



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012123499/11, 06.06.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
06.06.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 06.06.2012

(45) Опубликовано: 10.11.2013 Бюл. № 31

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2345931 C1, 10.02.2009. RU 2208562 C2,  
20.07.2003. US 2009127398 A1, 21.05.2009. US  
2003163986 A1, 04.09.2003.

Адрес для переписки:

443009, г.Самара, ул. Земеца, 18, ФГУП  
"ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", отдел  
интеллектуальной собственности и  
информационного обеспечения

(72) Автор(ы):

Божко Александр Васильевич (RU),  
Бурназян Сергей Римирович (RU),  
Круглов Генрих Евгеньевич (RU),  
Солунин Владимир Сергеевич (RU),  
Юдинцев Вадим Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

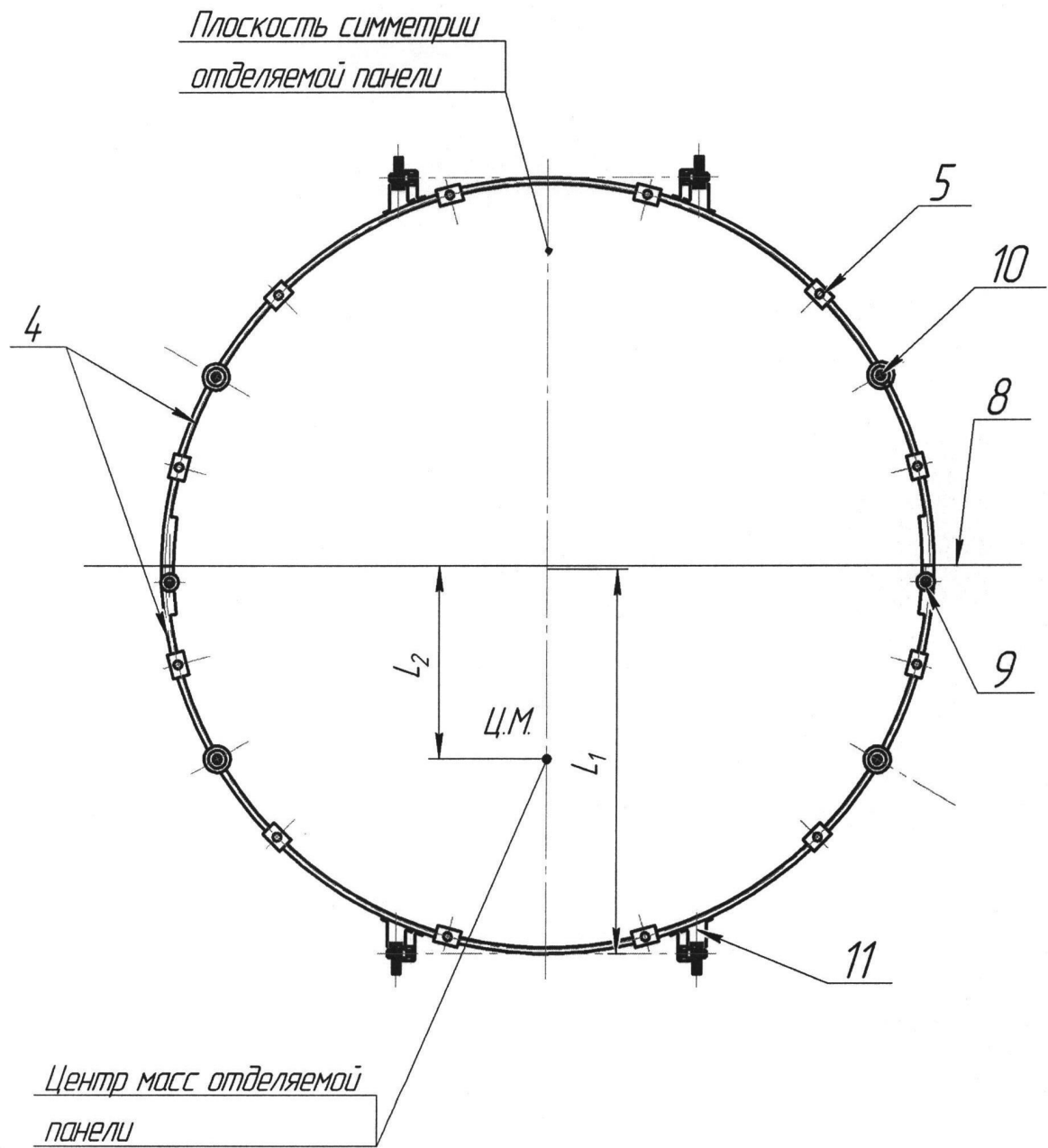
Федеральное государственное унитарное  
предприятие "Государственный научно-  
производственный ракетно-космический  
центр "ЦСКБ-Прогресс" (ФГУП "ГНПРКЦ  
"ЦСКБ-Прогресс") (RU)

