



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2011126902/11**, **30.06.2011**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
30.06.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **30.06.2011**(43) Дата публикации заявки: **10.01.2013** Бюл. № 1(45) Опубликовано: **27.04.2013** Бюл. № 12(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **EP 0716365 A2**, **12.06.1996**. **RU 2412873 C1**,
27.02.2011. **SU 1765056 A1**, **30.09.1992**.

Адрес для переписки:

**105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, МГТУ
им. Н.Э. Баумана, ЦЗИС, для А.С. Попова
(СМ-2)**

(72) Автор(ы):

**Майорова Вера Ивановна (RU),
Попов Александр Сергеевич (RU),
Тененбаум Степан Михайлович (RU),
Коцур Олег Сергеевич (RU),
Рачкин Дмитрий Анатольевич (RU),
Неровный Николай Алексеевич (RU),
Назаров Николай Григорьевич (RU),
Скобелев Михаил Михайлович (RU)**

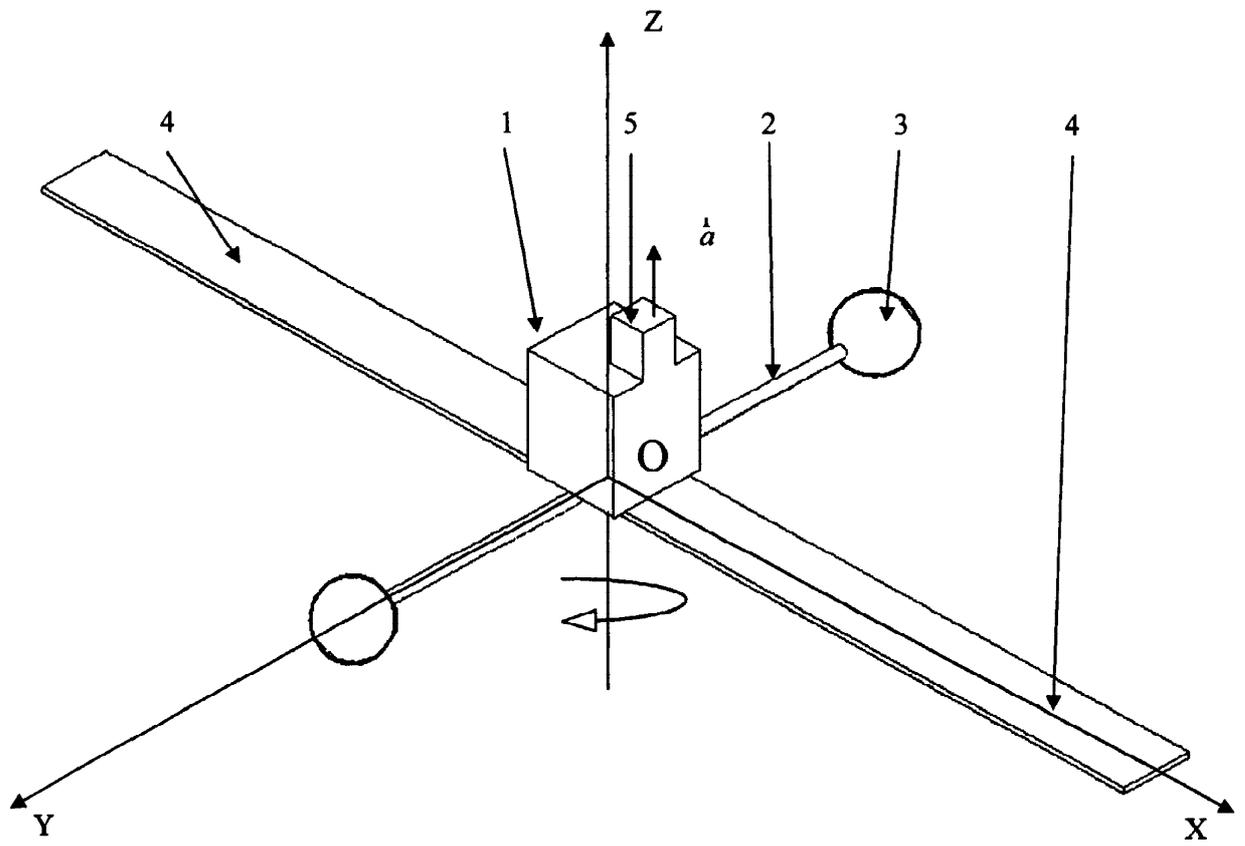
(73) Патентообладатель(и):

