РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **200 445**(13) **U1**

(51) МПК
B64G 1/22 (2006.01)
B81B 7/04 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
***B64G 1/22** (2020.08); **B81B 7/04** (2020.08)*

(21)(22) Заявка: **2020122662, 03.07.2020**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
03.07.2020

Дата регистрации:
26.10.2020

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **03.07.2020**

(45) Опубликовано: **26.10.2020** Бюл. № **30**

Адрес для переписки:
390005, г. Рязань, ул. Гагарина, 59/1, ФГБОУ ВО "РГРТУ"

(72) Автор(ы):
Линьков Владимир Анатольевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 198984 U1, 06.08.2020. RU 2716728 C1, 16.03.2020. EP 3326920 A1, 30.05.2018. US 10207824 B2, 19.02.2019.**

(54) БИНАРНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ С РЕКОНФИГУРИРУЕМОЙ АНТЕННОЙ, СОВМЕЩЕННОЙ С СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕЕЙ, РАЗВЕРТЫВАЕМОЙ МУЛЬТИВЕКТОРНЫМИ МАТРИЧНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

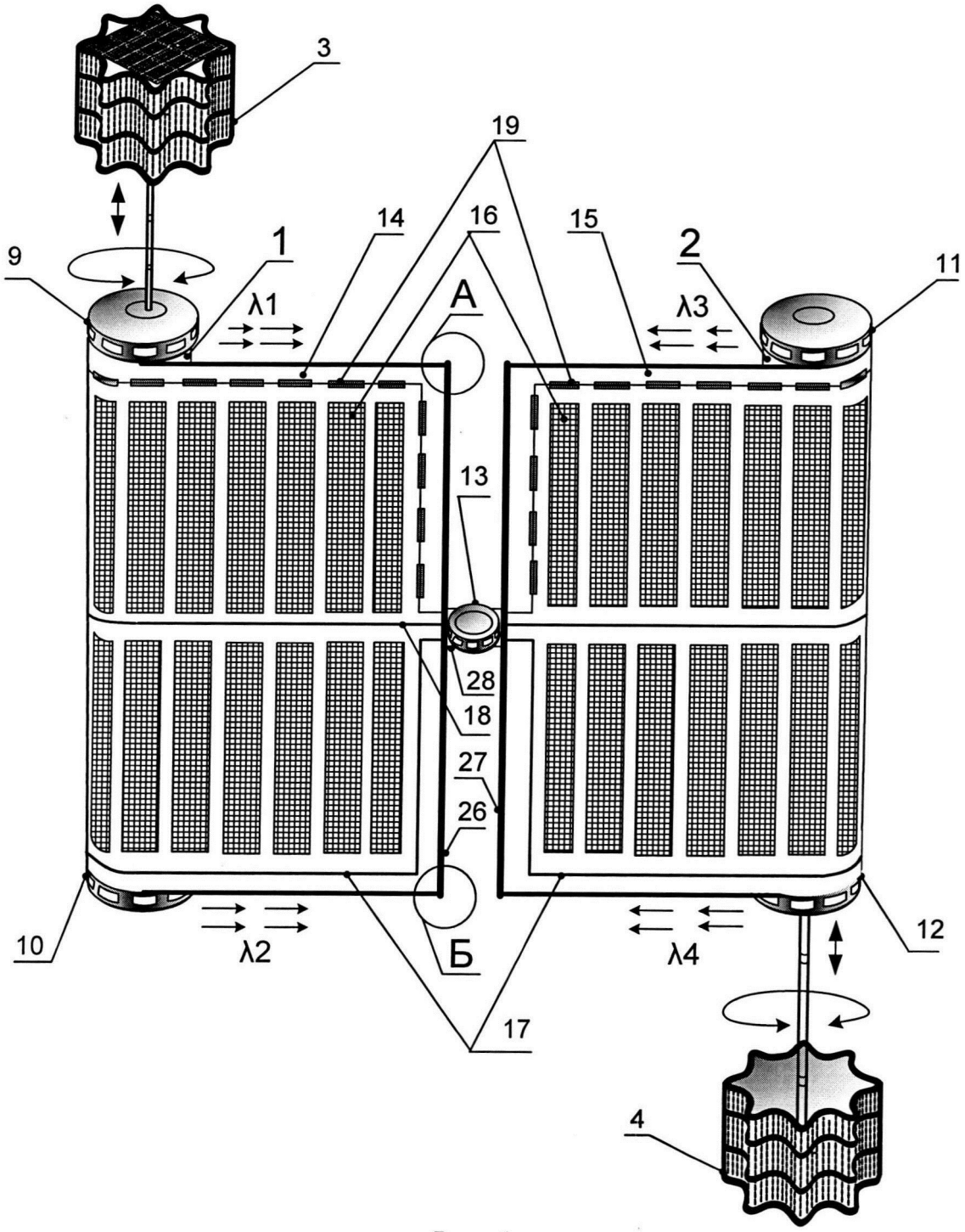
(57) Реферат:

Полезная модель относится к малоразмерным бинарным космическим аппаратам (БКА), предназначенным для создания реконфигурируемых многоэлементных антенных систем. БКА содержит два цилиндрообразных корпуса, в центрах торцов которых размещены две телескопические штанги, на которых размещены два мультивекторных матричных ракетных двигателя (ММРД) с волнообразными цилиндрическими поверхностями для развертывания смотанной в два рулона гибкой солнечной батареи (СБ), интегрированной с антенной. По окончанию свертывания БКА ММРД надеваются на цилиндрообразные корпуса по принципу «русской матрешки». Полотно СБ состоит из двух равных по длине частей, концы которых соединены с цилиндрообразными корпусами и с соединенными полой перемычкой посередине натяжными стержнями, в одном из которых размещены выдвижные стыковочные узлы. Для управления с помощью ММРД длиной развертывания СБ и ориентации БКА относительно других БКА служат четыре дисковые сканирующие лазерные дальномеры, закрепленные на торцах цилиндрообразных корпусов. Техническим результатом является возможность стыковки с несколькими БКА, развертывание и свертывание СБ, интегрированной с антенной, непосредственно сматываемой или наматываемой на цилиндрообразные корпуса с помощью ММРД, их компактная парковка по окончанию свертывания БКА.

