

(19)



Евразийское
патентное
ведомство

(11) 039190

(13) B1

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ

(45) Дата публикации и выдачи патента
2021.12.15

(51) Int. Cl. B64G 1/24 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)

(21) Номер заявки
201890077

(22) Дата подачи заявки
2018.01.16

(54) СПОСОБЫ И УСТРОЙСТВА ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ ДИНАМИКИ ВЫДАЧИ КОМАНД
ДЛЯ СПУТНИКА

(31) 15/466,228

(56) US-B1-6253125

(32) 2017.03.22

US-A-5459669

(33) US

US-A-6017001

(43) 2018.09.28

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:
ЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(72) Изобретатель:
Луи Тимоти С., Лемке Гари И. (US)

(74) Представитель:
Нилова М.И. (RU)

(57) Раскрыты способы, устройства и изделие для минимизации динамики выдачи команд для спутника. Приведенное в качестве примера устройство включает в себя модуль законов управления для вычисления первого набора векторов для маневрирования космического аппарата и вычисления второго набора векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость. Устройство дополнительно включает в себя контроллер пространственного положения для выработки команды пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

039190 B1

039190 B1

039190

B1

Область техники

Раскрытие настоящего изобретения в целом относится к орбитальным космическим аппаратам и, в частности, к способам и устройствам для минимизации динамики выдачи команд для спутника.

Уровень техники

Космические аппараты, такие как спутники или объекты, постоянно находящиеся в космическом пространстве, (resident space objects, RSO) обычно используют приводы, такие как двигатели малой тяги и/или устройства, использующие момент импульса, для сохранения движения по орбите вокруг небесного тела. Обычно, спутник или объект, постоянно находящийся в космическом пространстве и движущийся по орбите вокруг Земли, использует раскрываемые солнечные панели для питания бортовой электроники. Бортовая электроника обеспечивает реализацию критических функциональных возможностей, таких как определение положения представляющей интерес цели, определение положения спутника и т.п. Бортовая электроника управляет спутником так, что он может одновременно быть направлен на представляющую интерес цель и удерживать солнечные панели в направлении источника питания, такого как Солнце.

Обычные спутники сохраняют свои орбиты вокруг небесного тела посредством управления двигателями малой тяги и/или устройствами, использующими момент импульса, с использованием команд, вырабатываемых с использованием законов управления пространственным положением. Обычно законы управления пространственным положением требуют вычисления двух векторов для описания полного представления вращения для орбиты. По мере следования спутника по орбите указанные два вектора могут меняться относительно друг друга, в некоторых случаях приближаться друг к другу, а в некоторых случаях удаляться друг от друга. При изменении указанных двух векторов относительно друг друга, законы управления пространственным положением могут вырабатывать команды, которые приводят к нежелательному поведению спутника вследствие практических ограничений спутника и различных сообщений, влияющих на вычисление указанных двух векторов.

Раскрытие сущности изобретения

Приведенное в качестве примера устройство включает в себя модуль законов управления для вычисления первого набора векторов для маневрирования космического аппарата и вычисления второго набора векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость. Устройство также включает в себя контроллер пространственного положения для выработки команды пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

Приведенный в качестве примера способ включает:

вычисление первого набора векторов для маневрирования космического аппарата,

вычисление второго набора векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость и

выработку команды пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

Приведенный в качестве примера материальный компьютерочитаемый носитель, содержащий инструкции, которые при их исполнении побуждают машину, по меньшей мере:

вычислять первый набор векторов для маневрирования космического аппарата,

вычислять второй набор векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость и

вырабатывать команду пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

Краткое описание чертежей

На фиг. 1 представлен пример спутника, в котором могут быть реализованы примеры, раскрытые в настоящем документе.

На фиг. 2 представлен пример спутниковой системы наведения, которая может быть использована для реализации примеров, раскрытых в настоящем документе.

На фиг. 3А, 3В и 3С представлены примеры векторов и плоскостей примерной орбиты приведенного в качестве примера спутника по фиг. 1 в соответствии с обычными законами управления пространственным положением.

На фиг. 4А, 4В и 4С представлены примеры векторов и плоскостей примерной орбиты приведенного в качестве примера спутника по фиг. 1 в соответствии с основными положениями настоящего изобретения.

На фиг. 5 представлен пример схемы орбитальной траектории приведенного в качестве примера спутника по фиг. 1, движущегося с начальной орбиты на конечную орбиту по переходной орбите.

На фиг. 6 показана блок-схема, представляющая пример способа, который может быть использован для реализации приведенной в качестве примера спутниковой системы наведения по фиг. 2.