**Государственное образовательное
учреждение высшего профессионального
образования "Московский государственный
технический университет имени Н.Э.
Баумана" (RU)****(54) СПОСОБ ПЕРЕОРИЕНТАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к двигательным системам космических аппаратов (КА) и касается маневрирования КА с солнечным парусом для управления его тягой. Способ переориентации и управления тягой вращающегося КА с солнечным парусом заключается в изменении угла ориентации КА в пространстве за счет изменения параметров вращения. Изменение ориентации на требуемый угол производят посредством временной потери устойчивости мгновенной оси вращения КА и восстановления этой устойчивости при переориентации мгновенной оси вращения на требуемый угол относительно исходного положения. Потеря устойчивости происходит за счет управляемой смены соотношений величин трех главных моментов инерции КА относительно его трех главных

ортогональных осей. Исходно максимальный по величине среди трех главных моментов инерции момент инерции относительно оси исходно устойчивого вращения КА временно и управляемо делают средним по величине моментом инерции. При переориентации КА на требуемый угол для восстановления устойчивости величину указанного главного момента инерции снова делают максимальной. Изменение моментов инерции осуществляют путем перераспределения масс КА относительно соответствующих осей в радиальном направлении. Достигается переориентация КА в пространстве независимо от солнечного светового воздействия (давления), изменение ориентации в пространстве лопастей солнечного паруса. 2 з.п. ф-лы, 6 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64G 1/28 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2011126902/11, 30.06.2011**

(24) Effective date for property rights:
30.06.2011

Priority:

(22) Date of filing: **30.06.2011**

(43) Application published: **10.01.2013 Bull. 1**

(45) Date of publication: **27.04.2013 Bull. 12**

Mail address:

105005, Moskva, ul. 2-ja Baumanskaja, 5, MGTU im. N.Eh. Baumana, TsZIS, dlja A.S. Popova (SM-2)

(72) Inventor(s):

**Majorova Vera Ivanovna (RU),
Popov Aleksandr Sergeevich (RU),
Tenenbaum Stepan Mikhajlovich (RU),
Kotsur Oleg Sergeevich (RU),
Rachkin Dmitrij Anatol'evich (RU),
Nerovnyj Nikolaj Alekseevich (RU),
Nazarov Nikolaj Grigor'evich (RU),
Skobelev Mikhail Mikhajlovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

Gosudarstvennoe obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego professional'nogo obrazovanija "Moskovskij gosudarstvennyj tekhnicheskij universitet imeni N.Eh. Baumana" (RU)

(54) **METHOD OF LIGHT-SAIL SPACECRAFT REORIENTATION AND THRUST CONTROL**

(57) Abstract:

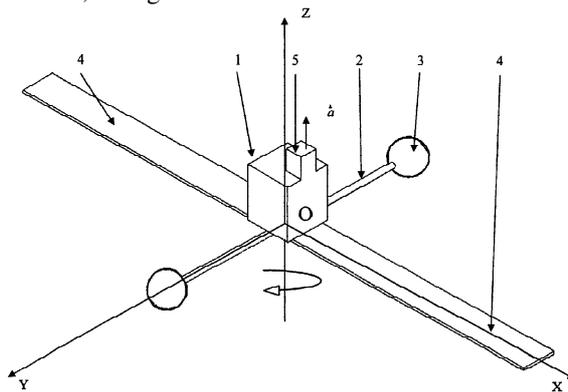
FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to propulsion systems of spacecraft, particularly, to control over light-sail spacecraft thrust. Proposed method consists in varying angle of spacecraft orientation in space by varying its spinning parameters. Orientation through required angle is carried out by temporary loss of stability of spacecraft instantaneous axis and its recovery in reorientation of instantaneous axis through required angle relative to initial position. Loss of stability occurs owing to controlled change of the relationship between magnitudes of three main moments of inertia of spacecraft relative to its three main orthogonal axes. Moment of inertia relative to the axis of spacecraft stable spinning, initially maximum among three main moments of inertia, is rendered, temporarily and in controlled way, the mean moment of inertia. In spacecraft reorientation through

required angle, said main moment of inertia is, again, rendered the maximum value. Moments of inertia are varied by redistributing spacecraft masses relative to appropriate axes in radial direction.