RU 200445 U1

RU 200445 U1

RU 200445 U1



Фиг. 1

Полезная модель относится к малоразмерным бинарным космическим аппаратам (БКА), весом менее 1000 грамм, предназначенным для создания реконфигурируемых антенн или многоэлементных антенных систем на базе нескольких БКА.

Используемое в описании полезной модели словосочетание «бинарный космический аппарат» (БКА) - понимается как космический аппарат, состоящий из двух цилиндрообразных корпусов и одной общей гибкой ленточной солнечной батареи, расположенной между ними, разворачиваемой за счет разматывания солнечных батарей, намотанных в рулон вокруг первого и второго корпуса, вращение которых и перемещения одного корпуса относительно другого в противоположные стороны осуществляется с помощью мультивекторных матричных ракетных двигателей (ММРД) с волнообразными цилиндрическими поверхностями. Гибкая ленточная солнечная батарея (СБ) - это гибкая диэлектрическая ленточная подложка, на которую нанесен массив соединенных между собой тонкопленочных солнечных фотоэлементов.

Известен микро-спутник с солнечной батареей, выполненной в виде гибкой подложки с нанесенными тонкопленочными солнечными фотоэлементами, намотанной при выведении вокруг корпуса микро-спутника и развертываемой с помощью пружин после выхода на заданную орбиту. Микро-спутник содержит: корпус спутника, механизм развертывания на базе торсионных пружин, солнечные батареи, выполненные из гибкой подложки с нанесенными тонкопленочными фотоэлементами, двигатели, антенны, солнечный датчик, конусный узел стыковки с другим спутником (Patent US 9758260 B2, Sep. 12, 2017, B64G 1/22, B64G 1/10, Low VOLUME MICRO SATELLITE WITH ELEXIBLE WINDED PANELS EXPANDABLE AFTER LAUNCH).

Недостатком устройства является отсутствие возможности свертывания в два рулона гибкой подложки с тонкопленочной ленточной СБ, совмещенной с коллинеарной антенной, наматываемой непосредственно вокруг двух цилиндрообразных корпусов БКА при помощи ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, в сочетании с которыми выдвижные стыковочные узлы могли бы осуществлять трансформацию многоэлементных антенных систем.

Наиболее близким по технической сущности является бинарный космический аппарат с реконфигурируемой антенной, совмещенной с гибкой ленточной солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями, содержащий два кубических корпуса с закрепленной между ними гибкой подложкой с тонкопленочными солнечными фотоэлементами, которая выполнена в виде диэлектрической ленты с возможностью свертывания в рулон с нанесенными информационно-силовыми шинами и коллинеарной антенной, позиционной штрих-кодовой лентой, два датчика штрих-кода, два мультивекторных матричных ракетных двигателя, две выдвижные телескопические штанги, шесть линейных шаговых двигателя, две катушки, два дисковых токосъемника, четыре шаговых двигателя, четыре лазерных дальномера, четыре ПЗС-матрицы, два солнечных датчика, два контроллера, два стабилизатора напряжения, два приемопередатчика, четыре поворотные стыковочные площадки (Патент на изобретение RU 2714064 C1, 11.02.2020, B64G 1/22, B64G 1/10, B81B 7/04 БИНАРНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ С РЕКОНФИГУРИРУЕМОЙ АНТЕННОЙ, СОВМЕЩЕННОЙ С ГИБКОЙ ЛЕНТОЧНОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕЕЙ, РАЗВЕРТЫВАЕМОЙ МУЛЬТИВЕКТОРНЫМИ МАТРИЧНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ / Линьков В.А., Гусев С.И., Колесников С.В., Линьков Ю.В., Линьков П.В., Таганов А.И.).

Недостатком устройства является отсутствие возможности свертывания в два рулона гибкой подложки с тонкопленочной ленточной СБ, совмещенной с коллинеарной

антенной, наматываемой непосредственно вокруг двух цилиндрообразных корпусов БКА при помощи ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, в сочетании с которыми выдвижные стыковочные узлы могли бы осуществлять трансформацию многоэлементных антенных систем.

Отличие предлагаемого технического решения от выше изложенных заключается во введении двух цилидрообразных корпусов, что позволило осуществить намотку гибкой солнечной батареи непосредственно вокруг корпусов без применения дополнительных катушек. Введение двух ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями генерирующих пакеты тяг с заданными комбинациями их величин и направлений, позволило осуществить реверсивное вращение двух корпусов в сочетании с реверсивным перемещением их относительно друг друга. Это позволило с помощью ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями многократно разворачивать и сворачивать в рулон СБ. Введение четырех дискообразных сканирующих лазерных дальномеров, работающих с обзором горизонта в 360° градусов, размещенных на торцах цилиндрообразных корпусов, позволило постоянно отслеживать расстояние между верхними и нижними торцами корпусов и угол наклона оси симметрии одного корпуса относительно другого, а также постоянно отслеживать расстояние до рядом расположенных БКА при развертывании многоэлементных антенных полей заданной конфигурации, состоящих из нескольких синхронизированных БКА. Введение двух натяжных стержней, соединенных посередине между собой полой перемычкой, позволило убрать с корпуса выступающие части (солнечный датчик) для выполнения равномерной намотки солнечной батареи на цилиндрообразные корпуса и осуществить по принципу «русской матрешки» беспрепятственное выдвижение и вложение ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями на этапах развертывания и свертывания БКА в космосе. Введение полой перемычки позволило закрепить на ней дискообразный солнечный датчик с равномерным распределением фотоэлементов по внешней поверхности кольца и разместить его геометрически посередине полотна солнечной батареи, состоящей из двух гибких диэлектрических ленточных подложек, увеличив его горизонт обзора. Введение стыковочных конусов и воронок с нанесенными токопроводящими шинами позволило осуществлять обмен информацией и электроэнергией между нескольким БКА по проводному каналу связи для перераспределения мощности передатчиков и самовосстановления системы при повреждениях отдельных БКА. Введение стыковочных выдвижных штанг, соединенных со стыковочными линейными шаговыми двигателями, позволило выдвигать встречно на заданную длину элементы стыковочных узлов для ускорения процесса стыковки. Введение светодиодных колец, закрепленных на стыковочном конусе совместно с введением ПЗС-матрицы и центральных светодиодов, расположенных на кончике стыковочного конуса и на дне стыковочной воронки, позволило при совмещении изображения центра светодиодного круга с изображением удаленной центральной точкой, центры которых лежат на одной оси (линии визирования), осуществить точное вложение стыковочного конуса в стыковочную воронку.