На фиг. 7 показана блок-схема, представляющая еще один пример способа, который может быть использован для реализации приведенной в качестве примера спутниковой системы наведения по фиг. 2.

На фиг. 8 показана структурная схема примера процессорной платформы, выполненной с возмож-

ностью исполнения машиночитаемых инструкций для реализации способов по фиг. 6-7 и/или приведенной в качестве примера спутниковой системы наведения по фиг. 2.

Везде, где возможно, одинаковые ссылочные номера будут использоваться на чертеже (чертежах) и в сопровождающем письменном описании для обозначения одинаковых или подобных частей. Фигуры чертежей выполнены не в масштабе.

Осуществление изобретения

В настоящем документе раскрыты способы и устройства для минимизации динамики выдачи команд для спутника. Обычно космические аппараты, такие как спутники или объекты, постоянно находящиеся в космическом пространстве, (RSO) используют приводы, такие как двигатели малой тяги и/или устройства, использующие момент импульса для сохранения орбиты вокруг небесного тела, такого как Земля. Например, спутник может сохранять движение по геостационарной орбите (ГСО) вокруг Земли для передачи и/или ретрансляции сообщений связи от одного спутника к цели на Земле (например, антенной станции в Лос-Анджелесе). Спутник может сохранять движение по орбите посредством управления на спутнике двигателями малой тяги и/или устройствами, использующими момент импульса, с использованием команд, вырабатываемых согласно законам управления пространственным положением.

Обычно закон управления пространственным положением включает вычисление двух векторов (например, набор номинальных векторов) для описания полного представления вращения, обеспечивающего занятие спутником орбиты. Указанные два вектора могут быть первичным вектором (например, номинальным первичным вектором) и вторичным вектором (например, номинальным вторичным вектором). Законы управления пространственным положением могут быть использованы для выработки команд на управление пространственным положением спутника. При использовании в настоящем документе термин "пространственное положение" относится к ориентации и/или положению в пространстве относительно одного или более небесных тел (например, Земли, Солнца и т.п.). Первичный вектор может быть вектором, проходящим от центра тяжести спутника и направленным на цель (например, точку на Земле). Вторичный вектор может быть вектором, проходящим от центра тяжести спутника и направленным к источнику питания (например, источник света от небесного тела, Солнце и т.п.). По мере следования спутника по орбите указанные два вектора могут меняться относительно друг друга, в некоторых случаях приближаться друг к другу, а в некоторых случаях удаляться друг от друга. При изменении указанных двух векторов относительно друг друга, законы управления пространственным положением могут быть использованы для выработки команд, которые приводят к нежелательному поведению спутника вследствие практических ограничений спутника и различных соображений, влияющих на вычисления указанных двух векторов.

В некоторых примерах закон управления пространственным положением используется для вычисления двух векторов на основании инерциальных систем отсчета. Например, закон управления пространственным положением может быть использован для вычисления первичного вектора и вторичного вектора на основании целей на Земле и Солнце, где Земля и Солнце фиксированы во времени (т.е. не зависят от времени) и пространстве (т.е. не зависят от местоположения). Например, если на Земле и/или Солнце разместить акселерометр, акселерометр покажет нулевое ускорение. Вследствие инерциальных систем отсчета (например, Земли, Солнца и т.п.) и циклического характера перемещения спутника по орбите, угол между указанными двумя векторами может приводить к состоянию сингулярности. При использовании в настоящем документе термин "состояние сингулярности" может относиться к состоянию, в котором два вектора (например, первичный вектор и вторичный вектор) коллинеарны друг другу, и векторное произведение указанных двух векторов дает вектор нулевой величины. Например, дважды во время движения по орбите (например, дважды во время движения по орбите вокруг Земли) спутник может находиться на одной линии с Землей и Солнцем. Таким образом, когда на орбите угол между указанными двумя векторами имеет значение 0° , указанные два вектора становятся коллинеарными относительно друг друга. Схожим образом, когда на орбите угол между указанными двумя векторами имеет значение 180° , указанные два вектора становятся коллинеарными относительно друг друга. В эти моменты закон управления пространственным положением может быть использован для выработки вектора нулевой величины с получением состояния сингулярности.

При нахождении в состоянии сингулярности закон управления пространственным положением спутника обеспечивает возможность выработки команды (например, команды пространственного положения) на поворот спутника на 180° вокруг первичного вектора спутника с мгновенной скоростью. Кроме того, по мере того как спутник находится в двух состояниях сингулярности на каждый оборот по орбите, спутник поворачивается на 180° дважды за один оборот по орбите, что вызывает поворот на 360° за один оборот по орбите вокруг первичного вектора спутника. Например, по мере все большего уменьшения ортогональности первичного вектора и вторичного вектора спутника, скорость (например, скорость передачи команд, скорость управления тягой и т.п.), необходимая, чтобы следовать командам, вырабатываемым согласно закону управления пространственным положением, может приближаться к бесконечности. По мере приближения команд к бесконечности, выполнение закона управления пространственным положением количественно может приводить к вычислению поворота на 180° с мгновенной скоростью.