EFFECT: reorientation irrespective of solar light effects.

3 cl, 6 dwg



Фиг. 1

RU 2 480 387 C2

RU 2 480 387 C2

Область техники

Изобретение относится к двигательным системам космических аппаратов (КА) и может быть использовано в маневрировании КА с солнечным парусом для лучшего управления его тягой.

Уровень техники

В плане независимости процесса переориентации поверхности солнечного паруса в пространстве от действия сил солнечного давления ближайшим аналогом (прототипом) предлагаемого способа можно считать изобретение по Авторскому свидетельству СССР №1758988 (опубл. 20.08.1995, бюл. №23), в котором изменение угла ориентации КА с солнечным парусом в пространстве происходит за счет изменения параметров вращения КА, точнее за счет взаимного «излома» осей вращения двух шарнирно соединенных частей КА.

Однако в прототипе требуется изменение углов ориентации паруса на малую величину (порядка нескольких угловых минут), что является очевидным ограничением изобретения. Также в прототипе описан парус в виде вращающегося сплошного диска или из отдельных, но связанных по кромкам лопастей. Такой парусник предполагает наличие большого маховика, и конструкция получается достаточно сложной. Мало того, что она сложная с точки зрения роспуска паруса, так еще и конструкция и управление движением самого КА сложные, поскольку есть маховик, вращающийся в противоположную солнечному парусу сторону.

В настоящее время одним из наиболее перспективных вариантов конструкции КА с солнечным парусом является конструкция типа Гелиоротор, описанная в монографии [Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Наука, 1986, с.137-141], конструкция которого представляет собой совокупность светоотражающих лопастей, расположенных радиально по отношению к оси вращения космического аппарата. В американском варианте этот тип КА представлен, например, проектом аппарата Heliogyro [Richard B. Solar blade nanosatellite development: Heliogyro deployment, dynamics, and control. 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites] с четырехлопастным роторным солнечным парусом, - это вращающийся малый КА с четырьмя светоотражающими с обеих сторон лопастями в виде армированных лент, расположенных в плоскости вращения с углом 90 градусов между осями их симметрии.

В монографии Поляховой Е.Н. со ссылкой на экспертов NASA говорится, что Гелиоротор - это один из перспективных вариантов. У проекта Гелиоротора и у других парусов роторного типа есть несомненное преимущество - это большая величина парусности - отношения площади к массе. Это основной показатель возможностей паруса. Для парусов с каркасом парусность существенно меньше. А в роторном парусе каркаса у паруса нет, и по показателю парусности роторная схема более перспективна.

При традиционном подходе к переориентации КА роторного типа с солнечным парусом за счет сил светового давления на парус для перенацеливания оптических и радиоустройств на борту КА угол разворота и особенно быстродействие (несколько часов на время поворота) оказываются малыми, поскольку переориентация происходит под действием сил светового давления, также являющихся малыми, а переориентация крупногабаритной конструкции, стабилизированной устойчивым вращением, затруднительна в принципе.

Раскрытие изобретения

Задача изобретения - устранение этих ограничений и недостатков.

Техническим результатом изобретения является возможность переориентации КА в

пространстве независимо от солнечного светового воздействия (давления), а также изменение ориентации в пространстве лопастей солнечного паруса за счет управляемого изменения соотношений величин главных моментов инерции КА с солнечным парусом относительно его главных ортогональных осей.

5 Технический эффект достигается тем, что изменение ориентации исходно устойчиво вращающегося космического аппарата и соответственно вектора тяги его солнечного паруса на требуемый угол производят посредством временной потери устойчивости мгновенной оси вращения космического аппарата и восстановления этой
10 устойчивости при переориентации мгновенной оси вращения на требуемый угол относительно исходного положения. Потеря устойчивости происходит за счет управляемой смены соотношений величин трех главных моментов инерции космического аппарата с солнечным парусом относительно его трех главных ортогональных осей, одна из которых совпадает с осью исходно устойчивого
15 вращения космического аппарата. Причем для потери устойчивости мгновенной оси вращения исходно максимальный по величине среди трех главных моментов инерции момент инерции относительно оси исходно устойчивого вращения космического аппарата временно и управляемо делают средним по величине моментом инерции
20 среди трех главных моментов инерции. А при переориентации космического аппарата на требуемый угол для восстановления устойчивости величину указанного главного момента инерции снова делают максимальной среди трех величин главных моментов инерции. Причем изменение моментов инерции осуществляют путем перераспределения масс аппарата относительно соответствующих осей в радиальном
25 направлении.

