40 p.
- [12] Shcheglov G.A., Mayorova V.I., Stognii M.V., Kamenev N.D., Borzenkov M.A. Configuration schemes of active spacecrafts for reorbiting large size space debris. *Proc. of the International Astronautical Congress, IAC 2019*. Washington, D.C., 2019, IAC-19_A6_6_1_x50389, 10 p.

Stognii M.V., post-graduate student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of aerospace systems.
e-mail: mihael199617@yandex.ru

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of aerospace systems.
e-mail: shcheglov_ga@bmsu.ru