

МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

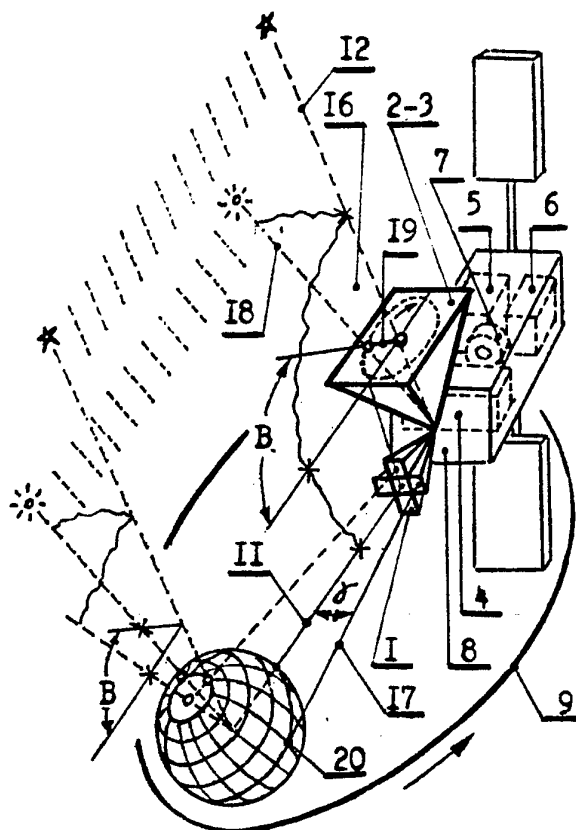
(51) Международная классификация изобретения ⁵ : B64G 1/24	A1	(11) Номер международной публикации: WO 94/18073 (43) Дата международной публикации: 18 августа 1994 (18.08.94)
(21) Номер международной заявки: PCT/RU93/00262 (22) Дата международной подачи: 10 ноября 1993 (10.11.93) (30) Данные о приоритете: 93007754 9 февраля 1993 (09.02.93) RU (71)(72) Заявитель и изобретатель: ГНАТЮК Севастиян Дмитриевич [RU/RU]; 141400 Химки, Московская обл., ул. Энгельса, д. 26 (RU) [GNATJYK, Sevastian Dmitrievich, Khimki (RU)].		(81) Указанные государства: JP, US, европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE). Опубликована С отчетом о международном поиске. С изменённой формулой изобретения и объяснением.

(54) Title: AUTONOMOUS ON-BOARD SATELLITE CONTROL SYSTEM

(54) Название изобретения: АВТОНОМНАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

(57) Abstract

Disclosed is an autonomous on-board satellite control system. Its purpose is to achieve autonomous orientation control and autonomous determination of the satellite's attitude and location in relation to the Earth's longitude and latitude grid. This is done with the aid of the following elements: an Earth sensor (1), a Pole-star sensor (2), a computer (4), a timing device (6) and actuator units (7). The system also includes a navigational star sensor (3) and a storage device (5), while the computer is designed so as to facilitate supplementary determinations. The orientation of the satellite is controlled by superimposing the general sensory plane (16) of the sensors (1 and 2) with the plane of the angle "centre of Earth - satellite - Pole star" which defines latitude. The geovertical (11) rotates about a line to the Pole star (12) as the satellite (8) moves in its orbit (9) and this is equivalent to the revolution of the stars in the field of vision of the sensors (2 and 3). The rotation of the plane containing the lines to the stars (12 and 18) is measured in relation to a reference line (19) whose longitude and angular parameter ("B") are kept in the storage device (5). Inertial longitude is calculated as the sum of the angle of measurement and the right ascension of the Pole star as the base longitude and is converted to the geocentric longitude by the known method. The attitude of the plane (16) to the latitudinal plane is calculated as the product of the polar distance of the Pole star and the sine of the angle of measurement, while its development γ when in misalignment with the longitudinal axis (17) is calculated as the product of the angular dimension of the Earth's radius, the sine of the angle equal to the difference in longitudes of a target point (20) and the point below the satellite and the cosine of the latitude angle.



Автономная бортовая система управления космического аппарата. Цель-автономный контроль ориентации и автономное определение углового и местоположения аппарата относительно широтно-долготной сетки Земли. Используются: датчик Земли (I), датчик Полярной звезды (2), вычислитель (4), временное устройство (6), исполнительные органы (7). В систему вводятся: датчик навигационной звезды (3), устройство запоминания (5), а вычислитель выполняется с возможностью дополнительных определений. Ориентация контролируется при совмещении общей плоскости чувствительности (I6) датчиков (Iи2) с плоскостью угла "центр Земли-аппарат-Полярная звезда", определяющего широту. Геовертикаль (II) при этом в процессе движения аппарата (8) по орбите (9) вращается вокруг направления на Полярную звезду (I2), что эквивалентно вращению звёзд в поле зрения датчиков (2-3). Поворот плоскости, содержащей направления на звёзды (I2иI8), измеряется относительно базы отсчёта (I9), долготы и угловой параметр ("B") которой содержатся в устройстве запоминания (5). Инерциальная долгота определяется суммой угла измерения и прямого восхождения Полярной звезды как долготы базы и переводится в геоцентрическую известным методом. Угловое положение плоскости (I6) к широтной плоскости определяется произведением полярного расстояния Полярной звезды на синус угла измерения, а её разворот (X) при целевом рассогласовании с продольной осью (I7) определяется на основе произведения углового размера радиуса Земли на синус угла, равного разнице долгот целевой (20) и подспутниковой точек, и на косинус широтного угла.

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BB	Барбадос	GA	Габон	NE	Нигер
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NL	Нидерланды
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NO	Норвегия
BG	Болгария	GR	Греция	NZ	Новая Зеландия
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PL	Польша
BR	Бразилия	IE	Ирландия	PT	Португалия
CA	Канада	IT	Италия	RO	Румыния
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	RU	Российская Федерация
BY	Беларусь	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SD	Судан
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SI	Словения
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SK	Словакия
CM	Камерун	LK	Шри Ланка	SN	Сенегал
CN	Китай	LU	Люксембург	TD	Чад
CS	Чехословакия	LV	Латвия	TG	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Мадагаскар	US	Соединённые Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	UZ	Узбекистан
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам

АВТОНОМНАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.

Изобретение относится к астронавигации и контролю угловой ориентации космического аппарата и предназначено для использования на автономно функционирующем космическом аппарате. Космический аппарат, движущейся в трёхмерном пространстве, обладает шестью степенями свободы. В этих условиях управление космического аппарата производится с помощью систем навигации и ориентации с определением трёх координат местоположения: долготы, широты и высоты полёта и трёх координат угловой ориентации: тангажа, крена и рысканья.