Техническим результатом является возможность свертывания в два рулона гибкой подложки с тонкопленочной ленточной СБ, совмещенной с коллинеарной антенной, наматываемой непосредственно вокруг двух цилиндрообразных корпусов БКА при помощи ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, в сочетании с которыми выдвижные стыковочные узлы осуществляют трансформацию многоэлементных антенных систем.

Технический результат предложенной полезной модели достигается совокупностью

существенных признаков, а именно: бинарный космический аппарат с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями, содержащий два корпуса с закрепленной между ними гибкой подложкой с тонкопленочными солнечными фотоэлементами, которая выполнена в виде диэлектрической ленты с возможностью свертывания в рулон, с нанесенными информационно-силовыми шинами и коллинеарной антенной, мультивекторные матричные ракетные двигатели, выдвижные телескопические штанги, линейные шаговые двигатели, лазерные дальномеры, солнечный датчик, два контроллера, два стабилизатора напряжения, два приемопередатчика, стыковочные узлы, два мультивекторных матричных ракетных двигателя с волнообразными цилиндрическими поверхностями, две выдвижные телескопические штанги, два линейных шаговых двигателя, четыре дискообразных сканирующих лазерных дальномера, первый и второй стыковочные линейные шаговые двигатели, две выдвижные стыковочные штанги, стыковочную воронку с нанесенными с внутренней конусной поверхности кольцевыми токопроводящими шинами, стыковочный конус с нанесенными с внешней конической поверхности кольцевыми токопроводящими шинами, стыковочный стакан малого диаметра, ПЗС-матрицу, стыковочный стакан большего диаметра, электромагнитный замок, стыковочные светодиоды, два натяжных стержня, соединенные между собой посередине пустотелой перемычкой, в середине которой закреплен солнечный датчик, выполненный дискообразным с равномерным распределением фотоэлементов по внешней боковой поверхности диска, электрически соединенный с информационной шиной, первый и второй корпуса, выполненные цилиндрообразными, на торцах которых закреплены дискообразные сканирующие лазерные дальномеры, наружные диаметры которых меньше внутренних диаметров оснований волнообразных цилиндрических поверхностей мультивекторных матричных ракетных двигателей с волнообразными цилиндрическими поверхностями, которые соединены с торцами цилиндрообразных корпусов через выдвижные телескопические штанги, проходящие через центральные отверстия, расположенные по центрам дискообразных сканирующих лазерных дальномеров, внутренние стороны которых ограничивают по ширине свернутые в рулон полотна гибких диэлектрических ленточных подложек солнечных батарей, края полотен которых механически крепятся к первому и второму цилиндрообразным корпусам, а электрически соединены с нанесенными информационными и силовыми шинами, а противоположные края первой и второй гибких диэлектрических ленточных подложек механически соединены с первым и вторым натяжными стержнями, соединенными между собой пустотелой перемычкой, внутри которой проходят информационные и силовые шины, соединяющие между собой первый и второй контроллеры и стыковочные узлы, причем в первом натяжном стержне по краям сформированы две тубусообразные камеры, в первой из которых размещен первый стыковочный линейный шаговый двигатель, соединенный через первую стыковочную выдвижную штангу с закрепленным на вершине стыковочной воронки стыковочным стаканом большего диаметра, посередине которого снаружи размещен электромагнитный замок, а по центру основания с внутренней стороны - центральный стыковочный светодиод, на основании стыковочной воронки размещены по кольцу стыковочные светодиоды, во второй тубусообразной камере с противоположной стороны натяжного стержня размещен второй стыковочный линейный шаговый двигатель, соединенный через вторую стыковочную выдвижную штангу с центром основания стыковочного конуса, на вершине которого закреплен стыковочный стакан малого диаметра с наружным кольцевым замочным пазом и

размещенной внутри ПЗС-матрицей.

Сущность полезной модели поясняется на Фиг. 1, где представлен бинарный космический аппарат с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями в момент развертывания гибкой ленточной СБ. На Фиг. 2 представлена структурная блок-схема бинарного космического аппарата с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями. На Фиг. 3 представлен выносной элемент А (10:1) в увеличенном масштабе и в разрезе, поясняющий конструкцию выдвижного стыковочного узла, расположенного в верхней камере натяжного стержня. На Фиг. 4 представлен выносной элемент Б (10:1) в увеличенном масштабе и в разрезе, поясняющий конструкцию выдвижного стыковочного узла, расположенного в нижней камере натяжного стержня. На Фиг. 5 представлен выносной элемент В (10:1) в увеличенном масштабе и в разрезе, поясняющий конструкцию, полученную при соединении двух выдвижных стыковочных узлов состыковавшихся БКА. На Фиг. 6, Фиг. 7, Фиг. 8 поясняются этапы развертывания свернутой в рулон гибкой солнечной батареи. Фиг. 6, первый этап - выполнение тестирования после выведения на заданную орбиту. Фиг. 7, второй этап - выполнение развертывания гибкой СБ. Фиг. 8, третий этап - выполнение развертывания гибкой СБ с одновременной оптимальной ориентацией ее на Солнце и на заданный источник радиосигнала и последующей стыковкой двух БКА.