Теоретико-практическими предпосылками основных приемов предлагаемого способа являются уравнения Эйлера движения твердого тела и вторая интерпретация Пуансо вращения твердого тела по инерции в пустоте, описанные в теоретической
30 механике, а также связанный с этим практический эффект космонавта Джанибекова («гайка Джанибекова»).

Космический аппарат с солнечным парусом относится к роторному типу и имеет три главные взаимно ортогональные оси: ось исходного устойчивого вращения космического аппарата, общая продольная ось двух одинаковых лопастей паруса,
35 плоско вытянутых под действием центробежных сил от устойчивого вращения космического аппарата, общая ось перераспределяемых масс, в том числе грузов, управляемо перемещаемых синхронно, радиально, зеркально одинаково относительно общего центра трех главных осей. В исходном устойчивом состоянии вращения
40 космического аппарата вокруг первой главной оси перемещаемые грузы управляемо и одинаково раздвинуты так, что величина главного момента инерции космического аппарата с солнечным парусом относительно первой главной оси является максимальной среди величин трех главных моментов инерции. Для временной потери устойчивости мгновенной оси вращения перемещаемые грузы управляемо одинаково
45 сдвигают к центру оси так, чтобы величина главного момента инерции относительно первой главной оси стала средней среди величин трех главных моментов инерции. А при переориентации космического аппарата на 180 или 90 градусов для восстановления устойчивости мгновенной оси вращения грузы снова раздвигают на
50 требуемое для этого диаметрально расстояние.

Вариант конструкции КА с солнечным парусом роторного типа (Гелиоротор) является наиболее подходящим для реализации предлагаемого способа, так как есть вращающиеся лопасти солнечного паруса, можно поставить перемещаемые грузы и

т.д. При этом солнечный парус из двух вращающихся лопастей еще не рассматривался (было 4, 6, 12 лопастей), а поэтому никто не думал о новом способе переориентации солнечного парусника.

5 При этом с учетом необходимости натяжения гибких лопастей солнечного паруса под исключительным действием центробежных сил вращения для роторного КА имеет смысл рассматривать переориентации КА только на 180 или 90 градусов относительно исходного положения устойчивого вращения КА. При других углах переориентации КА в отсутствие потребных центробежных сил лопасти потеряют свое натяжение и
10 перестанут выполнять свою рабочую функцию.

Что касается переориентации только вектора тяги солнечного паруса (отдельно от ориентации самого космического аппарата), то осредненное по времени изменение ориентации вектора тяги солнечного паруса на промежуточный угол в диапазоне от 0
15 до 180 градусов производят за счет осредненного по времени действия солнечного света на обе стороны плоского паруса, которые по требуемым временным соотношениям циклически меняют свою ориентацию вместе с космическим аппаратом на 180 или 90 градусов относительно исходной ориентации. При этом одна сторона солнечного паруса выполнена со светоотражающей, а другая - со поглощающей
20 поверхностью.

Перечень фигур:

На фиг.1 представлен общий вид и исходное устойчивое положение космического аппарата с двухлопастным солнечным парусом и перемещаемыми грузами, функционирующего в соответствии с предлагаемым способом;

25 на фиг.2, 3 показана последовательность переориентации космического аппарата на 180 градусов;

на фиг.4 показано положение космического аппарата с солнечным парусом после переориентации на 90 градусов относительно исходного положения;

30 на фиг.5, 6 - графики имитационного моделирования изменения угла ориентации КА на 180 и 90 градусов соответственно.

Осуществление изобретения

45 Схема космического аппарата с солнечным парусом, осуществляющего способ переориентации и управления тягой за счет перераспределения соотношений моментов инерции относительно главных ортогональных осей с помощью перераспределения масс, в том числе перемещения грузов, показан на фиг.1. Космический аппарат имеет две светоотражающие лопасти 4, а также две раздвижные штанги 2, способные изменять свою длину под действием приводных устройств. На концах раздвижных
40 штанг 2 установлены грузы 3. На космическом аппарате жестко установлена аппаратура 5, ориентация которой задана вектором \vec{a} . Ось OZ ориентирована нормально к плоскости светоотражающих лопастей, ось OX совпадает с общей продольной осью лопастей солнечного паруса, ось OY образует с осями OX и OZ ортогональную систему.