Известна система активного контроля ориентации геостационарного космического аппарата (патент Франции № 2637565, 1988 г.), рассматриваемая в качестве аналога. Данная система контроля ориентации космического аппарата характеризуется следующим. Система включает в себя датчик Земли, датчики Солнца, датчик Полярной звезды, блоки обработки и расчёта, исполнительные приводы. Система обеспечивает стабилизацию космического аппарата по трём осям: восточно-западная, северо-южная и геоцентрическая. При контроле ориентации используются следующие датчики:

- тангаж и крен: датчик Земли,
- рысканье: звёздный датчик.

Эти различные датчики выдают на выходе сигналы, поступающие в цепи обработки данных, которые предназначены для определения на основе этой информации амплитуды маневров коррекции, которые производятся с помощью приводов любого известного соответствующего типа (реактивных маховиков, инерционных маховиков и сопл). В рабочем режиме три угла ориентации космического аппарата, включая рысканье, постоянно контролируются. Для контроля тангажа и крена сигналы ошибки датчика Земли могут использоваться непосредственно без предварительной обработки. Угловые отклонения, соответствующие каналам тангажа и крена, при измерении датчиком Земли считаются равными. Система характеризуется ещё и тем, что в её составе имеется блок, который содержит модель эволюции положения Полярной звезды и этот блок соединён с блоком телеметрии. Таким образом, параметры этой модели периодически обновляются на основе информации, получаемой с Земли. Для контроля угла рысканья необходимо произвести следующие операции:

- на основе эфемерид, разработанным указанным блоком, рассчитывается положение космического аппарата в инерциальной системе координат,
- затем рассчитывается тем же самым блоком теоретические координаты Полярной звезды в поле зрения звёздного датчика, при этом предполагается, что космический аппарат имеет идеальную ориентацию (тангаж, крен и рысканье нулевые),
- в цепи обработки рассчитывается сигнал ошибки по рысканью, равный разнице реальных и теоретических координат положения Полярной звезды в двухмерном поле зрения, и на основе этой ошибки рассчитывается амплитуда контроля рысканья с целью аннулирования возникшего смещения.

- Данная система при обеспечении рабочего режима обладает следующими сходными с изобретением признаками:
- в системе используются аналогичные средства, как-то: земной датчик, датчик Полярной звезды, вычислительное устройство, исполнительные органы,
 - контроль ориентации по каналам тангажа и крена обеспечивается с помощью датчика Земли, по каналу рысканье - с помощью звёздного датчика.

Рассматриваемая в качестве аналога, данная система в части определения углового положения космического аппарата относительно

но северо-южной оси(широтной плоскости Земли) обладает следующими недостатками:

- система усложнена использованием блока, который содержит модель эволюции положения Полярной звезды,
 - 5 -система для обновления параметров указанной модели зависит от информации, получаемой с Земли,
 - система для расчёта разницы реальных и теоретических координат положения Полярной звезды в поле зрения звёздного датчика нуждается в проведении ряда вычислительных операций.
- 10 Известна автономная бортовая система определения орбиты (статья "Автономные бортовые системы определения орбиты", *Astrodynamics Conference. August 20-22, 1984, Seattle, Washington*), рассматриваемая в качестве прототипа. Данная система включает в себя датчик Земли, датчики Солнца, датчик Полярной звезды,
- 15 вычислительную машину, запоминающее устройство, исполнительные органы. Датчик Земли направлен в надири формирует ошибки по тангажу и крену для системы управления ориентацией, удерживающей это направление в пределах центральной зоны нечувствительности. Сигналы ошибки пропорциональны угловым отклонениям Земли от линии визирования датчика по двум ортогональным направлениям. С помощью потенциометрического датчика привода панели солнечной батареи измеряется угол между направлением линии визирования датчика Земли и линии визирования датчика Солнца, установленного на панели. Угол "Солнце-объект-Земля" является
- 20 наилучшим наблюдением для определения орбиты. Информация с положением Солнца относительно Земли берётся из файла с эфемеридами. Эфемериды Солнца зашиты в компьютере в виде сложных функций времени. Если Солнце находится в орбитальной плоскости космического аппарата, то угол "Солнце-объект-Земля" непосредственно характеризует истинную инерциальную долготу космического аппарата. Если Солнце не находится в орбитальной плоскости космического аппарата, измерение содержит некоторую информацию о компонентах наклона орбиты. Лучшие условия оценки компонентов вектора наклона орбиты соответствуют максимальному
- 30 склонению Солнца, худшие-нулевому. Если склонение Солнца равно нулю, компоненты вектора наклона орбиты не наблюдаемы. В том случае, если дополнительно измеряется угол "Полярная звезда-объект-Земля", эти компоненты наблюдаемы независимо от склонения светила. В случае определения по Полярной звезде считает-

ся, что дополнительные измерения угла "Полярная звезда-объект-Земля" осуществляются с той же частотой (1/30 мин.), что и измерения базового угла "Солнце-объект-Земля". Обобщённая информация на основе последовательностей тех и других измерений
5 делает ошибки наблюдаемыми. Указанные измерения привязываются по времени. Информация о текущем положении космического аппарата может быть получена из уравнений движения космического аппарата. Интегрирование уравнений движения осуществляется с фиксированным шагом, равным 30 минутам. 30-минутный интервал
10 выбран исходя из номинальной частоты коррекции состояния системы, которая осуществляется каждые 30 минут.

Данная система обладает следующими сходными с изобретением признаками:

- в системе используются аналогичные средства, как-то: датчик
15 Земли, датчик Полярной звезды, вычислительная машина, запоминающее устройство, временное устройство, исполнительные органы, - определение широты космического аппарата производится посредством измерения угла "центр Земли-аппарат-Полярная звезда",
20 - контроль ориентации по каналам тангажа и крена обеспечивается с помощью датчика Земли, по каналу рысканье - подразумевается использование датчика Полярной звезды.

- Рассматриваемая в качестве прототипа, данная система в части определения параметров местоположения космического
25 аппарата относительно Земли обладает следующими недостатками:
- эфемериды навигационного ориентира Солнца задаются в виде сложных функций времени,
- навигационные измерения не могут осуществляться непрерывно из-за периодического захода аппарата в тень Земли,
30 - непосредственное определение инерциальной долготы аппарата возможно только в одном случае, когда отсутствует угловое рас-
согласование плоскостей угла "Солнце-объект-Земля" и орбиты. Во всех остальных случаях требуются дополнительные измерения
угла "центр Земли-аппарат-Полярная звезда" и дополнительные
35 вычислительные операции.

Необходимо также отметить, что данная система, как и рассмотренный аналог, для расчёта разницы реальных и теоретических координат положения Полярной звезды в поле зрения звёздного датчика нуждается в проведении соответствующего цикла предваритель-

ных вычислений.