Мгновенная скорость может превысить маневренную способность спутника и привести к нежелательной динамике выдачи команд.

Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника, раскрытое в настоящем документе, предназначено для минимизации динамики выдачи команд для спутника. При использовании в настоящем документе термин "динамика выдачи команд" относится к одному или более эффектам, влияющим на выполнение космическим аппаратом команды, вырабатываемой с использованием закона управления пространственным положением. Например, эффектом может быть неспособность полезной нагрузки спутника обновлять вектор (например, первичный вектор, вторичный вектор и т.п.) достаточно быстро для компенсации поворота на 180° с мгновенной скоростью. В другом примере эффектом может быть неспособность одного или более платформенных приводов спутника для управления пространственным положением сводить ошибку управления пространственным положением к нулю в течение всего времени.

Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника, раскрытое в настоящем документе, минимизирует динамику выдачи команд для спутника посредством вычисления и использования набора альтернативных векторов в течение временного периода, когда имеет место сингулярность. В альтернативном варианте реализации приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника может использовать комбинацию (например, сочетание) набора альтернативных векторов и набора номинальных векторов (например, номинального первичного вектора и номинального вторичного вектора). Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника может определять, когда возникает сингулярность, на основании проецирования первичного вектора и вторичного вектора спутника из трехмерной (3-D) плоскости на двухмерную (2-D) плоскость. Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника может вычислять вектор, перпендикулярный спроецированным векторам (например, спроецированному первичному и вторичному векторам), и угол между спроецированными векторами. Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника может определять возникновение сингулярности, когда угол между спроецированными векторами приближается к 0 или 180° .

Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника, раскрытое в настоящем документе, вычисляет набор альтернативных векторов с получением набора номинальных векторов. Например, помимо номинального первичного вектора, номинального вторичного вектора, номинального нормального вектора и т.п., устройство контроллера спутника может вычислять альтернативный первичный вектор, альтернативный вторичный вектор, альтернативный нормальный вектор и т.п. Переход между набором номинальных векторов и набором альтернативных векторов может привести к сглаженным маневрам спутника посредством недопущения незапланированных рывков, вращений, поворотов и т.п. спутника. Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника может использовать набор номинальных векторов, набор альтернативных векторов и/или их комбинацию для минимизации динамики выдачи команд для спутника.

На фиг. 1 представлен пример спутника 100, в котором могут быть реализованы примеры, раскрытые в настоящем документе. Спутник 100 согласно показанному примеру включает в себя корпус 102 спутника, который включает в себя бортовые процессоры (например, контроллер 104 спутника), батареи и/или топливные баки, антенны (например, антенны связи и т.п.) 106, солнечные панели 108 и двигательную систему 110. Приведенная в качестве примера двигательная система 110 включает в себя двигатели 112 малой тяги, имеющие раструбы 114 обеспечения тяги. В этом примере солнечные панели 108 находятся в развернутом состоянии (например, раскрыты относительно корпуса 102 спутника) с изменением, в результате этого, инерционных/массовых характеристик спутника 100 в отличие от неразвернутого состояния спутника 100, в котором солнечные панели 108 сложены внутрь в направлении корпуса 102 спутника. Спутник 100 может двигаться для выравнивания оси 116 солнечных панелей 108 с номинальным первичным вектором, номинальным вторичным вектором, номинальным нормальным вектором и т.п. Спутник 100 также включает в себя датчик 118 (например, оптический датчик, астроориентатор и т.п.) для получения данных датчиков, относящихся к местоположению, ориентации, положению и т.п. спутника 100.

В процессе работы спутник 100 может поддерживать связь с внешними системами (например, осуществлять передачу, а также получение данных) через антенны 106 для маневрирования спутника 100 между орбитальными траекториями и/или орбитальными высотами и/или для предоставления данных внешним наземным системам, например. В частности, спутником 100 согласно показанному примеру маневрируют путем активации или включения (например, запуска) двигателей 112 малой тяги, которые являются электрическими (например, выполнены на основе ионов, являются ионным ракетным двигателем, двигателем малой тяги на основе ксенона и т.п.). Например, спутник 100 может варьировать продолжительность включения и/или импульса различных двигателей малой тяги от двигателей 112 малой тяги для маневрирования спутником 100 и/или управления пространственным положением приведенного в качестве примера спутника 100 относительно небесного тела (например, космического тела), вокруг которого спутник 100 движется по орбите.