Бинарный космический аппарат с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями, содержит: (Фиг. 1, Фиг. 2) первый цилиндрообразный корпус 1, второй цилиндрообразный корпус 2, первый 3, второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, первый 5, второй 6 линейные шаговые двигатели, первую 7, вторую 8 выдвижные телескопические штанги; первый 9, второй 10 третий 11, четвертый 11 дискообразные сканирующие лазерные дальномеры, дисковый солнечный датчик 13, первую 14 и вторую 15 гибкую диэлектрические ленточные подложки, тонкопленочные солнечные фотоэлементы 16, силовые шины 17, информационную шину 18, коллинеарную антенну 19, первый 20 и второй 21 контроллеры, первый 22 и второй 23 стабилизаторы напряжения, первый 24 и второй 25 приемопередатчики, первый натяжной стержень 26, второй натяжной стержень 27, полую перемычку 28, стыковочную воронку 29, стыковочный конус 30, кольцевые токопроводящие шины 31, стыковочный стакан большего диаметра 32, стыковочный стакан меньшего диаметра 33, стыковочные кольцевые светодиоды 34, центральный стыковочный светодиод 35, электромагнитный замок 36, ПЗС-матрицу 37, кольцевой паз стыковочного стакана меньшего диаметра 38, первая 39 и вторая 40 стыковочные выдвижные штанги, первый 41 и второй 42 стыковочные линейные шаговые двигатели. Для размещения в первом 26 натяжном стержне выдвижных стыковочных узлов, в нем от верхних и нижних краев до середины сформированы две тубусообразные камеры. На фиг. 2, в границах замкнутых пунктирных линий, расположены элементы, конструктивно размещенные в первом 1 и втором 2 цилиндрообразных корпусах. $\lambda 1$, $\lambda 2$, $\lambda 3$, $\lambda 4$ - выделенные длинны волн электромагнитного излучения оптического диапазона, излучаемые первым 9, вторым 10, третьим 11, четвертым 12 дискообразными сканируемыми лазерными дальномерами.

Для успешного развертывания БКА, собранного по принципу «русской матрешки», должны быть выполнены следующие условия: наружный диаметр дисков дискообразных сканирующих лазерных дальномеров должен быть меньше минимального внутреннего

диаметра волнообразного контура мультивекторных матричных ракетных двигателей (ММРД) с волнообразными цилиндрическими поверхностями; толщина намотки гибкой СБ не должна выходить за наружный диаметр дисков сканирующих лазерных дальномеров; ширина гибкой диэлектрической ленточной подложки СБ не должна превышать расстояния между дисками сканирующих лазерных дальномеров, расположенных на торцах первого и второго цилиндрообразных корпусов; ширина пустотелой перемычки должна быть достаточной для того, чтобы в процессах свертывания и развертывания ММРД не смогли задеть друг друга цилиндрическими поверхностями при выдвижении их телескопическими штангами.

Для осуществления полезной модели могут быть использованы, например, известные технологии изготовления компонентов. В качестве мультивекторного матричного ракетного двигателя (ММРД) с волнообразной цилиндрической поверхностью может быть использована мультивекторная матричная ракетная двигательная система с цифровым управлением величины и направления тяги, которая состоит из плоской дискообразной с волнообразным внешним контуром монолитной термостойкой диэлектрической подложки, с размещенными на ней квадратной матричной реверсивной структурой двигательных ячеек, соединенной с повторяющим ее контур цилиндрообразной полой с волнообразным профилем монолитной термостойкой диэлектрической подложкой с радиально-веерной ориентацией всех продольных осей конусообразных микропор на центры чередующихся сопряженных вогнутых и выпуклых полуокружностей, образующих в совокупности замкнутую волнообразную внешнею поверхность. Все конусообразные микропоры заполнены твердым топливом и ранжированы по объему в пропорциях последовательных степенях числа два (1-2-4-8-16-32), обеспечивающих генерацию множества разнонаправленных векторов тяги с прецизионным цифровым управлением в двоичном коде величиной тяги каждой ячейки (Патент на изобретение RU 2707474 C1, 26.11.2019, F02K 9/95, B64G 1/40, МУЛЬТИВЕКТОРНАЯ МАТРИЧНАЯ РАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА С ЦИФРОВЫМ УПРАВЛЕНИЕМ ВЕЛИЧИНОЙ И НАПРАВЛЕНИЕМ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ ЯЧЕЕК ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ / Линьков В.А., Гусев С.И., Колесников С.В., Линьков Ю.В., Линьков П.В., Таганов А.И.), (Патент на полезную модель RU 189442 U1, 22.05.2019, F02K 9/94, F02K 9/95, B64G 1/40, B81B 7/04, МУЛЬТИВЕКТОРНАЯ МАТРИЧНАЯ РАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА С ЦИФРОВЫМ УПРАВЛЕНИЕМ ВЕЛИЧИНОЙ И НАПРАВЛЕНИЕМ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ ЯЧЕЕК ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ / Линьков В.А., Гусев С.И., Колесников С.В., Линьков Ю.В., Линьков П.В., Таганов А.И.).

При изготовлении гибкой СБ могут быть использованы известные технологии изготовления гибких солнечных тонкопленочных батарей, выполненных на базе гибкой подложки с нанесенными тонкопленочными фотогальваническими элементами, изготовленными, по меньшей мере, из аморфного кремния (a-Si), теллурида кадмия (CdTe), арсенида галлия (GaAs) (Patent US 9758260 B2, Sep. 12, 2017, B64G 1/22, B64G 1/10, LOW VOLUME MICRO SATELLITE WITH ELEXIBLE WINDED PANELS EXPANDABLE AFTER LAUNCH).

Для выполнения стыковки между несколькими БКА, сближающимися с противоположных направлений, в тубусообразные камеры натяжного стержня 26 с противоположных сторон встроены выдвижные стыковочные узлы (Фиг. 3 и Фиг. 4), состоящие из стыковочной воронки 29, соединенной со стыковочным стаканом большего диаметра 32, в которые погружаются при стыковки стыковочный конус 30, соединенный