- В основу изобретения положена техническая задача создать бортовую систему управления космического аппарата, которая позволила бы обеспечить автономный контроль ориентации и автономное определение углового и местоположения аппарата относительно широтно-долготной сетки Земли за счёт:
- создания общей плоскости чувствительности датчиков системы,
 - совмещения этой плоскости с такой внешней плоскостью, поворот которой в инерциальном пространстве обусловлен орбитальным движением,
 - измерения указанного поворота с помощью вводимого в систему датчика,
 - расчёта определённым образом базы отсчёта поворота и содержания параметров базы в вводимом в систему устройстве запоминания,
 - расчёта с помощью вычислителя, выполненного с возможностью дополнительных определений, инерциальной долготы как суммы измеренного угла поворота и долготы базы, а также углового положения аппарата по зависимости от инерциальной долготы и разворота общей плоскости чувствительности датчиков системы относительно корпуса аппарата.

- Используется система, содержащая датчик Земли, датчик Полярной звезды, вычислитель, временное устройство и исполнительные органы, с помощью которых производится контроль угловой ориентации и определение широты местоположения и в которой вычислитель выполнен с возможностью дополнительных определений и в состав которой введены датчик навигационной звезды, устройство запоминания, причём их выходы связаны с соответствующими входами вычислителя.
- Контроль ориентации осуществляется при совмещении общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды, содержащей продольную ось аппарата, с плоскостью "центр Земли-аппарат-Полярная звезда" на основе измеренных угловых рас-
согласований по каналам тангажа, крена и рысканья и сформированных соответствующих управляющих сигналов. При этом вычислитель определяет инерциальную долготу местоположения аппарата по азимутальному углу поворота в поле зрения звёздных датчиков выбранной навигационной звезды вокруг направления "аппарат-Полярная звезда" относительно базы отсчёта и с учётом инер-

циальной долготы этой базы, параметры которой содержатся в устройстве запоминания.

База отсчёта как плоскость, содержащая в соответствующем поле зрения направления "аппарат-Полярная звезда" и "аппарат-навигационная звезда", характеризуемая инерциальной долготой, равной прямому восхождению Полярной звезды, развёрнута относительно общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды на угол, равный углу между плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-полюс мира", и плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-навигационная звезда".

Вычислитель также определяет угловое положение общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды относительно широтной плоскости Земли по зависимости от инерциальной долготы, а её разворот относительно корпуса аппарата при целевом угловом рассогласовании геоцентрической вертикали и продольной оси аппарата, направленной на целевую точку, определяет как угол, равный той составляющей рассогласования, которая зависит от разницы долгот целевой и подспутниковой точек и углового размера Земли.

Одной из характерных особенностей предлагаемой совокупности средств, включающей в себя систему контроля ориентации и систему навигации, является различное применение звёздных датчиков: один из датчиков используется в контуре навигации, а другой-и в контуре навигации и в контуре ориентации, второй особенностью является то, что положения звёзд, закординированные по двум осям датчиков, используются для определения азимутального поворота плоскости, содержащей направления на звёзды.

Автономность системы в режиме контроля угловой ориентации достигается за счёт того, что контроль ориентации осуществляется при удержании направлений на Полярную звезду и центр Земли в одной общей плоскости чувствительности датчиков. В условиях, когда между направлениями на полюс мира и Полярную звезду существует известное угловое рассогласование в 48 угловых минут

определение внешней системы координат (углового положения аппарата относительно северо-южной оси) согласно традиционному опыту предшествует режиму контроля ориентации по каналу рысканья. Оригинальным по сравнению с этим опытом является другая последовательность, когда контроль рысканья предшествует

определению углового положения аппарата относительно широтной плоскости Земли и является средством для такого определения.

- В общем случае в зависимости от типа используемых орбит,
5 от продолжительности рабочего участка и его расположения на орбите угол между направлением "аппарат-центр Земли" и направлением "аппарат-Полярная звезда" может изменяться в большом диапазоне.

- Удержание направлений на Полярную звезду и на центр Земли в
10 одной общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды приводит к колебаниям этой плоскости относительно северо-южной оси (относительно широтной плоскости Земли) с амплитудой на стационарной орбите ± 48 угловых минут в суточном цикле.

- 15 Текущее угловое положение аппарата относительно северо-южной оси зависит от текущей инерциальной долготы аппарата.

- При изменении в процессе орбитального движения долготы аппарата относительно базового значения, например, на 6^h ,
20 12^h или 18^h амплитуда углового колебания составит -48 , 0 , $+48$ угловых минут соответственно.

- В общем случае искомое угловое положение определяется произведением полярного расстояния Полярной звезды на синус угла, значение которого равно разнице значений
25 текущей инерциальной долготы и прямого восхождения Полярной звезды.

Таким образом снимаются недостатки аналога.

- Благодаря предлагаемому контролю ориентации по каналу
рысканье, геоцентрическая вертикаль проецируется на небес-
30 ную сферу, образуя вертикал.

- Характерной особенностью этого вертикала является обуслов-
ленное орбитальным движением вращение его вокруг направле-
ния на Полярную звезду, что в системе связанных осей
аппарата эквивалентно повороту относительно него звёздного
35 поля.

Этот поворот, являющийся источником навигационной информации
измеряется с помощью вводимого в систему датчика. В этом случае
снимаются недостатки прототипа, которые присущи навигации по

Солнцу, и которые обусловлены известным угловым рассогласованием плоскостей эклиптики и экватора, периодическим заходом стационарного аппарата в тень Земли и сложностью задания эфемерид Солнца. Положение заранее выбранной навигационной звезды и Полярной звезды в соответствующем поле зрения как положение плоскости, содержащей направления "аппарат-навигационная звезда" и "аппарат-Полярная звезда", измеряется относительно вертикала углом, характеризующим инерциальную долготу. Момент поворота, когда вертикал совпадает с плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-полюс мира", является расчётным при определении базы отсчёта, которая характеризуется прямым восхождением Полярной звезды и углом относительно вертикала плоскости, содержащей направления на навигационную и Полярную звезду. Для определения искомого угла используется сферический треугольник, вершинами углов которого являются полюс мира, Полярная звезда и навигационная звезда. Значение этого угла определяется из аналогий Непера:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \frac{B+C}{2} \cos \frac{B+C}{2} &= \operatorname{ctg} \frac{A}{2} \cos \frac{B-C}{2}, \\ \operatorname{tg} \frac{B-C}{2} \sin \frac{B+C}{2} &= \operatorname{ctg} \frac{A}{2} \sin \frac{B-C}{2}, \end{aligned}$$

где "B"-искомый угол.

"A"-угол, вершиной которого является полюс мира и который равен разнице прямых восхождений Полярной звезды и навигационной звезды в градусном исчислении.

"C"-угол, вершиной которого является навигационная звезда,

"c"-полярное расстояние Полярной звезды,

"b"-полярное расстояние навигационной звезды.

Таким образом, инерциальная долгота определяется суммой измеренного относительно базы поворота навигационной звезды и долготы базы. Ёё перевод в геоцентрическую осуществляется с помощью временного устройства по известной методике.