В проиллюстрированном примере по фиг. 1 показана система 120 отсчета для маневрирования при-

веденного в качестве примера спутника 100. В системе 120 отсчета для маневрирования показан угол 122 факела двигателя малой тяги, обозначенный символом θ_T , угол 124 наклона, обозначенный символом θ_C , и угол 126 поворачивания, обозначенный символом θ_S . Система 120 отсчета изображает множество степеней вращательного перемещения, по которым спутник 100 может быть ориентирован/повернут во время нахождения на орбите, или перемещения между различными орбитами. В этом примере показан результирующий вектор 128 спутника 100. В частности, пример результирующего вектора 128 иллюстрирует результирующее направление движения спутника 100, полученное на основе суммы векторов включения и/или ориентации отдельных двигателей малой тяги от двигателей 112 малой тяги. Спутник 100 может использовать приведенный в качестве примера результирующий вектор 128 для выравнивания оси 116 с номинальным первичным вектором, номинальным вторичным вектором и т.п. спутника 100.

На фиг. 2 представлен пример спутниковой системы 200 наведения, которая может быть использована для реализации примеров, раскрытых в настоящем документе. В проиллюстрированном примере спутниковая система 200 наведения включает в себя приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника, который реализован в спутнике (например, спутнике 100). Приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника включает в себя модуль 202 целеуказания, модуль 204 ориентации, модуль 206 законов управления, контроллер 208 пространственного положения и интерфейс 210 датчика. Приведенная в качестве примера спутниковая система 200 наведения также включает в себя линии 212 связи, которые соединяют с возможностью передачи данных контроллер 104 спутника, контроллер 208 пространственного положения и/или интерфейс 210 датчика с двигателем (двигателями) 112 малой тяги спутника, показанным(и) на фиг. 1. В этом примере контроллер 104 спутника также соединен с возможностью передачи данных с антенной 106, которая, в свою очередь, соединена с наземной системой 216 связи планеты 218 (например, Земли), вокруг которой спутник движется по орбите. В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника соединен с возможностью передачи данных с базой данных 214 и/или включает в себя базу данных 214. В проиллюстрированном примере по фиг. 2 контроллер 104 спутника включает в себя модуль 202 целеуказания для выдачи целеуказания на представляющую интерес точку на небесном теле (например, планете 218). Приведенный в качестве примера модуль 202 целеуказания может использовать инерциальную систему координат, центром которой является Земля, для определения набора координат представляющей интерес точки. Например, модуль 202 целеуказания может сопоставлять текущие дату и время с известным местоположением на Земле (например, экватором) для определения набора координат для наземной системы 216 связи. В альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 202 целеуказания может использовать антенны 106 для получения положения представляющей интерес точки (например, связываться с наземной системой 216 связи для получения набора координат). В некоторых примерах модуль 202 целеуказания вычисляет мгновенный (например, текущий) первичный вектор спутника 100. Например, модуль 202 целеуказания может вычислять текущий вектор от центра тяжести спутника 100 к представляющей интерес точке на планете 218. В некоторых случаях модуль 202 целеуказания вычисляет мгновенный (например, текущий) и/или номинальный вектор линии визирования. При использовании в настоящем документе термин "вектор линии визирования" относится к вектору, при котором может быть достигнут максимальный коэффициент усиления (например, максимальная излучаемая мощность) направленной антенны. Например, антенны 106 могут достигать максимального коэффициента усиления, когда антенны 106 выровнены с вектором линии визирования. Приведенный в качестве примера модуль 202 целеуказания может сохранять данные (например, координаты целеуказания) в приведенной в качестве примера базе данных 214 и/или извлекать данные из нее.

В проиллюстрированном примере по фиг. 2 контроллер 104 спутника включает в себя модуль 204 ориентации для определения положения спутника 100. Приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может использовать датчик 118 по фиг. 1 для определения местоположения спутника 100 относительно одной или более навигационных звезд, планеты 218, Солнца и т.п. Приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может использовать датчик 118 для сопоставления данных датчиков с таблицей соответствия (например, каталогом звезд) для определения положения спутника 100. В некоторых примерах модуль 204 ориентации вычисляет вектор для максимизации количества света, которому открыты солнечные панели 108. Приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может вычислять мгновенный (например, текущий) вторичный вектор спутника 100. Например, модуль 204 ориентации может вычислять вектор от центра тяжести спутника 100 к Солнцу. В некоторых примерах модуль 204 ориентации определяет плоскость в орбитальной системе отсчета на основании текущего первичного вектора спутника 100. В некоторых примерах модуль 204 ориентации вычисляет главную ось чувствительности (например, ось 116) спутника 100. В других примерах модуль 204 ориентации оценивает данные массы/инерции и/или заданной оси чувствительности спутника 100 из базы данных 214. Еще в одних примерах главная ось чувствительности назначается наземной системой 216 связи (например, принимается от нее, непрерывно принимается от нее, загружается с нее и т.п.). В некоторых примерах модуль 204 ориентации вычисляет сдвиг пространственного положения (например, дельты пространственного положения) спутника 100, необходимый для ориентирования главной оси чувствительности спутника 100 на