с стыковочным стаканом меньшего диаметра 33. На внутренней поверхности стыковочной воронки 29 и внешней поверхности стыковочного конуса 30 нанесены кольцевые токопроводящие шины 31 для обмена электроэнергией и информацией между контроллерами состыкованных БКА. По периметру основания стыковочной воронки 29 расположены стыковочные кольцевые светодиоды 34 в виде круга. На дне стыковочного стакана большего диаметра 32 помещен центральный светодиод 35. Все светодиоды 34 и 35 совместно выполняют функции кольца мишени и ее центра, который виден только из определенного стыковочного углового сектора. Электромагнитный замок 36, закрепленный посредине стыковочного стаканы большего диаметра 32, обеспечивает устойчивые контакты между кольцевыми токопроводящими шинами 31 по окончанию стыковки двух БКА. В стыковочном стакане меньшего диаметра 33 установлена ПЗС-матрица 37 для поиска изображения стыковочных огней и выделения контура стыковочного светодиодного кольца 34 мишени и последующей ориентации стыковочного конуса 30 на центральный излучающий светодиод 35 который должен отображаться по центру кольца. После вхождения стыковочного стакана меньшего диаметра 33 в стыковочный стакан большего диаметра 32, происходит их фиксация с помощью электромагнитного замка 36, элементы которого охватывают кольцевой паз 38 стыковочного стакана меньшего диаметра 33, расположенного между вершиной стыковочного конуса 30 и ПЗС-матрицей 37. При стыковке и расстыковки стаканы должны беспрепятственно вкладываться один в дугой и также разъединяться с учетом максимальных температурных колебаний. Для осуществления встречного выдвижения и касания стыковочного конуса 30 или стыковочной воронки 29 со стыкуемыми узлами причаливаемых БКА, используются первая 39 или вторая 40 выдвижные штанги, соединенные, соответственно, с первым 41 и вторым 42 стыковочными линейными шаговыми двигателями.

Устройство работает следующим образом: после вывода на орбиту БКА включаются первый 5 и второй 6 линейные шаговые двигатели, осуществляющие выдвижение первой 7 и второй 8 телескопических штанг, отводящие первый 3 и второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями от торцов первого 1 и второго 2 цилиндрообразных корпусов. Одновременно включаются первый 9, второй 10, третий 11, четвертый 12 дискообразные сканирующие лазерные дальномеры, работающие на выделенных длинах волн λ1, λ2, λ3, λ4 для исключения влияния помех от активных или пассивных источников. После проверки работоспособности первого 9, второго 10, третьего 11, четвертого 12 дискообразных сканирующих лазерных дальномеров включаются первый 3 и второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями которые создают вращение первого 1 и второго 2 цилиндрообразных корпусов, разматывая свернутые в рулон первую 14 и вторую 15 гибкие диэлектрические ленточные подложки СБ, с одновременным удалением одного цилиндрообразного корпуса от другого, растягивая полотно СБ в противоположные стороны для исключения провисания (Фиг. 7). После развертывания на требуемую длину первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложек с тонкопленочными солнечными фотоэлементами 16, БКА переходит в режим ориентации и слежения за Солнцем. Поворот плоскостей первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложек в направлении Солнца и одновременное оптимальное натяжение их осуществляется с помощью первого 3, второго 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, осуществляющие сближение или удаление, или изменение угла наклона, соответственно, первого 1 или второго 2 цилиндрообразных корпусов. Согласно коду координат Солнца, полученных от дискового солнечного

датчика 13 и информации, поступающей с первого 9, третьего 11 и второго 10, четвертого 12 дискообразных сканирующих лазерных дальномеров о расстоянии и углах осей между первым 1 и вторым 2 цилиндрообразными корпусами, осуществляются синхронные угловые повороты первого 1 и второго 2 цилиндрообразных корпусов, без изменения расстояния между ними (Фиг. 8). На первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложках, кроме тонкопленочных солнечных фотоэлементов 16 и соединяющих их силовых шин 17, также нанесены коллинеарная антенна 19 и проводной двунаправленный канал связи в виде информационной шины 18 для обмена информацией между первым 20 и вторым 21 контроллерами и получения информации от дискового солнечного датчика 13, выполненного с равномерным распределением фотоэлементов по внешней боковой поверхности диска. Для улучшения обзора горизонта дисковый солнечный датчик 13 размещен посередине полой перемычки 28, внутри которой проходят информационная и силовые шины, соединяющие первый 20 и второй 21 контроллеры. Полая перемычка 28 механически соединяет между собой первый 26 и второй 27 натяжные стержни, совместно образующие жесткую Н-образную раму для натяжения между первым 1 и вторым 2 цилиндрообразными корпусами первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложек СБ. Электрический ток, выработанный тонкопленочными солнечными фотоэлементами 16, поступает на входы первого 22 и второго 23 стабилизаторов напряжения, которые выдают стабилизированные напряжения для питания первого 24 и второго 25 приемопередатчиков, для зарядки аккумуляторов первого 20 и второго 21 контроллеров и для обеспечения электропитанием всех датчиков и двигателей. При построении многоэлементных антенных систем (Фиг. 8) осуществляется сборка из нескольких идентичных БКА за счет их стыковки в виде заданных программой геометрических фигур. Для осуществления этого выполняется следующая последовательность действий. На двух БКА, или нескольких, при выполнении групповой стыковки, из тубусообразных камер натяжного стержня 26 выдвигаются стыковочные элементы соответственно для каждого БКА, стыковочная воронка 29 или стыковочный конус 30. С помощью первого 9, второго 10, третьего 11, четвертого 12 дискообразных сканирующих лазерных дальномеров осуществляется взаимный поиск, определяются координаты и идентификационный код каждого стыковочного узла. С помощью первого 3 и второго 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями осуществляется сближение БКА, до обнаружения и захвата светодиодного стыковочного кольца 34, расположенного по периметру основания стыковочной воронки 29, с помощью ПЗС-матрицы 37, расположенной на кончике стыковочного стакана 33, прикрепленного к вершине стыковочного конуса 30. При попадании центрального светодиода 35 в центр стыковочного светодиодного кольца 34, линейные шаговые двигатели 41 или 42 (в зависимости от типа выбранного стыковочного узла идентичного БКА) выдвигают соответствующие стыковочную воронку 29 или стыковочный конус 30 навстречу друг другу до плотного соединения кольцевых токопроводящих шин 31, последующего срабатывания электромагнитного замка 36 и выключения центрального стыковочного светодиода 35 (Фиг. 8). Это позволяет жестко зафиксировать расстояние и положение между антеннами одного БКА относительно другого и гибко перераспределять информационные и энергетические ресурсы.