Целевое рассогласование геоцентрической вертикали и продольной оси аппарата, ориентируемой на целевую точку, приводит к развороту относительно корпуса аппарата общей плоскости чувствительности датчиков, а следовательно и базы отсчёта. Этот разворот равен той составляющей рассогласования которая за-

висит от разницы долгот целевой и подспутниковой точек и углового размера Земли. Эту составляющую можно определить как произведение углового размера радиуса Земли на синус угла, равного разнице указанных долгот, и на косинус широты. Эта составляющая изменяется с изменением широты: при широте в 90° , она равна нулю.

На фиг. 1 представлена упрощённая структурная схема системы управления, где 1-датчик Земли, 2-3-датчик Полярной и навигационной звёзд, 4-вычислитель, 5-устройство запоминания, 6-временное устройство, 7-исполнительные органы.

На фиг. 2 схематически изображён космический аппарат, стабилизированный относительно геоцентрической вертикали и направления на Полярную звезду, где 8-аппарат, 9-орбита, 10-Земля, 11-геоцентрическая вертикаль, 12-направление на Полярную звезду, 13-направление на полюс мира.

На фиг. 3 показано обусловленное орбитальным движением аппарата вращение вокруг направления на Полярную звезду вертикала как плоскости, содержащей геоцентрическую вертикаль и направление на Полярную звезду, где 14-небесная сфера, 15-вертикал.

На фиг. 4 проиллюстрировано определение инерциальной долготы аппарата по угловому положению относительно общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды плоскости, содержащей направления на навигационную и Полярную звёзды, и показана база отсчёта инерциальной долготы, где 16-общая плоскость чувствительности датчиков, 17-продольная ось аппарата, 18-направление на навигационную звезду, 19-база отсчёта, 20-целевая точка, "В"-угловой параметр базы отсчёта, "X"-угловое рассогласование геоцентрической вертикали и продольной оси.

На фиг. 5 показан вид со стороны полюса мира с условным изображением карты с тремя звёздами Северного Полярного ряда (в том числе и Полярной), иллюстрирующий определение базы отсчёта инерциальной долготы, где 21-карта звёзд Северного Полярного ряда.

На фиг. 6 представлен сферический треугольник, предназначенный для определения углового параметра базы отсчёта, где "В"-искомый угол,

"А"-угол, вершиной которого является полюс мира и который равен разнице прямых восхождений Полярной звезды и навигационной звезды в градусном исчислении, "С"-угол, вершиной которого является навигационная

5

звезда,

"с"-полярное расстояние Полярной звезды,

"с"-полярное расстояние навигационной звезды.

10

На фиг. 7 показано положение базы отсчёта относительно корпуса аппарата в условиях углового рассогласования геоцентрической вертикали и продольной оси, определяемое из треугольника, где 22-угловой размер радиуса Земли, "ω"-угол, равный разнице долгот целевой и подспутниковой точек.

15

На фиг. 8 проиллюстрирована зависимость углового размера полярного расстояния Полярной звезды от инерциальной долготы местоположения аппарата, где 23-полярное расстояние Полярной звезды, "У"-угол, равный разнице значений текущей инерциальной долготы и прямого восхождения Полярной звезды.

20 Лучшим вариантом использования изобретения является система управления космического аппарата на стационарной орбите. На этой орбите изменение угла "центр Земли-аппарат-Полярная звезда", определяющего широту местоположения, происходит в не-
большом диапазоне, что не накладывает дополнительных требо-
ваний к размерам полей зрения датчиков. В системе используют-
ся: двухкоординатный датчик Земли 1, широкопольный двухкоор-
динатный звёздный датчик 2-3, вычислитель 4, устройство запо-
минания 5, временное устройство 6, исполнительные органы 7.

Использование одного датчика, работающего по Полярной и нави-
гационной звёздам, упрощает структурный состав системы.

30 В качестве внешней системы координат используется система, которая содержит центр Земли, аппарат и Полярную звезду и для определения которой не требуется специальное програм-
мное обеспечение. При совмещении этой плоскости с общей плос-
костью чувствительности 16 геоцентрическая вертикаль II в
процессе движения аппарата 8 по орбите 9 вращается вокруг
направления на Полярную звезду, что эквивалентно вращению
звёзд в поле зрения датчика 2-3, измеряющего этот поворот.
Поворот плоскости, содержащей направления на звёзды 12 и 18,

II

- измеряется относительно базы отсчёта I9, долгота и заранее рассчитанный по определённой методике угловой параметр "В" которой содержатся в устройстве запоминания. Инерциальная долгота определяется суммой угла измерения и прямого восхождения Полярной звезды как долготы базы и переводится в геоцентрическую известным методом. Угловое положение общей плоскости чувствительности к широтной плоскости Земли, обусловленное полярным расстоянием Полярной звезды 23, определяется вычислителем как произведение полярного расстояния I0 на синус угла " φ ", значение которого равно разнице значений текущей инерциальной долготы и прямого восхождения Полярной звезды. Азимутальный разворот общей плоскости чувствительности относительно корпуса аппарата при целевом угловом рассогласовании "X" геоцентрической вертикали и продольной I5 оси I7, ориентируемой на целевую точку 20, определяется вычислителем как произведение углового размера радиуса Земли 22 на синус угла " ω ", равного разнице долгот целевой и подспутниковой точек. Аналогично может быть определена и широтная составляющая угла рассогласования.
- 20 Дополнительно по разнице фактического периода обращения и продолжительности звёздных суток можно определить величину потребного импульса для проведения коррекции орбиты, а при определении широты по углу "центр Земли-аппарат-Полярная звезда"-учесть поправку, которая обусловлена полярным рас-
25 стоянием Полярной звезды и значение которой зависит от инерциальной долготы местоположения.

После сверки бортовой шкалы времени с единой шкалой космический аппарат выводится на орбиту и ориентируется с помощью известных программных разворотов на Землю. После зах-
30 вата Земли полем зрения жёстко закреплённого на корпусе аппарата датчика осуществляется построение геоцентрической вертикали. Принцип действия датчика основан на использовании инфракрасного излучения Земли. Информация, необходимая для измерения угла отклонения геоцентрической вертикали от плос-
35 кости чувствительности (плоскости тангажа и крена) вырабатывается при визировании двух диаметрально противоположных точек инфракрасного горизонта Земли методом плоского сканирования диска Земли мгновенным полем зрения. Сканирующее зеркало обеспечивает с помощью электромеханического привода