Способ можно реализовать следующим образом.

50 Космический аппарат 1 изначально приведен во вращение вокруг своей оси (ось OZ), при этом штанги 2 с грузами 3 выдвинуты на максимальную длину, момент инерции вокруг оси OZ является максимальным из всех трех главных моментов инерции, и поэтому положение оси вращения и ориентация космического аппарата в пространстве являются устойчивыми.

При уменьшении длины штанг с грузами (фиг.2) момент инерции относительно оси OZ уменьшается и становится средним среди величин трех главных моментов

инерции, при этом система становится неустойчивой, и космический аппарат 1 переворачивается так, что направление вектора $\frac{1}{a}$, определяющего направление

5 ориентации аппаратуры 5, оказывается изменено на угол 180 градусов по отношению к первоначальной ориентации. При этом штанги 2 снова раздвигают на максимум, и ориентация космического аппарата вновь становится устойчивой (фиг.3).

10 При необходимости поворота светоотражающей поверхности лопастей на угол 90 градусов (например, для управления изменением величины тяги до нуля, если изначально направление солнечных лучей было нормально светоотражающей поверхности) система работает по следующей схеме. Уменьшение длины штанг, как и в предыдущем случае, приводит к неустойчивости ориентации космического аппарата. Космический аппарат поворачивается так, что направление вектора $\frac{1}{a}$ перестает

15 совпадать с направлением оси вращения, однако длину штанг увеличивают до момента времени, когда угол между осью вращения и вектором $\frac{1}{a}$ станет равен 90

градусов. В результате система переходит в новое устойчивое состояние с ориентацией вектора $\frac{1}{a}$ под углом 90 градусов по отношению к оси вращения (фиг.4). При этом

20 плоскость светоотражающих лопастей оказывается также ориентирована под углом 90 градусов по отношению к первоначальной ориентации.

Ориентация КА (его оси вращения) и ориентация вектора тяги от солнечного давления на парус - это разные вещи. Вектор тяги может поменять ориентацию как 25 угодно, а КА с бортовой аппаратурой и солнечным парусом (жестко закрепленными к корпусу КА) должен быть ориентирован только на угол 0 (исходное положение), либо 180, либо 90 градусов, чтобы вращающиеся гибкие лопасти всегда были перпендикулярны оси вращения и от этого вытянуты (или натянута) под действием центробежных сил. При этом осредненное по времени изменение ориентации вектора 30 тяги солнечного паруса на промежуточный угол в диапазоне от 0 до 180 градусов производят за счет осредненного по времени действия солнечного света на обе стороны плоского паруса, которые по требуемым временным соотношениям циклически меняют свою ориентацию вместе с космическим аппаратом на 180 или 90 35 градусов относительно исходной ориентации. Одна сторона солнечного паруса выполнена со светоотражающей (зеркальной), а другая - со светопоглощающей (черной) поверхностью, чтобы на разные стороны паруса по-разному действовал солнечный свет, и таким образом, по-разному формировался осредненный вектор тяги паруса от солнечного давления.

40 Пример имитационного моделирования реализации способа

Модель КА типа гелиоротор с параметрами:

угловая скорость вращения относительно оси OZ $\omega=1$ рад/с, при величинах главных моментов инерции:

45 $I_z=245200630$ кг·мм²; $I_y=245200227$ кг·мм²; $I_x=640$ кг·мм².

величина главного момента инерции I_z является максимальной из всех трех величин и поэтому ось вращения КА находится в устойчивом состоянии, однако при следующем управляемом изменении величин главных моментов инерции:

50 $I_z=245200270$ кг·мм², $I_y=245200427$ кг·мм²; $I_x=480$ кг·мм².

величина момента инерции I_z из максимальной становится средней среди трех величин, из-за этого устойчивость мгновенной оси вращения КА пропадает и происходит его переориентация:

на угол 180 градусов - за 18 секунд (см. фиг.5);

на угол 90 градусов - за 15 секунд (см. фиг.б).

При достижении требуемого угла переориентации снова управляемо устанавливается устойчивое состояние вращения КА за счет установления исходного соотношения величин главных моментов инерции.