На Фиг. 6, Фиг. 7, Фиг. 8 поясняются этапы развертывания гибкой солнечной батареи. Фиг. 6, первый этап - выполнение тестирования после выведения на заданную орбиту. На этом этапе тестируется электроника всех ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, в полости которых вложены вершины первого и второго

цилиндрических корпусов по принципу «русской матрешки», с целью уменьшения габаритов БКА. Также, в этот режим БКА может переходить при завершении основной работы и для уменьшения размеров отражающей поверхности БКА, когда не требуется полного развертывания СБ и ее ориентации на солнце, а площади двух открытых для освещения участков солнечной батареи достаточно для выработки энергии, обеспечивающей работу БКА в дежурном режиме. Фиг. 7, второй этап - выполнение развертывания гибкой СБ. На этом этапе первый 3, второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями с помощью первой 7 второй 8 выдвижных телескопических штанг отводятся от первого 1 и второго 2 цилиндрообразных корпусов. После этого включаются первый 3 и второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями, которые разматывают рулоны и растягивают размотанное полотно первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложек в противоположные стороны, за счет создания мультивекторных тяг и ориентируясь по показаниям дискообразных сканирующих лазерных дальномеров с длинами волн λ1, λ2, λ3, λ4. Фиг. 8, третий этап - выполнение развертывания гибкой солнечной батареи с одновременной ориентацией ее на Солнце и последующей стыковкой двух БКА. На этом этапе, первый 3 и второй 4 ММРД с волнообразными цилиндрическими поверхностями осуществляют синхронные угловые развороты первого 1 и второго 2 цилиндрообразных корпусов, согласно заданным координатам ориентации поверхностей первой 14 и второй 15 гибких диэлектрических ленточных подложек с тонкопленочными солнечными фотоэлементами 16. Оптимальная ориентация направления СБ на Солнце происходит в сочетании с оптимальным поворотом ее на заданный угол вокруг оси, проходящий через геометрический центр полотна подложки СБ, при ориентации антенны на источник радиосигнала. Второй пристыковавшегося БКА согласно программы управления, также может периодически изменять свои электрические характеристики антенны. На Фиг. 5 представлен выносной элемент В (10:1) в увеличенном масштабе и в разрезе, поясняющий конструкцию, полученную при соединении двух выдвижных стыковочных узлов состыковавшихся БКА (Фиг. 8). Двунаправленными стрелками показаны направления развертывания и свертывания гибкой солнечной батареи.

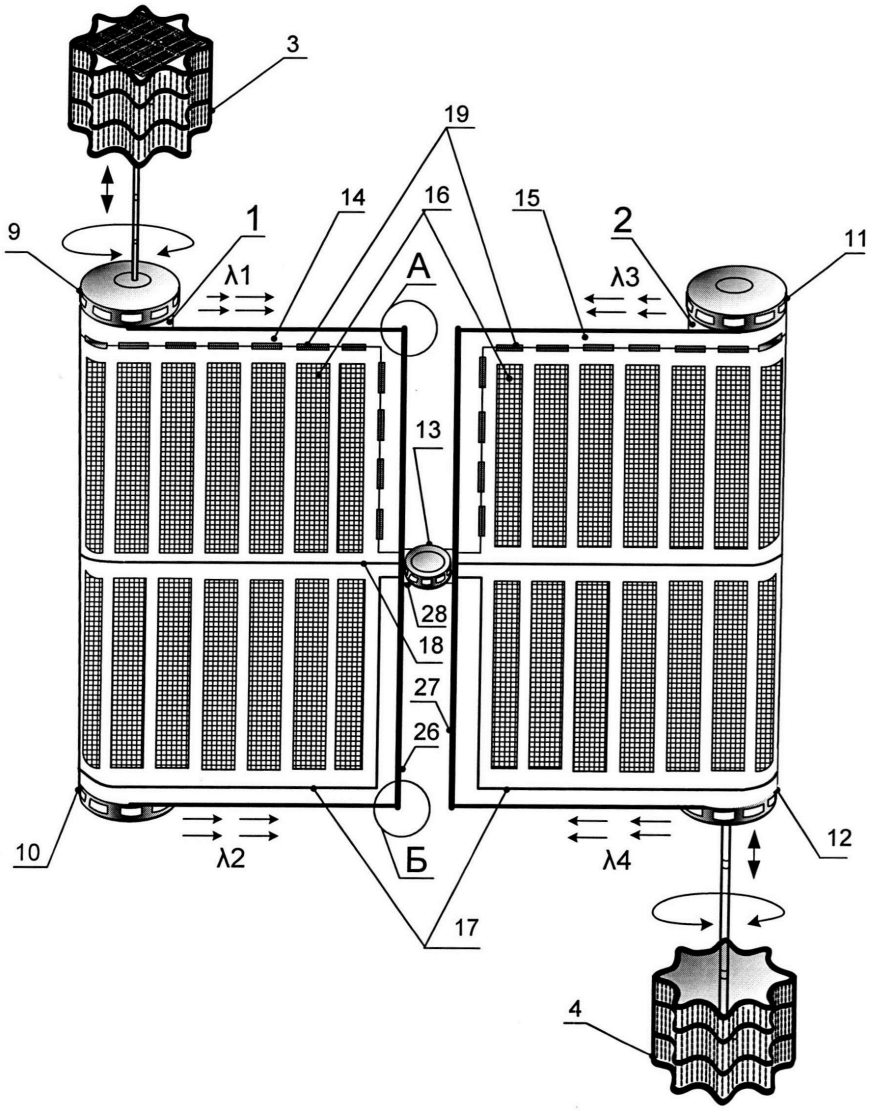
Предложенная конструкция бинарного космического аппарата с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями, позволила с помощью телескопических штанг надевать цилиндрообразные двигатели большего диаметра на торцы меньшего диаметра цилидрообразных корпусов по принципу «русской матрешки» и осуществлять скоростное свертывание и развертывание гибкой диэлектрической ленточной подложки непосредственно наматывая или сматывая СБ на один или одновременно на два цилиндрообразных корпуса, что позволило уменьшить габариты выводимого в космос БКА и получить максимальное отношение площади развертываемой солнечной батареи по отношению к сверхмалой площади поверхности корпуса БКА. Кроме того, размещение в тубусообразных камерах натяжного стержня выдвижных стыковочных узлов, позволило удерживать состыкованные БКА с развернутыми антеннами на строго фиксированном расстоянии друг от друга и осуществлять обмен информацией и электроэнергией по проводному каналу связи при каждой реконфигурации архитектуры многоэлементной антенной системы, что ранее невозможно было осуществить с помощью известных конструкций малоразмерных космических аппаратов.