## (54) УСТРОЙСТВО ОТДЕЛЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетно-космической технике и может быть использовано в конструкции космических транспортных средств для выведения на околоземную орбиту полезных грузов. Устройство отделения хвостового отсека ракетного блока содержит отделяемые панели, толкатели поперечного стыка отделяемых панелей и направляющие кронштейны отделяемых панелей. Направляющие кронштейны имеют ребра, которые с зазором охватывают ролики качения отделяемых панелей. Оси вращения роликов качения с одной стороны установлены с возможностью продольного перемещения в продольных вырезах, выполненных в ребрах направляющих

кронштейнов, а с другой стороны жестко закреплены посредством кронштейнов на отделяемых панелях. Оси вращения роликов качения каждой панели соосны и перпендикулярны плоскости симметрии отделяемых панелей и взаимодействуют с шарнирно подпружиненными стопорами, закрепленными на направляющих кронштейнах. Ролики качения после выхода из продольных вырезов ребер направляющих кронштейнов взаимодействуют с взаимно-параллельными контактирующими опорными направляющими поверхностями направляющих кронштейнов. Достигается увеличение надежности отделения хвостового отсека блока ступени ракеты-носителя. 5 ил.



Фиг. 2



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

**B64G 1/64** (2006.01)**F42B 15/36** (2006.01)(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2012123499/11, 06.06.2012**(24) Effective date for property rights:  
**06.06.2012**

Priority:

(22) Date of filing: **06.06.2012**(45) Date of publication: **10.11.2013 Bull. 31**

Mail address:

**443009, g.Samara, ul. Zemetsa, 18, FGUP****"GNPRKTs "TsSKB-Progress", otdel****intellektual'noj sobstvennosti i informatsionnogo**  
**obespechenija**

(72) Inventor(s):

**Bozhko Aleksandr Vasil'evich (RU),****Burnazjan Sergej Rimirovich (RU),****Kruglov Genrikh Evgen'evich (RU),****Solunin Vladimir Sergeevich (RU),****Judintsev Vadim Vjacheslavovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe****Predpriятие "Gosudarstvennyj nauchno-****produktstvennyj raketno-kosmicheskij tsentr****"TsSKB-Progress" (FGUP "GNPRKTs "TsSKB-**  
**Progress") (RU)**(54) **DEVICE FOR SEPARATION OF ROCKET UNIT TAIL COMPARTMENT**

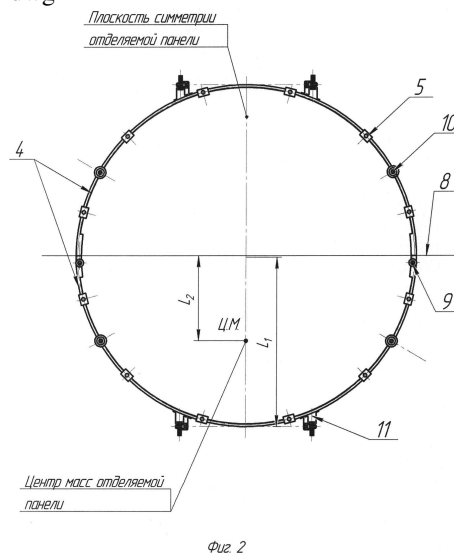
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to space engineering and can be used in spacecraft design for orbiting payloads. Proposed device comprises detachable panels, pushers of their transverse joint and their guide brackets. Said guide brackets have ribs to cover detachable panel rolling bearings. Axles of said bearings are fitted on one side to displace in lengthwise cutouts in guide bracket ribs and rigidly secured by brackets at said panels on opposite side. Said axles of every panel are aligned and perpendicular to mirror plane of the panels to interact with spring-loaded retainers secured at said guide brackets. Roller bearings get out of said lengthwise cutouts to interact with mutually parallel contacting bearing guide surfaces of aforesaid guide brackets.