- колебательное движение мгновенного поля зрения датчика относительно диска Земли. С определённым постоянным шагом по углу сканирования вырабатываются информационные импульсы, которые поступают в вычислитель. Мерой угла отклонения плоскости чувствительности от направления геоцентрической вертикали служит разность количеств информационных импульсов. В вычислителе поступающие сигналы соответствующим образом обрабатываются и формируется закон управления как сумма сигналов, пропорциональных регулируемой величине, производным и интегралу от неё. Затем в соответствии с законом управления сигналы усиливаются и преобразуются перед подачей на исполнительные органы. После отработки отклонений по каналам тангажа и крена производится с помощью известных программных разворотов аппарата захват Полярной звезды полем зрения жёстко закреплённого на корпусе аппарата звёздного датчика. Для измерения координат звёзд определённого диапазона яркости требуется датчик с соответствующим полем зрения и фотоприёмником соответствующей чувствительности. Из освоенных промышленностью используется датчик, удовлетворяющий этим требованиям. При подаче энергопитания датчик, отыскивая звёзды, просматривает всё поле зрения. Изображения звёзд проецируются линзовой оптической системой датчика на фотоприёмник, в основе которого может быть использован прибор с зарядовой связью. При поиске датчик обнаруживает звёзды, яркость которых превышает заданный порог. С помощью специального алгоритма производится выбор Полярной звезды и навигационной звезды. После их обнаружения датчик производит слежение и периодически вычисляет их угловые положения. Измеренные в системе координат датчика координаты звёзд выдаются в вычислитель.
- В вычислителе формируется закон управления по удержанию Полярной звезды в общей плоскости чувствительности датчиков при контроле ориентации по каналу рысканье и определяются искомые углы.

ФОРМУЛА

1. Система управления космического аппарата, содержащая датчик Земли, датчик Полярной звезды, вычислитель, который определяет широту местоположения космического аппарата по углу "центр Земли-космический аппарат-Полярная звезда" и угловые рассогласования между строительными осями космического аппарата и осями внешней системы координат, и формирует управляющие сигналы на обеспечение заданного относительного положения этих систем координат, а также временное устройство и исполнительные органы, отличающаяся тем, что в неё введены датчик навигационной звезды и устройство запоминания параметров базы отсчёта инерциальной долготы и эти параметры характеризуются прямым восхождением Полярной звезды и углом относительно общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды, равным углу между плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-полюс мира", и плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-навигационная звезда", и тем, что вычислитель выполнен с возможностью обеспечения такого контроля угловой ориентации космического аппарата по каналу рыскания на основе измеренных соответствующих угловых рассогласований и сформированных управляющих сигналов, при котором общая плоскость чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды, содержащая продольную ось космического аппарата, совмещается с плоскостью, содержащей центр Земли, космический аппарат и Полярную звезду, и дополнительного определения инерциальной долготы местоположения космического аппарата по азимутальному углу поворота выбранной навигационной звезды вокруг направления "космический аппарат-Полярная звезда", отсчитываемому в соответствующем поле зрения от базового углового положения плоскости, содержащей направления "космический аппарат-навигационная звезда" и "космический аппарат-Полярная звезда", с учётом инерциальной долготы этой базы отсчёта, причём выходы датчика навигационной звезды и устройства запоминания связаны с соответствующими входами вычислителя.
2. Система по п.1, отличающаяся тем, что общая плоскость чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды расположена под углом к продольной оси космического аппарата, направленной на

нелевую точку, и тем, что вычислитель выполнен с возможностью дополнительного определения этого угла как произведения углового размера радиуса Земли на синус угла, равного разнице долгот целевой и подспутниковой точек, и на косинус широтного угла.

3. Система по п.1 и по пп.1,2, отличающаяся тем, что вычислитель выполнен с возможностью дополнительного определения углового положения общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды относительно широтной плоскости Земли
- 10 как произведения полярного расстояния Полярной звезды на синус угла, равного разнице значений текущей инерциальной долготы и прямого восхождения Полярной звезды.

ИЗМЕНЕННАЯ ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

(получена Международным бюро 14 апреля 1994 (14.04.94))

1. Автономная бортовая система управления космического аппарата, содержащая датчик Земли, датчик Полярной звезды, вычислитель, выходы которого соединены с соответствующими выходами датчиков и
5 который определяет угловые рассогласования между строительными осями космического аппарата и осями внешней системы координат, и формирует управляющие сигналы на обеспечение заданного относительного положения этих систем координат, а также временное устройство, выход которого соединён со входом вычислителя, и исполнительные органы, вход которых соединён с выходом вычислителя, отличающаяся тем, что в неё введены датчик навигационной звезды и устройство запоминания параметров базы отсчёта инерциальной долготы и эти параметры характеризуются прямым восхождением Полярной звезды и углом относительно общей плоскости чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды, равным углу между плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-полюс мира", и плоскостью, содержащей направления "центр Земли-Полярная звезда" и "центр Земли-навигационная звезда", и тем, что вычислитель выполнен с возможностью определения
15 широты местоположения космического аппарата по углу "центр Земли-космический аппарат-Полярная звезда" и обеспечения такого контроля угловой ориентации космического аппарата по каналу рысканье на основе измеренных соответствующих угловых рассогласований и сформированных управляющих сигналов, при котором общая плоскость чувствительности датчиков Земли и Полярной звезды, содержащая продольную ось космического аппарата, совмещается с плоскостью, содержащей центр Земли, космический аппарат и Полярную звезду, и дополнительного определения инерциальной долготы местоположения космического аппарата по азимутальному углу поворота выбранной навигационной звезды вокруг направления "космический аппарат-Полярная звезда", отсчитываемому в соответствующем поле зрения от базового углового положения плоскости, содержащей направления "космический аппарат-навигационная звезда" и "космический аппарат-Полярная звезда", с учётом инерциальной долготы этой базы
20 отсчёта, причём выходы датчика навигационной звезды и устройства запоминания связаны с соответствующими входами вычислителя.
2. Система по п.1, отличающаяся тем, что общая плоскость чувствительности датчика Земли и датчика Полярной звезды расположена под углом к продольной оси космического аппарата, направленной на

ОБЪЯСНЕНИЕ В СООТВЕТСТВИИ СО СТАТЬЕЙ 19(1).

- 1) В формуле изменено название "Система управления космического аппарата" на "Автономная бортовая система управления космического аппарата".

Название "Автономная бортовая система управления космического аппарата" соответствует названию, указанному в заявлении, и более чётко определяет объект патентования.

- 2) В формуле указана связь между элементами системы:
- входы вычислителя соединены с соответствующими выходами датчиков Земли и Полярной звезды,
 - выход временного устройства соединён с входом вычислителя,
 - вход исполнительных органов соединён с выходом вычислителя.

Связь между элементами системы подразумевалась самоочевидной и потому была представлена лишь в графических материалах заявки. В формуле связь полнее характеризует систему как совокупность элементов.

- 3) Перенесена из ограничительной части формулы в отличительную функция вычислителя по определению широты по углу "центр Земли-космический аппарат-Полярная звезда".