(57) Формула полезной модели

Бинарный космический аппарат с реконфигурируемой антенной, совмещенной с солнечной батареей, развертываемой мультивекторными матричными ракетными двигателями, содержащий два корпуса с закрепленной между ними гибкой подложкой с тонкопленочными солнечными фотоэлементами, которая выполнена в виде диэлектрической ленты с возможностью свертывания в рулон, с нанесенными информационно-силовыми шинами и коллинеарной антенной, мультивекторные матричные ракетные двигатели, выдвижные телескопические штанги, линейные шаговые двигатели, лазерные дальномеры, солнечный датчик, два контроллера, два стабилизатора напряжения, два приемопередатчика, стыковочные узлы, отличающийся тем, что содержит два мультивекторных матричных ракетных двигателя с волнообразными цилиндрическими поверхностями, две выдвижные телескопические штанги, два линейных шаговых двигателя, четыре дискообразных сканирующих лазерных дальномера, первый и второй стыковочные линейные шаговые двигатели, две выдвижные стыковочные штанги, стыковочную воронку с нанесенными с внутренней конусной поверхности кольцевыми токопроводящими шинами, стыковочный конус с нанесенными с внешней конической поверхности кольцевыми токопроводящими шинами, стыковочный стакан малого диаметра, ПЗС-матрицу, стыковочный стакан большего диаметра, электромагнитный замок, стыковочные светодиоды, два натяжных стержня, соединенные между собой посередине пустотелой перемычкой, в середине которой закреплен солнечный датчик, выполненный дискообразным с равномерным распределением фотоэлементов по внешней боковой поверхности диска, электрически соединенный с информационной шиной, первый и второй корпуса, выполненные цилиндрообразными, на торцах которых закреплены дискообразные сканирующие лазерные дальномеры, наружные диаметры которых меньше внутренних диаметров оснований волнообразных цилиндрических поверхностей мультивекторных матричных ракетных двигателей с волнообразными цилиндрическими поверхностями, которые соединены с торцами цилиндрообразных корпусов через выдвижные телескопические штанги, проходящие через центральные отверстия, расположенные по центрам дискообразных сканирующих лазерных дальномеров, внутренние стороны которых ограничивают по ширине свернутые в рулон полотна гибких диэлектрических ленточных подложек солнечных батарей, края полотен которых механически крепятся к первому и второму цилиндрообразным корпусам, а электрически соединены с нанесенными информационными и силовыми шинами, а противоположные края первой и второй гибких диэлектрических ленточных подложек механически соединены с первым и вторым натяжными стержнями, соединенными между собой пустотелой перемычкой, внутри которой проходят информационные и силовые шины, соединяющие между собой первый и второй контроллеры и стыковочные узлы, причем в первом натяжном стержне по краям сформированы две тубусообразные камеры, в первой из которых размещен первый стыковочный линейный шаговый двигатель, соединенный через первую стыковочную выдвижную штангу с закрепленным на вершине стыковочной воронки стыковочным стаканом большего диаметра, посередине которого снаружи размещен электромагнитный замок, а по центру основания с внутренней стороны - центральный стыковочный светодиод, на основании стыковочной воронки размещены по кольцу стыковочные светодиоды, во второй тубусообразной камере с противоположной стороны натяжного стержня размещен второй стыковочный линейный шаговый двигатель, соединенный через вторую стыковочную выдвижную штангу с центром основания стыковочного конуса, на вершине которого закреплен стыковочный стакан малого диаметра с наружным кольцевым замочным пазом и

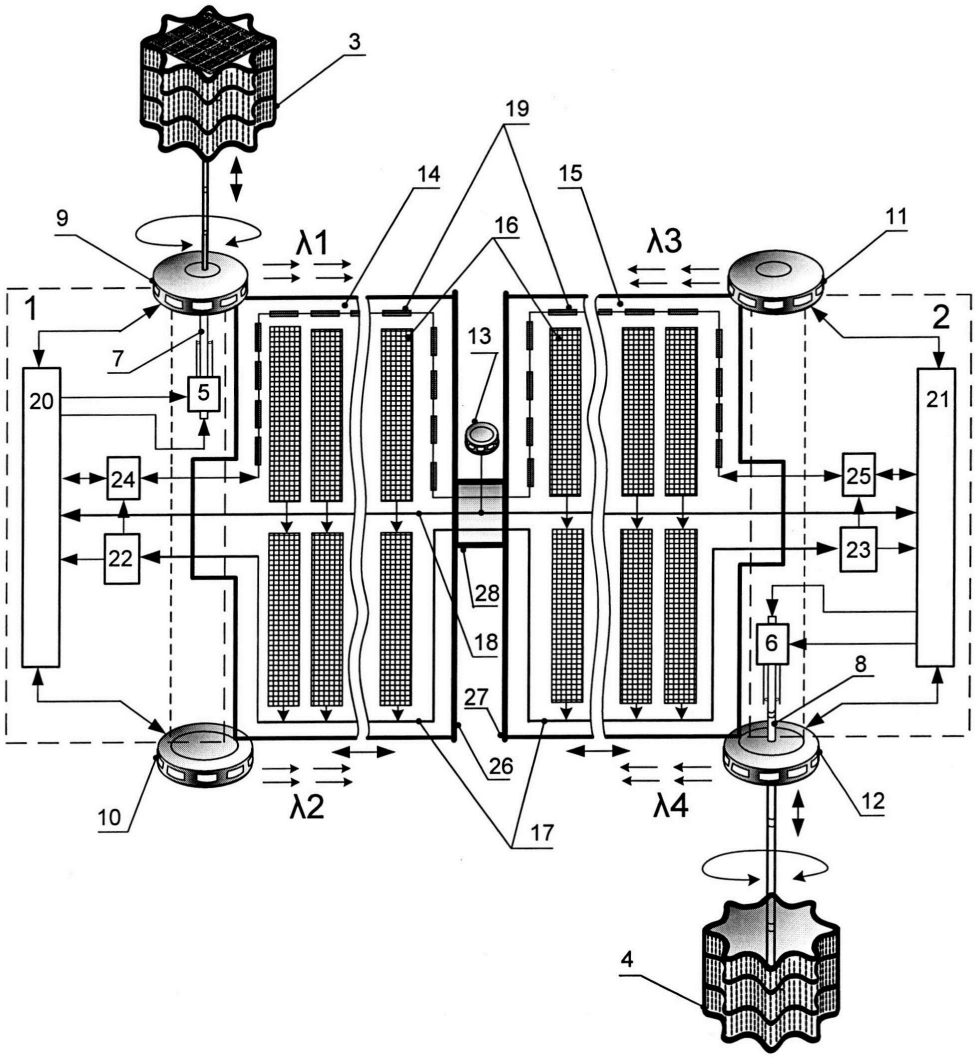
размещенной внутри ПЗС-матрицей.