EFFECT: higher reliability of detachment.

5 dwg



Изобретение относится к ракетно-космической технике и может быть использовано в конструкции космических транспортных средств для выведения на околоземную орбиту полезных грузов (ПГ).

Известно устройство отделения хвостового отсека (ХО) (патент RU №2208562), состоящее из двух створок (панелей), разделяемых по продольному и поперечному стыкам, от ракетного блока (РБ), отличающееся тем, что в нем для каждой створки введено два узла разворота, установленных на внешней поверхности РБ выше поперечного стыка и образующих геометрическую ось вращения панели, при этом узлы разворота расположены симметрично относительно плоскости, проходящей через продольную ось РБ и перпендикулярной плоскости продольного стыка, каждый из узлов разворота состоит из цилиндрической полуоси вращения, установленной внутри обоймы, и корпуса, выполненного в виде кронштейна с плоской наклонной направляющей, расположенной в нижней части корпуса и составляющей с продольной осью РБ угол не более 90 градусов в плоскости симметрии створки по направлению ее разворота, во внутренней части указанного корпуса выполнено сквозное цилиндрическое отверстие с выступом со стороны ракетного блока, причем указанная цилиндрическая полуось вращения жестко скреплена с отделяемой створкой, соосна указанному цилиндрическому отверстию и имеет на внешней стороне плоский срез с ортогональным выступом такие, что угол между плоскостью этого среза и плоскостью указанной наклонной направляющей ( $\alpha_p$ ) равен углу между прямыми, проходящими через геометрическую ось вращения створки в ее исходном положении, причем внешняя поверхность наклонной направляющей касательна к сопрягаемой с ней поверхности цилиндрической полуоси вращения, обойма имеет форму цилиндрического сектора, сопрягается одной стороной с указанным срезом на цилиндрической полуоси указанным ортогональным выступом, а радиальный срез цилиндрического сектора на второй стороне обоймы составляет с указанным выступом в сквозном цилиндрическом отверстии корпуса узла разворота центральный угол не менее  $\alpha_p$ , при этом плоскость указанного ортогонального выступа цилиндрической полуоси ограничивает внешнюю поверхность корпуса узла разворота в исходном положении панели.

Для отделения ХО формируются команды на раскрытие продольных и поперечных стыков створок ХО и створкам сообщается импульс отделения в направлении продольной оси ракетного блока. При этом команду на раскрытие продольного стыка формируют прежде команды на раскрытие поперечного стыка.

Недостатком указанного технического решения является сложность конструкции узла вращения, состоящего из корпуса, цилиндрической полуоси вращения, установленной внутри обоймы, а также требование формирования двух команд для раскрытия поперечного и продольного стыков створок ХО при их отделении и следовательно необходимости установки двух элементов, инициирующих раскрытие продольного и поперечного стыков (например замков), что снижает надежность отделения ХО.

Известен прототип на отделяемый хвостовой отсек ступени ракеты-носителя (патент RU №2345931), оснащенной баком топлива (БТ) и двигательной установкой (ДУ), имеющий поперечный стык с последующей ступенью и продольные стыки панелей хвостового отсека друг с другом, установленные на стыках толкатели, отличающийся тем, что на продольных стыках панелей толкатели расположены в плоскостях, отстоящих от поперечной плоскости, проходящей через центры масс панелей, в направлении к поперечному стыку хвостового отсека с последующей

ступенью, на расстояния, составляющие 0,05-0,15 длины хвостового отсека, ход толкателей продольных стыков панелей превышает ход толкателей поперечного стыка хвостового отсека с последующей ступенью в 7-8 раз, при этом среднее суммарное усилие толкателей каждого продольного стыка панелей превышает

5 соответствующее усилие толкателей поперечного стыка ХО с последующей ступенью, поперечный стык ХО с последующей ступенью расположен на расстоянии Н от плоскости сопряжения боковой цилиндрической поверхности со сферическим днищем БТ, определяемом по зависимости:

$$10 \quad H = \sqrt{[D_{\text{БТ}} - (d_{\text{Т}} + 2\Delta + b)](d_{\text{Т}} + 2\Delta + b)} - h$$

где  $D_{\text{БТ}}$  - диаметр бака топлива;  $d_{\text{Т}}$  - диаметр толкателя;  $b$  - толщина боковой поверхности хвостового отсека;  $\Delta$  - монтажные зазоры между толкателем и внутренней поверхностью хвостового отсека, толкателем и поверхностью днища бака

15 топлива;  $h$  - толщина шпангоута хвостового отсека на поперечном стыке с последующей ступенью.