5

Формула изобретения

1. Способ переориентации и управления тягой вращающегося космического аппарата с солнечным парусом, заключающийся в изменении угла ориентации космического аппарата с солнечным парусом в пространстве за счет изменения параметров вращения космического аппарата, отличающийся тем, что изменение ориентации исходно устойчиво вращающегося космического аппарата и соответственно вектора тяги его солнечного паруса на требуемый угол производят посредством временной потери устойчивости мгновенной оси вращения космического аппарата и восстановления этой устойчивости при переориентации мгновенной оси вращения на требуемый угол относительно исходного положения, потеря устойчивости происходит за счет управляемой смены соотношений величин трех главных моментов инерции космического аппарата с солнечным парусом относительно его трех главных ортогональных осей, одна из которых совпадает с осью исходно устойчивого вращения космического аппарата, причем для потери устойчивости мгновенной оси вращения исходно максимальный по величине среди трех главных моментов инерции момент инерции относительно оси исходно устойчивого вращения космического аппарата временно и управляемо делают средним по величине моментом инерции среди трех главных моментов инерции, а при переориентации космического аппарата на требуемый угол для восстановления устойчивости величину указанного главного момента инерции снова делают максимальной среди трех величин главных моментов инерции, причем изменение моментов инерции осуществляют путем перераспределения масс аппарата относительно соответствующих осей в радиальном направлении.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что космический аппарат с солнечным парусом относится к роторному типу и имеет три главные взаимно ортогональные оси: ось исходно устойчивого вращения космического аппарата, общая продольная ось двух одинаковых лопастей паруса, плоско вытянутых под действием центробежных сил от устойчивого вращения космического аппарата, общая ось перераспределенных масс, в том числе грузов, управляемо перемещаемых синхронно, радиально, зеркально одинаково относительно общего центра трех главных осей, в исходном устойчивом состоянии вращения космического аппарата вокруг первой главной оси перемещаемые грузы управляемо и одинаково раздвинуты так, что величина главного момента инерции космического аппарата с солнечным парусом относительно первой главной оси является максимальной среди величин трех главных моментов инерции, для временной потери устойчивости мгновенной оси вращения перемещаемые грузы управляемо одинаково сдвигают к центру оси так, чтобы величина главного момента инерции относительно первой главной оси стала средней по значению среди величин трех главных моментов инерции, а при переориентации космического аппарата на 180 или 90° для восстановления устойчивости мгновенной оси вращения грузы снова раздвигают на требуемое для этого диаметрально расстояние.

3. Способ по п.1 или 2, отличающийся тем, что осредненное по времени изменение ориентации вектора тяги солнечного паруса на промежуточный угол в диапазоне от 0

до 180° производят за счет осредненного по времени действия солнечного света на обе стороны плоского паруса, которые по требуемым временным соотношениям циклически меняют свою ориентацию вместе с космическим аппаратом на 180 или 90° относительно исходной ориентации, при этом одна сторона солнечного паруса
5 выполнена со светоотражающей, а другая - со светопоглощающей поверхностью.