плоскость в орбитальной системе отсчета. В дополнительном или альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может вычислять пространственное положение спутника 100, в котором главная ось чувствительности ориентирована на опорную плоскость в орбитальной системе отсчета, а вектор тяги спутника 100 перпендикулярен главной оси чувствительности для перемещения спутника 100 на более высокую орбиту при уменьшении (например, минимизировании) гравитационных моментов, действующих на спутник. В альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может представлять собой интерфейс с ручным управлением через наземную систему 216 связи. Приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации может сохранять данные (например, координаты ориентации) в приведенной в качестве примера базе данных 214 и/или извлекать данные из нее.

В проиллюстрированном примере по фиг. 2 контроллер 104 спутника включает в себя модуль 206 законов управления для выработки представления пространственного положения для необходимой позиции спутника. При использовании в настоящем документе термин "представление пространственного положения" относится к математическому описанию необходимого пространственного положения спутника. Примеры представлений пространственного положения могут включать в себя матрицу преобразования, кватернион (например, кватернион в правосторонней системе координат), ось угла, эйлеровы углы, параметры Родрига и т.п. В некоторых примерах модуль 206 законов управления вырабатывает номинальный первичный вектор, номинальный вторичный вектор и номинальный вектор линии визирования, при этом номинальные векторы представляют векторы команд или необходимые векторы одной или более осей, компонентов и т.п. спутника 100. Например, модуль 206 законов управления может определять номинальный первичный вектор, направленный от центра тяжести спутника 100 к цели (например, точке на Земле). Номинальные векторы могут быть основаны на полученных векторах. Например, модуль 206 законов управления может получать мгновенный (например, текущий) первичный вектор и/или мгновенный вектор линии визирования от модуля 202 целеуказания. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может получать мгновенный вторичный вектор от модуля 204 ориентации. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может выполнять векторные вычисления на полученных векторах для выработки номинальных векторов. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вырабатывать представление пространственного положения спутника 100 на основании номинальных векторов.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления вырабатывает номинальный нормальный вектор. Например, модуль 206 законов управления может вычислять вектор, перпендикулярный (например, номинальный нормальный вектор) как номинальному первичному вектору, так и номинальному вторичному вектору, как описано ниже в уравнении (1):

$$\vec{v}_{norm} = \vec{v}_p \times \vec{v}_s \quad (1)$$

В приведенном выше примере уравнения (1) переменная $\vec{v}_{norm}$ представляет номинальный нормальный вектор, переменная $\vec{v}_p$ представляет номинальный первичный вектор, а переменная $\vec{v}_s$ представляет номинальный вторичный вектор.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления нормализует номинальный нормальный вектор $\vec{v}_{norm}$, как описано ниже в уравнении (2):

$$\hat{v} = \frac{\vec{v}_{norm}}{\|\vec{v}_{norm}\|} \quad (2)$$

В приведенном выше примере уравнения (2) переменная $\hat{v}$ представляет номинальный нормальный единичный вектор, а переменная $\vec{v}_{norm}$ представляет номинальный нормальный вектор. В некоторых случаях модуль 206 законов управления создает триаду представления пространственного положения представляющей интерес цели (например, точки на Земле) относительно инерциальной системы отсчета (например, Земли). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вырабатывать триаду представления пространственного положения, как описано ниже в уравнении (3) и уравнении (4):

$$\vec{v}_3 = \vec{v}_p \quad (3)$$

$$\vec{v}_1 = \vec{v}_{norm} \times \vec{v}_p \quad (4)$$

В приведенном выше примере уравнения (3) переменная $\vec{v}_3$ представляет третий вектор триады представления пространственного положения, а переменная $\vec{v}_p$ представляет первичный вектор. В приведенном выше примере уравнения (4) переменная $\vec{v}_{norm}$ представляет номинальный нормальный вектор, как вычислено выше в уравнении (1), а переменная $\vec{v}_p$ представляет первичный вектор. В приведенном выше примере уравнения (4) переменная $\vec{v}_1$ представляет первый вектор триады представления про-

пространственного положения на основании векторного произведения между $\vec{v}_{norm}$ и $\vec{v}_p$.