Недостатками известного технического решения является то, что при увеличении отделяемой массы ХО, увеличивается масса элементов системы отделения: толкателей продольного и поперечного стыков и рычажных замков раскрытия продольного

20 стыка; увеличивается длина ХО, что приводит к ухудшению кинематических параметров процесса отделения ХО: увеличивается «опасный» путь прохождения верхнего среза отделяемых панелей ХО от их исходного положения до нижнего среза ДУ, тем самым увеличивается время неконтролируемого свободного движения

25 отделяемых панелей ХО и повышается вероятность их соударения с ДУ.

Задачей изобретения является увеличение надежности отделения ХО за счет упрощения системы отделения.

Поставленная задача достигается тем, что устройство отделения хвостового отсека ракетного блока оснащенного двигательной установкой, содержащее отделяемые

30 панели, соединенные замками по поперечному стыку с корпусом блока ступени и по продольным стыкам замками между собой, толкатели поперечного стыка отделяемых панелей, направляющие кронштейны панелей, отличающийся тем, что направляющие кронштейны имеют ребра, которые с зазором охватывают ролики качения панелей, а

35 оси вращения роликов качения с одной стороны установлены с возможностью продольного перемещения в продольных вырезах, выполненных в ребрах направляющих кронштейнов, а с другой стороны жестко закреплены посредством кронштейнов на отделяемых панелях, при этом оси вращения роликов качения

40 каждой панели соосны и перпендикулярны плоскости симметрии отделяемых панелей и взаимодействуют с шарнирно подпружиненными стопорами, закрепленными на направляющих кронштейнах, а сами ролики после выхода из продольных вырезов ребер направляющих кронштейнов, взаимодействуют с взаимно-параллельными контактирующими опорными направляющими поверхностями направляющих

45 кронштейнов.

Суть предложенного технического решения поясняется чертежами.

Фиг.1 - ХО

Фиг.2 - Поперечный стык ХО

Фиг.3 - Направляющие кронштейны отделения панелей

50 Фиг.4 - Направляющие кронштейны отделения панелей вид сбоку.

Фиг.5 - Продольный стык ХО

Отделяемый ХО 1 РБ 2, оснащенного двигательной установкой 3, содержащий отделяемые панели 4, соединенные замками 5 по поперечному стыку 6 с корпусом 7

РБ 2 и по продольным стыкам 8 замками продольного стыка 9 между собой, толкатели 10 поперечного стыка отделяемых панелей 4. (см. фиг.1, 2, 5).

На РБ 2 на расстоянии  $L_1$  больше, чем расстояние от продольной оси ракетного блока 2 ракеты-носителя (РН) до центра масс соответствующей отделяемой панели 4 в начальном положении -  $L_2$  закреплены направляющие кронштейны 11 отделяемых панелей 4, по два для каждой отделяемой панели.

На каждой отделяемой панели 4 жестко закреплены по два кронштейна 12, на которых жестко закреплены оси вращения 13 роликов качения 14. Оси вращения 13 роликов качения 14 каждой отделяемой панели 4 лежат на одной прямой и перпендикулярны плоскости симметрии отделяемых панелей 4 (см. фиг.1, 2, 3, 5).

В процессе отделения отделяемой панели 4 направляющие кронштейны 11 последовательно задают траекторию движения роликов качения 14 вдоль и от продольной оси блока ступени РБ 2 (см. фиг.3, 4).

Направляющие кронштейны 11 выполнены в виде ребер 15 с симметричными продольными вырезами 16, охватывающими с зазором  $\Delta$  ролики качения 14, которые после выхода из продольных вырезов 16 взаимодействуют с контактирующими опорными направляющими поверхностями направляющих кронштейнов, при этом контактирующие опорные поверхности направляющих кронштейнов 11 имеют два участка 17, 18, один параллельный плоскости поперечного стыка, другой выполнен под уклоном (см. фиг.3, 4).

На направляющих кронштейнах 11 шарнирно подпружинено закреплены стопоры 19, препятствующие движению роликов качения 14 отделяемой панели 4 по продольным вырезам 16 вдоль продольной оси РБ 2 в обратном направлении (см. фиг.3, 4).