10

15

20

25

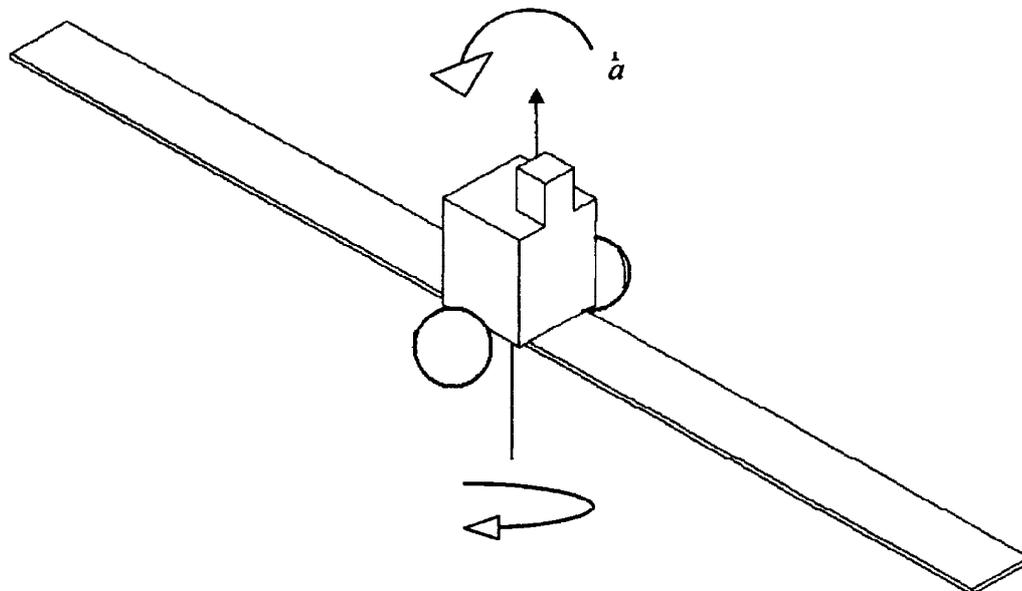
30

35

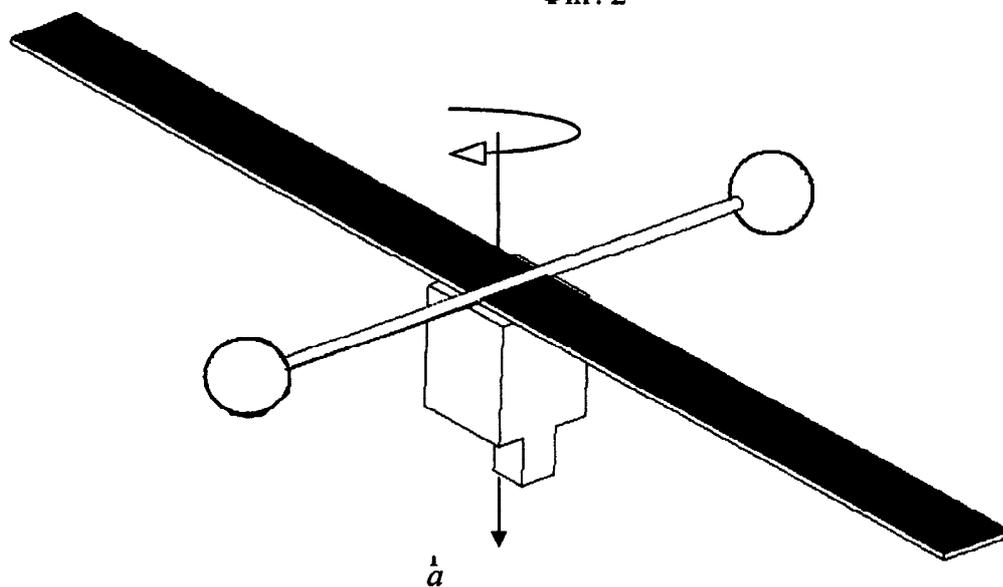
40

45

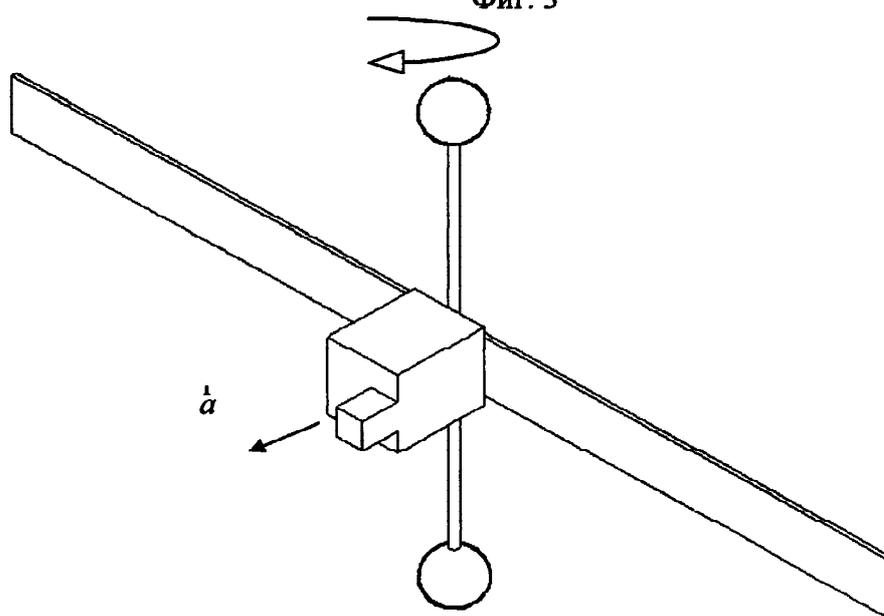
50



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