Для окончательного получения триады представления пространственного положения, приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять второй вектор $\vec{v}_2$ на основании $\vec{v}_1$ и $\vec{v}_3$, как определено выше уравнением (3) и уравнением (4). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять $\vec{v}_2$, как описано ниже в уравнении (5):

$$\vec{v}_2 = \vec{v}_3 \times \vec{v}_1 \quad (5)$$

Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вырабатывать представление пространственного положения с использованием матрицы преобразования (например, матрицы направляющих косинусов), как описано ниже в уравнении (6):

$$C^{tl} = \begin{bmatrix} \vec{v}_1^1 & \vec{v}_1^2 & \vec{v}_1^3 \\ \vec{v}_2^1 & \vec{v}_2^2 & \vec{v}_2^3 \\ \vec{v}_3^1 & \vec{v}_3^2 & \vec{v}_3^3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

В приведенном примере уравнения (6) переменная C^{tl} представляет матрицу направляющих косинусов, с помощью которой преобразуют векторы, обозначенные в инерциальной системе отсчета I в целевую систему отсчета t. В приведенном примере Уравнения (6) верхний индекс векторов в матрице представляет первый, второй и третий элемент вектора, обозначенный нижним индексом. Например, переменная $\vec{v}_2^1$ представляет первый элемент вектора $\vec{v}_2$.

В некоторых примерах вектор $\vec{v}_{bs}$ линии визирования не выровнен с геометрической осью системы отсчета, связанной с корпусом, (например, осью корпуса 102 спутника). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может реализовывать второй поворот для получения тензора полного поворота, который преобразует векторы из инерциальной системы отсчета в систему отсчета, связанную с корпусом, как описано ниже в уравнении (7):

$$C^{Bl} = C^{Bt} C^{tl} \quad (7)$$

В приведенном выше примере уравнения (7) переменная C^{Bl} представляет матрицу направляющих косинусов системы отсчета, связанной с корпусом, (например, корпуса 102 спутника) относительно инерциальной системы отсчета (например, цели на планете 218). В приведенном выше примере уравнения (7) переменная C^{Bt} представляет матрицу направляющих косинусов системы отсчета, связанной с корпусом, относительно системы отсчета, связанной с линией визирования, а переменная C^{tl} описана выше в уравнении (6). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может передавать матрицы направляющих косинусов, как описано выше в уравнении (6) и уравнении (7), в приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения для маневрирования спутника 100.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет набор альтернативных векторов для минимизации динамики выдачи команд вследствие сингулярности. Например, модуль 206 законов управления может вычислять номинальный нормальный вектор $\vec{n}_{nominal}$ и откорректированный нормальный вектор $\vec{n}_{adjusted}$ на основании набора номинальных векторов, набора альтернативных векторов и/или их комбинации. Например, модуль 206 законов управления может вычислять номинальный нормальный вектор $\vec{n}_{nominal}$ спутника 100, как описано ниже в уравнении (8):

$$\vec{n}_{nominal} = \vec{v}_p \times \vec{v}_s \quad (8)$$

В приведенном выше примере уравнения (8) переменная $\vec{n}_{nominal}$ представляет номинальный нормальный вектор, переменная $\vec{v}_p$ представляет номинальный первичный вектор, а переменная $\vec{v}_s$ представляет номинальный вторичный вектор. В приведенном выше примере уравнения (8) номинальный нормальный вектор $\vec{n}_{nominal}$ равен произведению номинального первичного вектора $\vec{v}_p$ и номинального вторичного вектора $\vec{v}_s$, или перпендикулярен $\vec{v}_p$ и $\vec{v}_s$.

В приведенном выше примере уравнения (8) $\vec{n}_{nominal}$ равен номинальному нормальному вектору $\vec{v}_{norm}$, как описано выше в уравнении (1). В альтернативном варианте реализации номинальный нормальный вектор $\vec{n}_{nominal}$ может быть равен векторному произведению первичного вектора и вторичного вектора, не описанному выше в уравнении (1).

В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет альтернативный нормальный вектор $\vec{n}_{alternate}$, который может быть использован в качестве альтернативы номинальному нормальному вектору $\vec{n}_{nominal}$.

Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять $\vec{n}_{alternate}$, где $\vec{n}_{alternate}$ перпендикулярен первичному вектору $\vec{n}_p$, как описано выше в уравнении (1), но не обязательно перпендикулярен вторичному вектору $\vec{n}_s$, как описано выше в уравнении (1). В альтернативном

варианте реализации $\vec{n}_{alternate}$ может быть перпендикулярен $\vec{n}_s$.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет $\vec{n}_{alternate}$ посредством определения пересечения двух плоскостей (например, геометрических плоскостей) и направления (например, векторного направления). После определения пересечения, приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять идеальный $\vec{n}_{alternate}$, где идеальный $\vec{n}_{alternate}$ приводит к минимальному поворачиванию. Например, модуль 206 законов управления может определять первую геометрическую плоскость, которая перпендикулярна $\vec{v}_p$.

Модуль 206 законов управления может определять вторую геометрическую плоскость, которая перпендикулярна направлению $\vec{v}_{norm}$, когда векторы $\vec{v}_p$ и $\vec{v}_s$ приближаются к экстремуму разделения или точке сингулярности. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять направление вектора по линии, образованной первой и второй геометрическими плоскостями, при этом направление выбрано для получения минимального угла между $\vec{n}_{nominal}$ и $\vec{n}_{alternate}$.

Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может использовать $\vec{n}_{alternate}$ в качестве вспомогательного средства для получения $\vec{n}_{adjusted}$, благодаря чему модуль 206 законов управления автоматически проецирует $\vec{n}_{alternate}$ перпендикулярно $\vec{n}_p$.

Таким образом, $\vec{n}_{alternate}$ обеспечивает получение средней точки между пространственными положениями, равноудаленными во временном промежутке до и после экстремума разделения.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления определяет, что точное вычисление $\vec{n}_{alternate}$ не является необходимым, поскольку любой вектор, который удовлетворяет первому приведенному в качестве примера критерию и составляет менее 90° от номинального нормального вектора $\vec{n}_{nominal}$, является удовлетворительным выбором для $\vec{n}_{alternate}$.

В результате, чувствительность $\vec{n}_{alternate}$ может быть незначительной. В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет $\vec{n}_{alternate}$ для получения средней точки между первым пространственным положением для промежутка времени t перед достижением сингулярности и вторым пространственным положением для такого же промежутка времени t после достижения сингулярности. Например, модуль 206 законов управления может вычислять $\vec{n}_{alternate}$ в качестве вектора, перпендикулярного плоскости орбиты спутника 100. В некоторых примерах модуль 206 законов управления оценивает, когда возникает сингулярность. Например, сингулярность может возникать, когда угловое разделение между номинальным первичным вектором $\vec{n}_p$ и номинальным вторичным вектором $\vec{n}_s$ имеет место при минимальном угловом разделении (например, приблизительно 0°) или при максимальном угловом разделении (например, приблизительно 180°). Однако вычисление экстремума углового разделения (например, минимума или минимального углового разделения) может быть затруднительным вследствие одного или более соображений, учитываемых при вычислении $\vec{n}_p$, $\vec{n}_s$ и т.п. Например, $\vec{n}_p$ может иметь функциональную зависимость от орбиты (например, геостационарной орбиты), орбитального положения, случайного вектора, выбираемого в какой-либо момент времени пользователем, и т.п. спутника 100.

В другом примере $\vec{n}_s$ может иметь функциональную зависимость от орбиты, орбитального положения, выбираемого пользователем направления (например, солнечного вектора на Солнце, вектора на Луну, вектор средств ретрансляции и т.п.) спутника 100. В результате приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять существование экстремума углового разделения в пределах любого интервала, который меньше $[0, 180]^\circ$ включительно, в результате чего минимальное угловое разделение и/или максимальное угловое разделение не может быть жестко задано в модуле 206 законов управления.

В альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может моделировать геометрию орбиты, один или более номинальных векторов (например, $\vec{n}_p$, $\vec{n}_s$ и т.п.) и т.п. перед исполнением команды пространственного положения. Однако приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления, выполняющий моделирование перед исполнением команды, может накладывать ограничения на реализацию, приводить к сложностям эксплуатации, увеличению потребления мощности контроллером 104 спутника и т.п. При этом примеры, раскрытые в настоящем документе, иллюстрируют устройства, способы и изделие, которые не требуют перед исполнением команды выполнения моделирования приведенным в качестве примера модулем 206 законов управления. В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет экстремумы углового разделения при работе в режиме реального времени. В альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять экстремумы углового разделения при работе не в режиме реального времени (например, при работе в автономном режиме). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять экстремумы углового разделе-