Отделяемый хвостовой отсек блока ступени ракеты-носителя функционирует следующим образом.

После запуска двигательной установки 3 производится срабатывание замков 5 поперечного стыка 6 и хвостовой отсек 1 под действием толкателей 10 перемещается вдоль продольной оси относительно РБ 2 на расстояние  $L_3$ .

В процессе этого перемещения раскрываются замки продольного стыка 9 (см. фиг.1, 2).

Траектория движения оси вращения 13 роликов качения 14 панелей ХО 1 определяется параметрами  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $L_3$  направляющих кронштейнов 11, ребра 15 которых с зазором  $\Delta$  охватывают ролики качения 14, а оси вращения 13 роликов качения 14 установлены с возможностью продольного перемещения в продольных вырезам 16, выполненных в ребрах 15 направляющих кронштейнов 11.

После перемещения роликов качения 14 на расстояние  $L_3$  подпружиненные стопоры 19 блокируют возвратное движение роликов качения 14 и дальнейшее движение отделяемых панелей 4 хвостового отсека 1 может происходить только после разделения отделяемых панелей 4 с поворотом их вокруг оси вращения 13 относительно РБ 2.

Разворот отделяемых панелей 4 происходит благодаря ускоренному движению РБ 2: при рассмотрении движения панелей 4 относительно РБ 2 необходимо учитывать дополнительную переносную силу инерции, приложенную в центре масс отделяемой панели 4, направленную вдоль продольной оси РБ 2, в сторону противоположную направлению движения РБ 2 и равную произведению массы отделяемой панели 4 на ускорение движения РБ 2. Эта дополнительная сила инерции создает момент, разворачивающий отделяемую панель 4 относительно РБ 2.

После поворота отделяемых панелей 4 хвостового отсека 1 на определенный угол, ролики качения 14 отделяемых панелей 4 движутся по контактирующим опорным направляющим поверхностям участков 17, 18 с длиной  $L_4$  и длиной  $L_5$ , задающим движение ролика качения 14 от продольной оси.

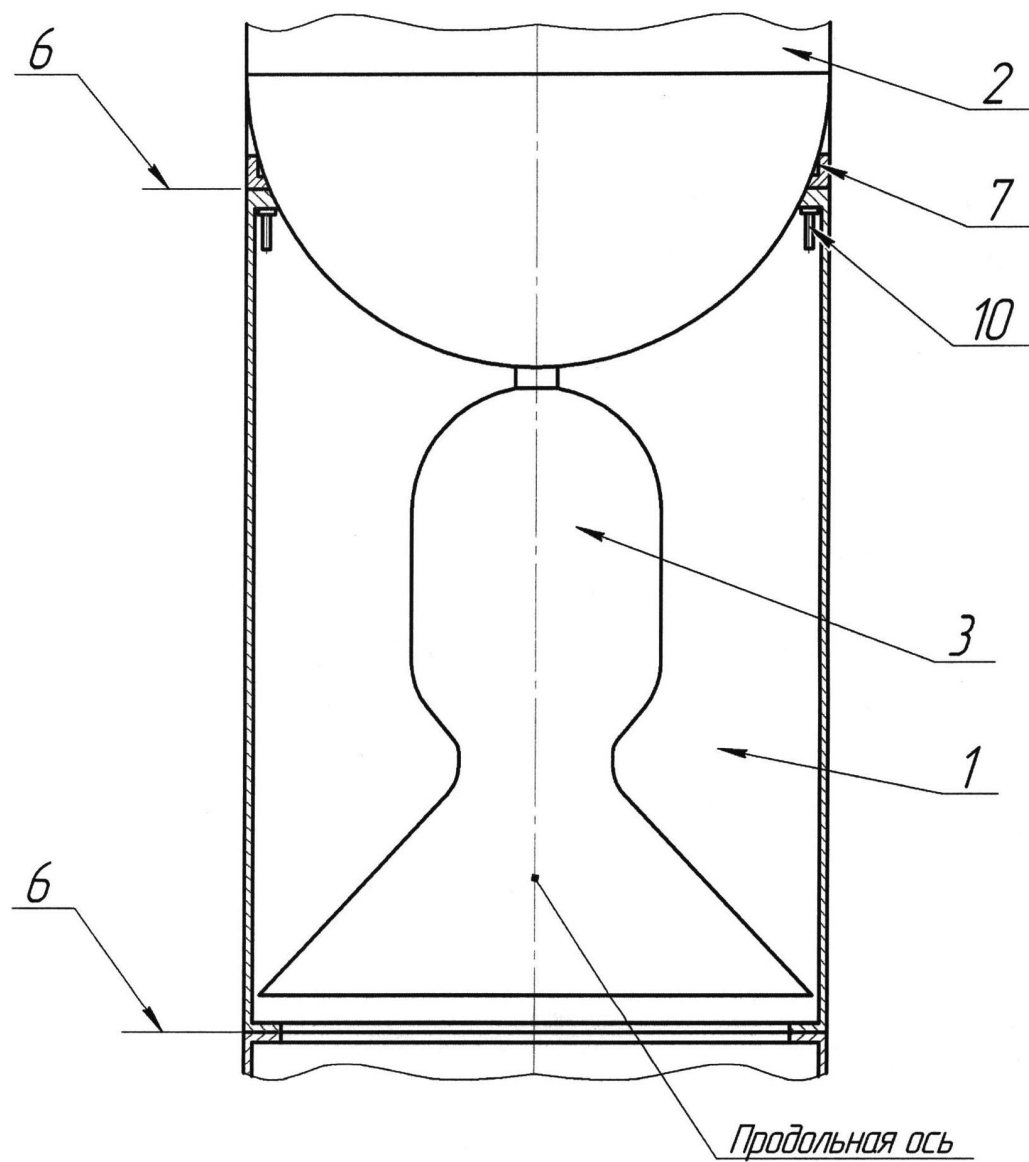
Для исключения возможности перемещения отделяемой панели 4 в поперечном направлении при ее движении участки 17, 18 направляющих опорных поверхностей взаимодействующие с роликами качения 14 могут быть выполнены, например, в виде направляющего желоба (см. фиг.3, 4).