1



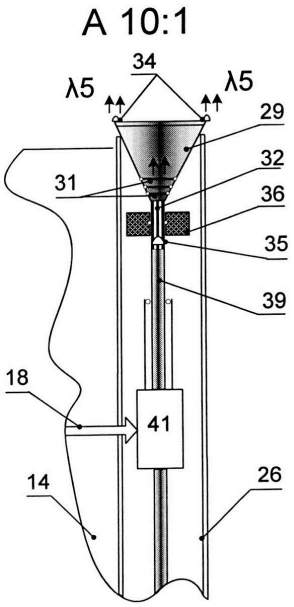
Фиг. 1

2

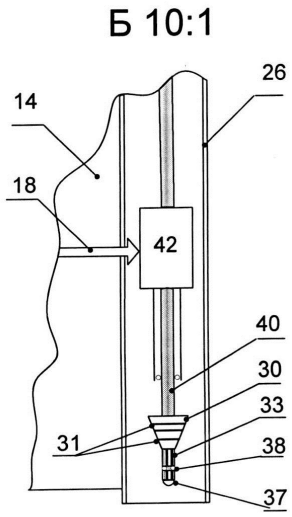

3
19
14
15
9
λ1
16
λ3
11
1
2
7
13
20
5
21
24
25
22
23
28
18
6
8
27
26
12
10
λ2
λ4
17
4

Фиг. 2

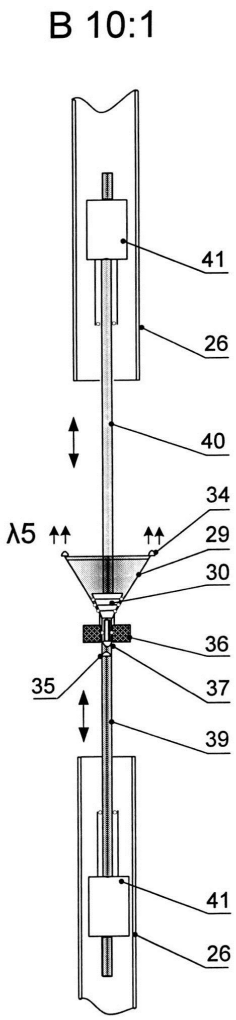
3



Фиг. 3

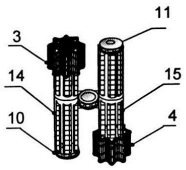


Фиг. 4

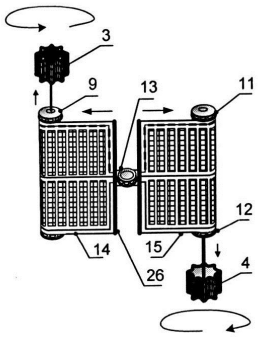


Фиг. 5

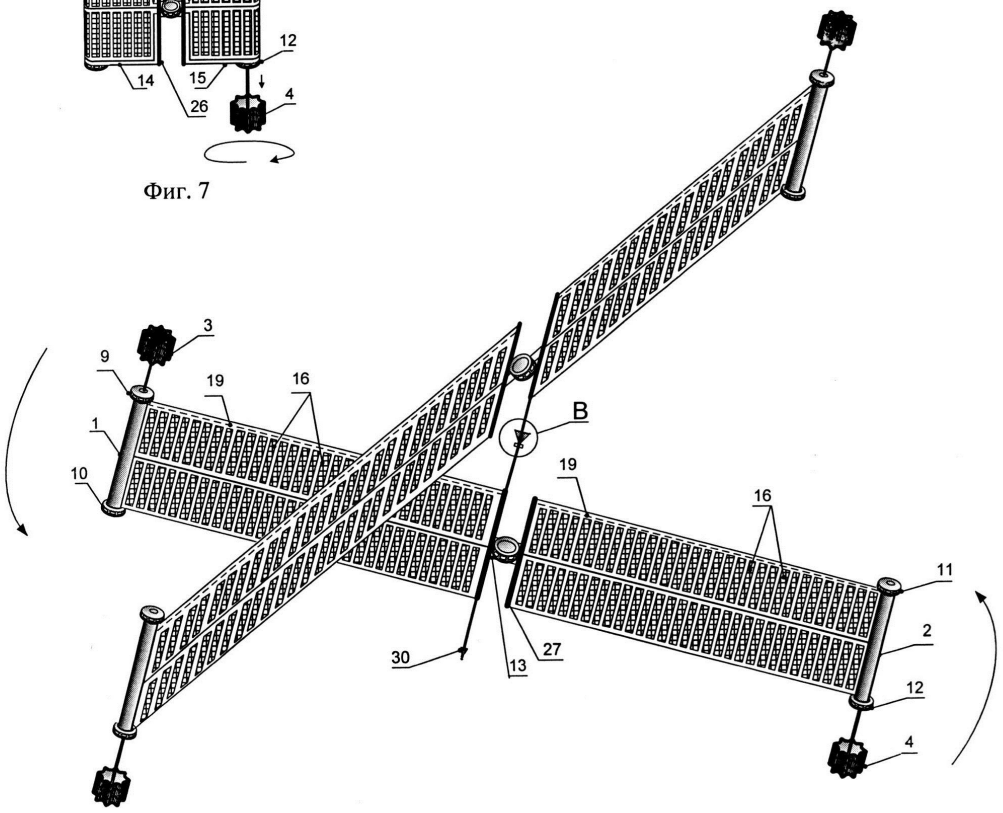
4



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8