В материалах описания на странице II сказано: "...при определении широты по углу "центр Земли-аппарат-Полярная звезда"-(необходимо) учесть поправку, которая обусловлена полярным расстоянием Полярной звезды и значение которой зависит от инерциальной долготы местоположения", а на странице 5 сказано: "...определение местоположения аппарата относительно широтной сетки Земли (обеспечивается) за счёт ... расчёта углового положения аппарата по зависимости от инерциальной долготы".

Поправка определяется как произведение полярного расстояния Полярной звезды на косинус угла, равного разнице значений текущей инерциальной долготы и прямого восхождения Полярной звезды.

Указанное изменение произведено в связи с тем, что выявленный уровень техники не содержит указанного признака.

1/3

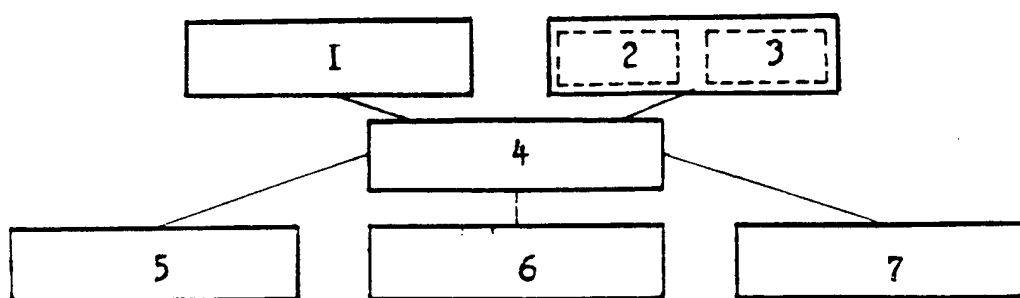


FIG.1

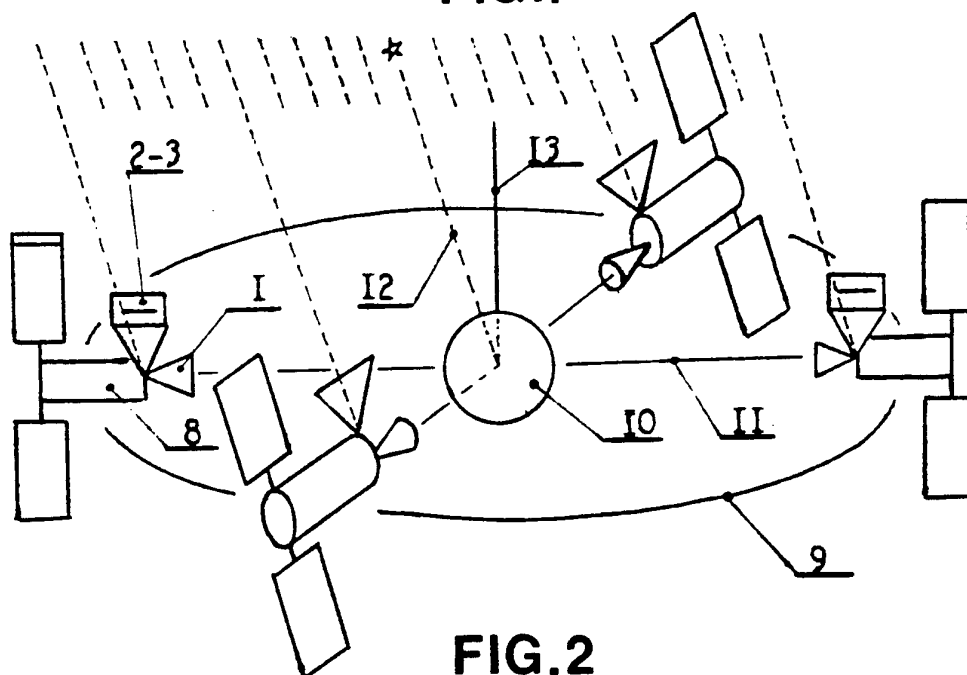


FIG.2

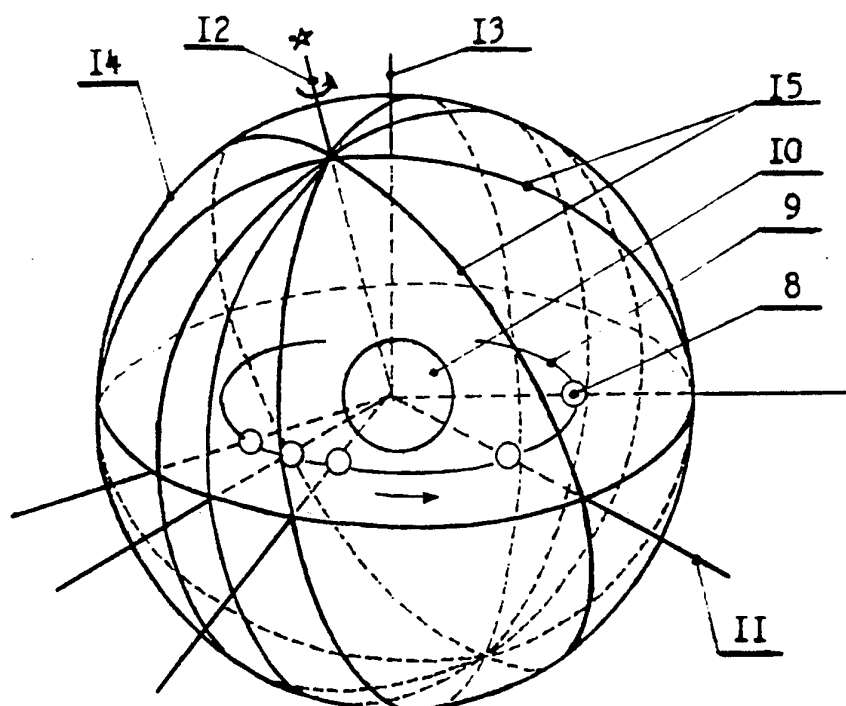


FIG.3

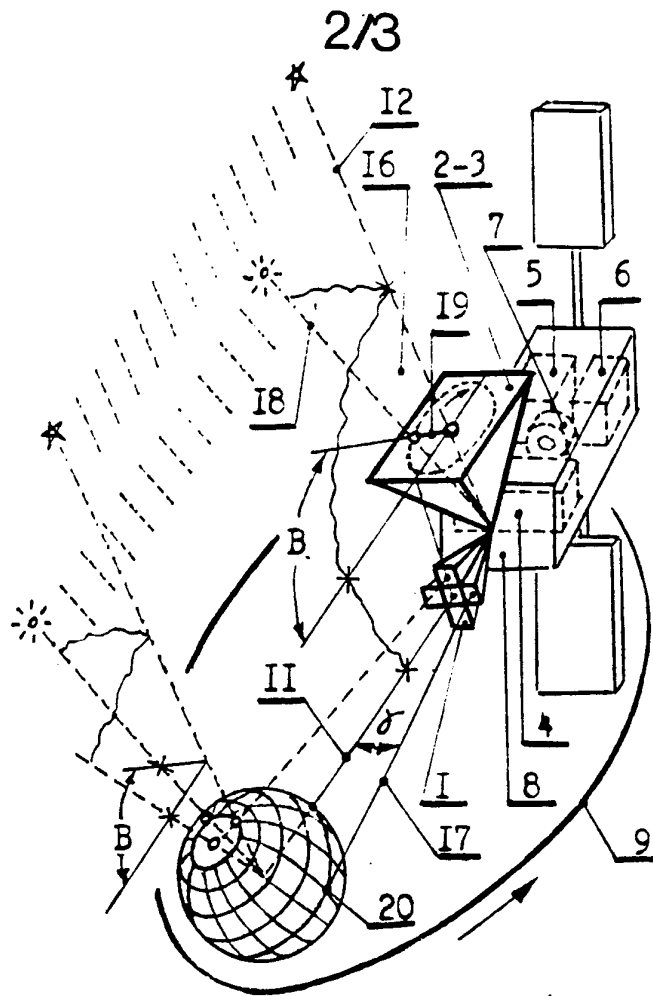


FIG.4

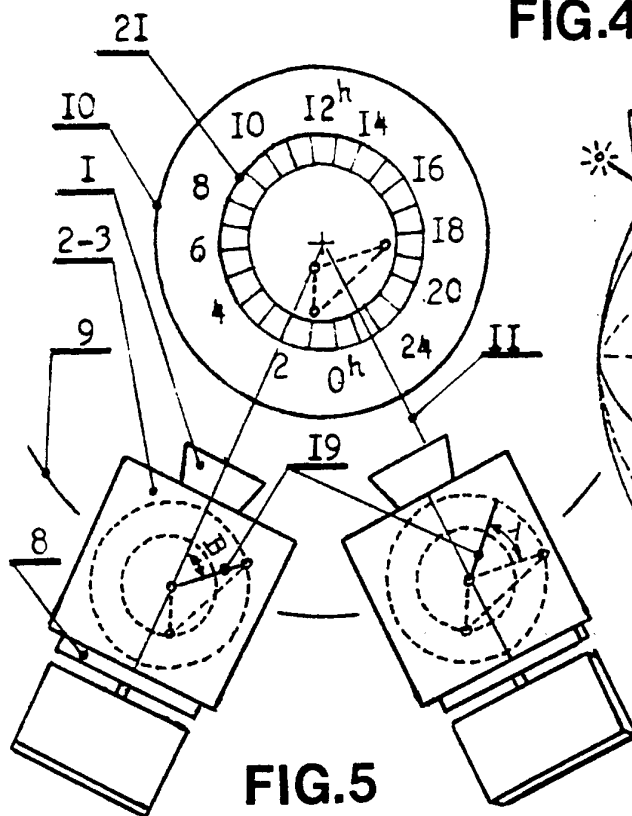


FIG.5

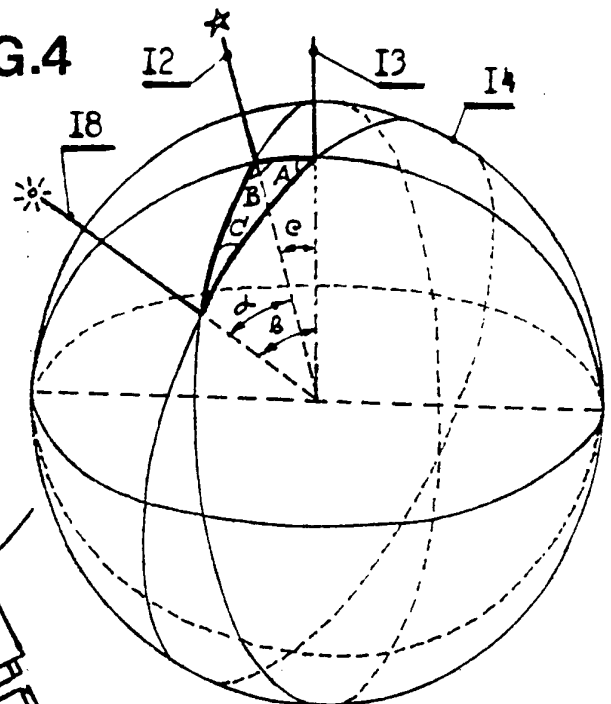


FIG.6

3/3

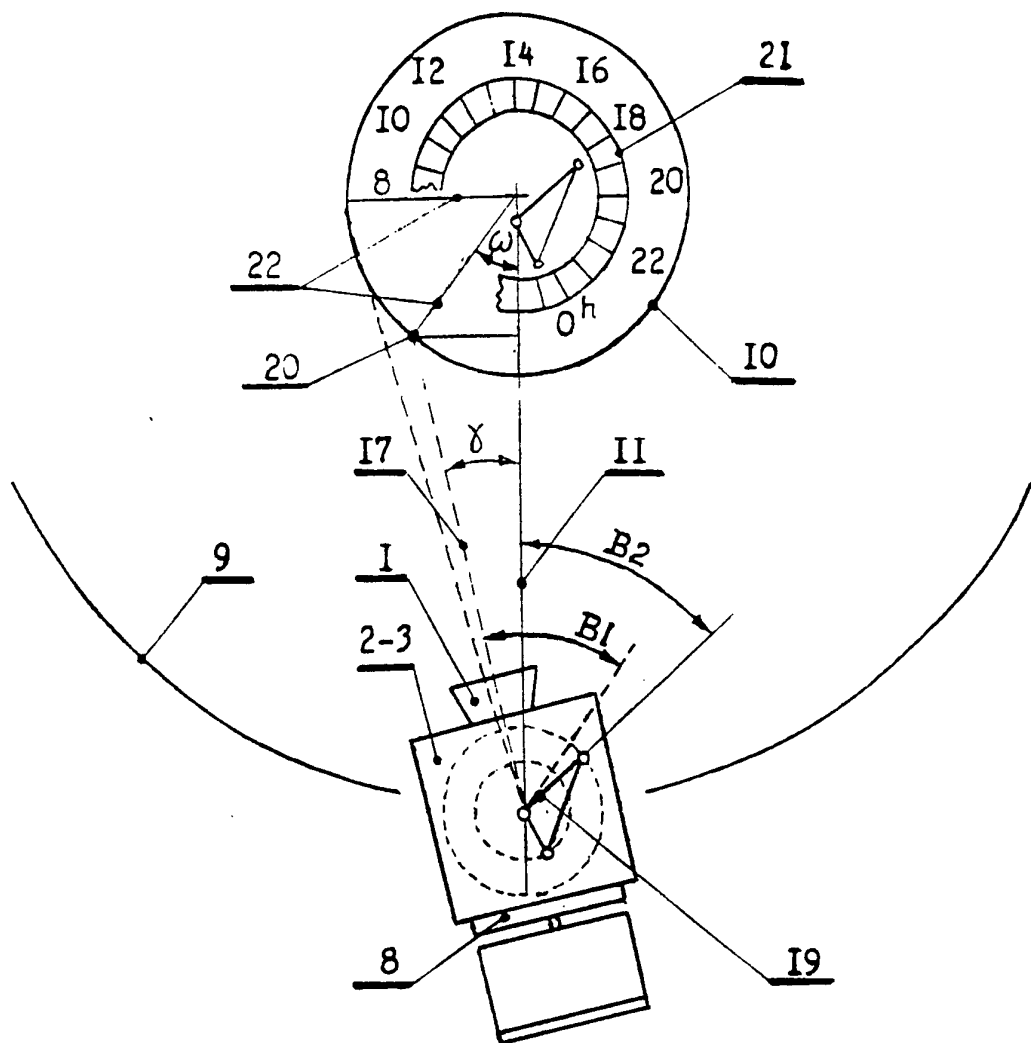


FIG.7

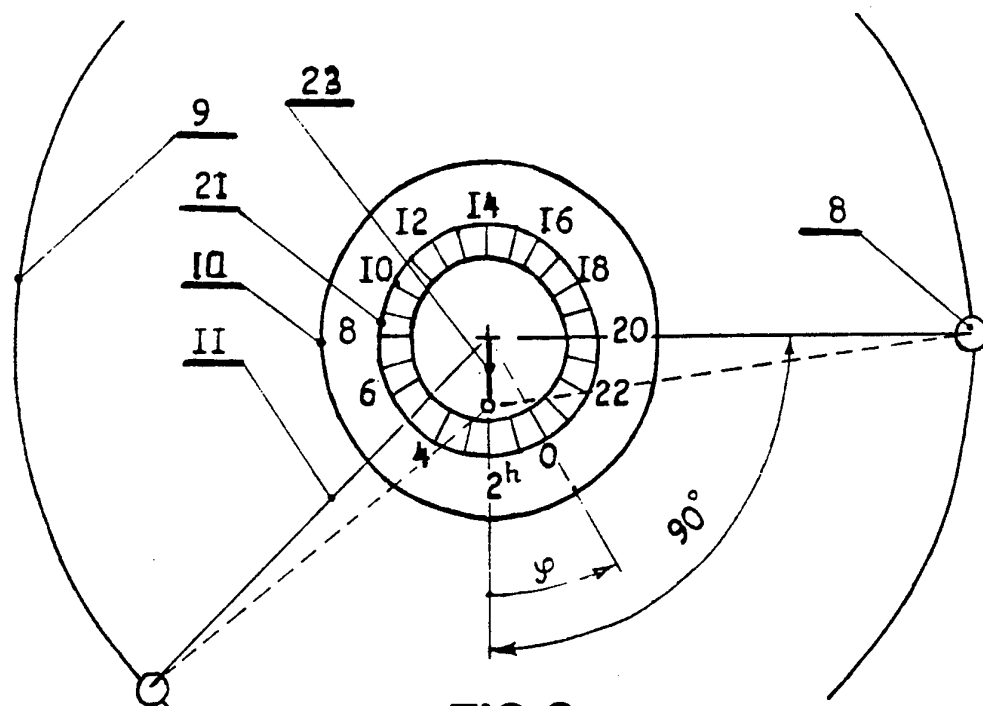


FIG.8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 93/00262

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC⁵: B 64 G 1/24

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC5:

B 64 G 1/24, B 64 G 1/00 - B 64 G 1/36, G 01 C 21/24

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	FR, A1, 2637565 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE), 13 April 1990 (13.04.90); cited in the description	1
A	FR, A1, 2583873 (MATRA), 26 December 1986 (26.12.86)	1