После схода роликов качения 14 с направляющих кронштейнов 11 отделяемые панели 4 продолжают свободное движение, отставая от движущегося с ускорением РБ 2.

Использование данного технического решения позволит повысить надежность отделения ХО и упростить его конструкцию за счет исключения толкателей продольных стыков.

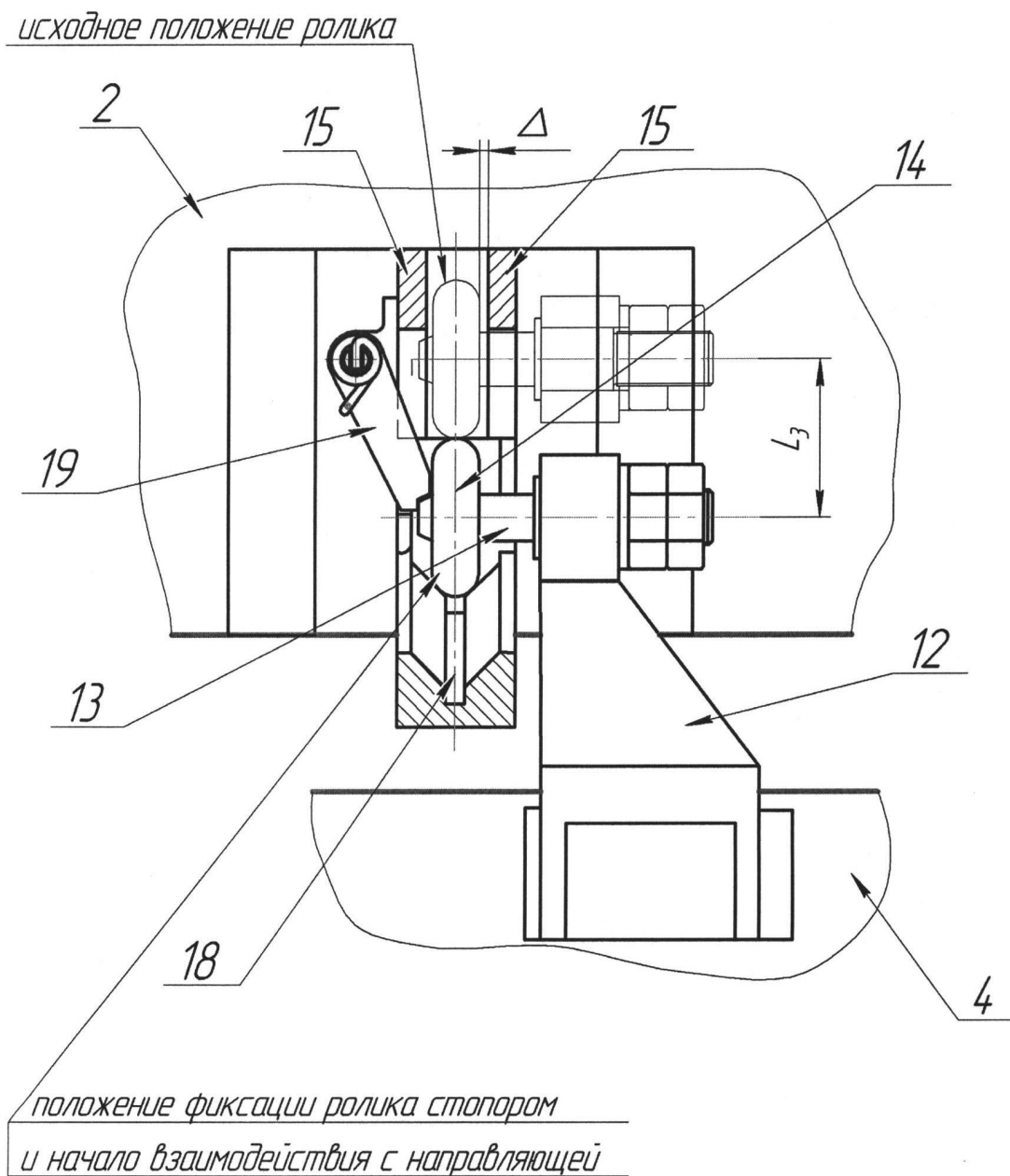
### Формула изобретения

Устройство отделения хвостового отсека ракетного блока, оснащенного двигательной установкой, содержащее отделяемые панели, соединенные замками по поперечному стыку с корпусом блока ступени и по продольным стыкам замками между собой, толкатели поперечного стыка отделяемых панелей и направляющие кронштейны отделяемых панелей, отличающееся тем, что направляющие кронштейны имеют ребра, которые с зазором охватывают ролики качения отделяемых панелей, а оси вращения роликов качения с одной стороны установлены с возможностью продольного перемещения в продольных вырезах, выполненных в ребрах направляющих кронштейнов, а с другой стороны жестко закреплены посредством кронштейнов на отделяемых панелях, при этом оси вращения роликов качения каждой панели соосны и перпендикулярны плоскости симметрии отделяемых панелей и взаимодействуют с шарнирно подпружиненными стопорами, закрепленными на направляющих кронштейнах, а сами ролики качения после выхода из продольных вырезов ребер направляющих кронштейнов взаимодействуют с взаимно параллельными контактирующими опорными направляющими поверхностями направляющих кронштейнов.

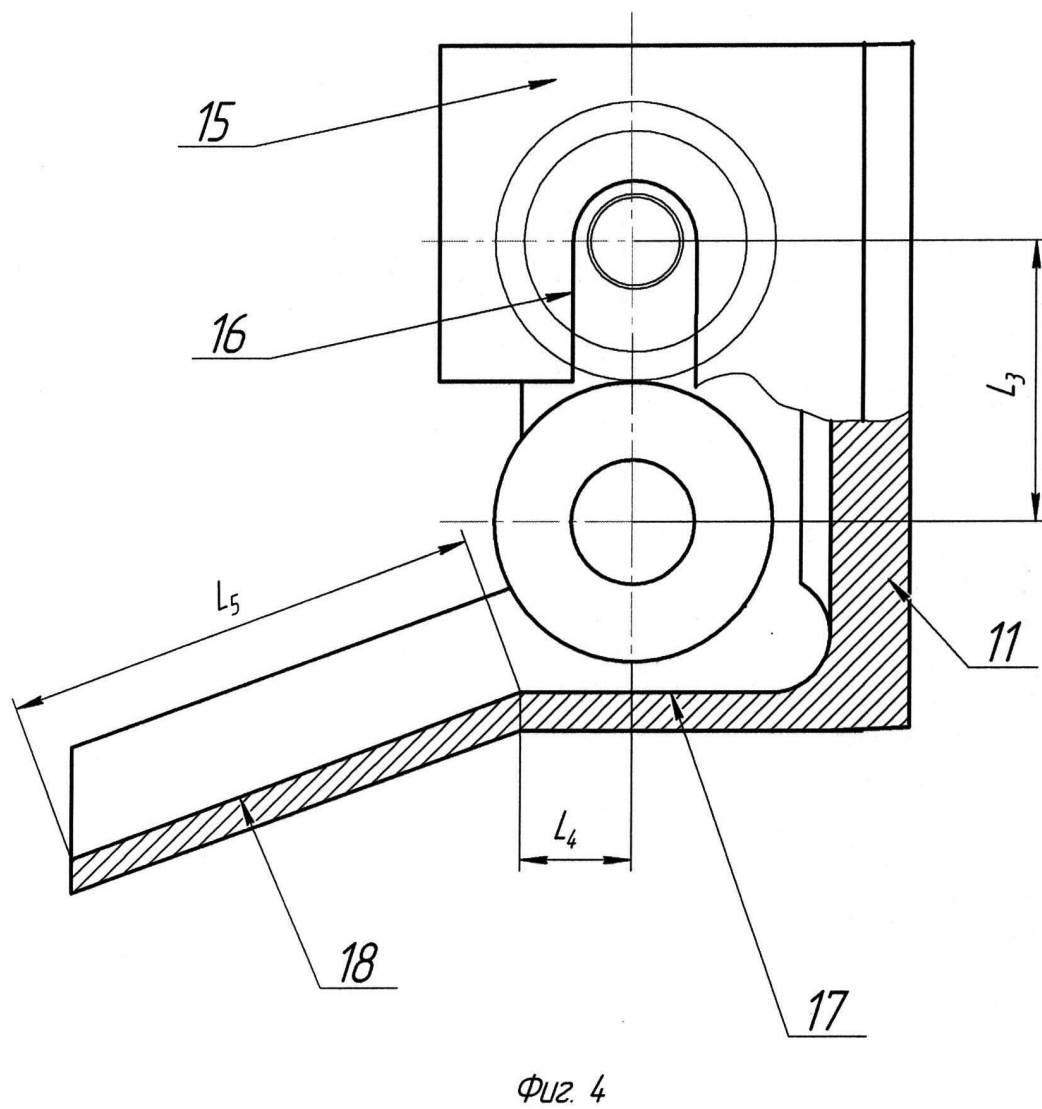


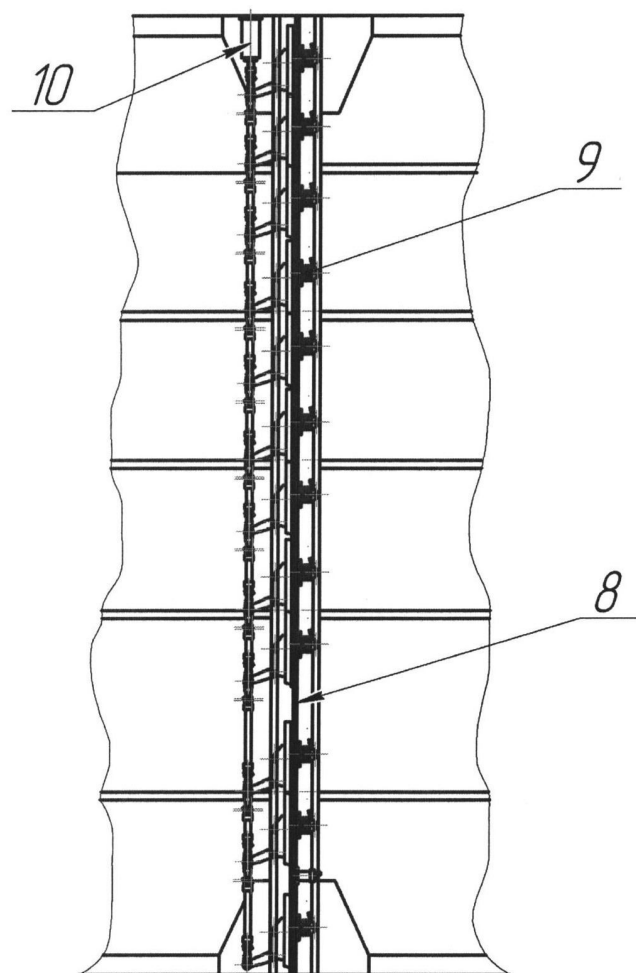
Фиг. 1





Фиг. 3





Фиг. 5