A	FR, A1, 2670745 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE), 26 June 1992 (26.06.92)	1
A	DE, A1, 3417661 (MITSUBISHI DENKI K.K.), 15 November 1984 (15.11.84)	1
A	US, A, 4294420 (JEAN B. BROQUET), 13 November 1981 (13.11.81)	1
A	US, A, 5108050 (ALEXANDRE P. A. MAUTE), 28 April 1992 (28.04.92)	1
A	US, A, 5054719 (P.A. ALEXANDRE MAUTE), 8 October 1991 (08.10.91)	1
A	G.G. Bebenin et al. "Sistemy upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov", 1978, Mashinostoenie (Moscow), pages 261 - 262	1



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance: the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance: the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

24 January 1994 (24.01.94)

Date of mailing of the international search report

3 February 1994 (03.02.94)

Name and mailing address of the ISA/

ISA/RU

Facsimile No.

Authorized officer

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка No
PCT/RU93/00262

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ: B64G 1/24		
Согласно Международной патентной классификации (МКИ-5)		
В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:		
Проверенный минимум документации (Система классификации и индексы): МКИ-5 B64G 1/24, B64G 1/00 - B64G 1/36, G01C 21/24		
Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:		
Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если возможно, поисковые термины):		
С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ		
Категория *)	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.
A	FR, A1, 2637565 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE), 13 апреля 1990 (13.04.90), указан в описании	1
A	FR, A1, 2583873 (MATRA),	1
☒ последующие документы указаны в продолжении графы С ☐ данные о патентах-аналогах указаны в приложении		
* Особые категории ссылочных документов: "А" - документ, определяющий общий уровень техники. "Е" - более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее. "О" - документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д. "Р" - документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета. "Т" - более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения. "Х" - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень. "У" - документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории. "&" - документ, являющийся патентом-аналогом.		
Дата действительного завершения международного поиска 24 января 1994 (24.01.94)		Дата отправки настоящего отчета о международном поиске 03 февраля 1994 (03.02.94)
Наименование и адрес Международного поискового органа: Бсероссийский научно-исследовательский институт государственной патентной экспертизы, Россия, 121858, Москва, Бережковская наб. 30-1 факс (095)243-33-37, телетайп 114818 ПОДАЧА		Уполномоченное лицо: О.Кишкович тел. (095)240-58-22

С. (Продолжение) ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ		
Категория *)	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.
A	26 декабря 1986 (26.12.86) FR, A1, 2670745 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE), 26 июня 1992 (26.06.92)	1
A	DE, A1, 3417661 (MITSUBISHI DENKI K.K.), 15 ноября 1984 (15.11.84)	1
A	US, A, 4294420 (JEAN B. BROQUET), 13 октября 1981 (13.11.81)	1
A	US, A, 5108050 (ALEXANDRE P.A. MAUTE), 28 апреля 1992 (28.04.92)	1
A	US, A, 5054719 (P.A. ALEXANDRE MAUTE), 08 октября 1991 (08.10.91)	1
A	Г.Г.БЕБЕНИН и др. "Системы управления полетом космических аппаратов", 1978, Машиностроение, (Москва), с. 261-262	1