ния при работе в режиме реального времени посредством преобразования $\vec{n}_p$ и $\vec{n}_s$ в преобразованные векторы, соответствующие фиксированной плоскости в орбитальной системе отсчета, заданной посредством вектора положения и/или вектора скорости космического аппарата (например, спутника 100). При использовании в настоящем документе термин "фиксированная плоскость в орбитальной системе отсчета" относится к плоскости, перпендикулярной вектору, полученному произведением вектора положения и вектора скорости. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может выбирать фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета, поскольку может быть необходимым регистрировать движение $\vec{n}_p$ и $\vec{n}_s$ относительно движения спутника 100. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может проецировать преобразованные векторы на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета, задаваемой посредством вектора положения и/или вектора скорости спутника 100. Преобразованные, спроецированные векторы могут включать в себя $\vec{v}_p^{proj}$ и $\vec{v}_s^{proj}$, где $\vec{v}_p^{proj}$ представляет преобразованный первичный вектор, спроецированный на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета, а $\vec{v}_s^{proj}$ представляет преобразованный вторичный вектор, спроецированный на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять нормальный спроецированный вектор относительно спроецированных векторов посредством (1) умножения спроецированных векторов и (2) угла θ_{proj} между спроецированными векторами.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления определяет переключение знака номинального нормального вектора $\vec{n}_{nominal}$, когда одна или более составляющих спроецированных векторов (например, нормального спроецированного вектора) находятся вне фиксированной плоскости в орбитальной системе отсчета. Например, модуль 206 законов управления может переключать положительный знак $\vec{n}_{nominal}$ на отрицательный знак, когда составляющая нормального спроецированного вектора находится вне фиксированной плоскости в орбитальной системе отсчета. В некоторых случаях пользователь (например, оператор) вручную может переключать знак $\vec{n}_{nominal}$ таким образом, что пользователь управляет нахождением $\vec{n}_{nominal}$ выше или ниже фиксированной плоскости в орбитальной системе отсчета. В дополнительном или альтернативном варианте реализации пользователь может вручную корректировать изменение знака $\vec{n}_{nominal}$ приведенным в качестве примера модулем 206 законов управления. В некоторых примерах модуль 206 законов управления изменяет на обратный знак $\vec{n}_{nominal}$ только тогда, когда спутник 100 имеет экстремум углового разделения для предотвращения выработки контроллером 208 пространственного положения команды на выполнение крупного, потенциально нестабильного шага (например, команды на поэтапное изменение пространственного положения).

В некоторых случаях модуль 206 законов управления вычисляет откорректированный нормальный вектор $\vec{n}_{adjusted}$ на основании набора номинальных векторов, набора альтернативных векторов и/или их комбинации. Например, модуль 206 законов управления может использовать весовой коэффициент, α , для определения вклада набора номинальных векторов и/или вклада набора альтернативных векторов для вычисления $\vec{n}_{adjusted}$.

В некоторых случаях α ограничено значениями в диапазоне [0,1].

В альтернативном варианте реализации α может иметь значение вне пределов диапазона [0,1]. В некоторых примерах модуль 206 законов управления вычисляет $\vec{n}_{adjusted}$ с использованием линейного метода, как описано ниже в уравнении (9):

$$\vec{n}_{adjusted} = ((1 - \alpha) * \vec{n}_{alternate}) + (\alpha * \vec{n}_{nominal}) \quad (9)$$

В приведенном выше примере уравнения (9) переменная $\vec{n}_{adjusted}$ представляет откорректированный нормальный вектор, переменная α представляет весовой коэффициент, переменная $\vec{n}_{alternate}$ представляет альтернативный нормальный вектор, а переменная $\vec{n}_{nominal}$ представляет номинальный нормальный вектор. В некоторых примерах каждый из векторов, описанных выше в уравнении (9), является единичным вектором и/или должен быть определен в одной и той же системе координат.

В некоторых случаях модуль 206 законов управления не нормализует $\vec{n}_{adjusted}$ после того, как модуль 206 законов управления вычисляет $\vec{n}_{adjusted}$, как описано выше в уравнении (9). В дополнительном или альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять $\vec{n}_{adjusted}$ с использованием любого другого метода, такого как, например, экспоненциальный метод, метод генерации случайных значений, синусоидальный метод и т.п.

Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять α с использованием различных математических методов. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять использование конкретного метода или комбинации методов в зависимости от

одного или более факторов, таких как, например, доступная мощность модуля 206 законов управления, позволяющая выполнять обработку, требования относительно времени запаздывания для обновления параметров контроллера 104 спутника и т.п. Приведенный в качестве примера метод вычисления α может быть линейным методом, как описано ниже в уравнении (10):

$$\alpha = \left| 2 * \left(\frac{\theta_{proj}}{\pi} - \text{floor} \left(\frac{\theta_{proj}}{\pi} + 0.5 \right) \right) \right| \quad (10)$$

В приведенном выше примере Уравнения (10) переменная α представляет весовой коэффициент, а переменная θ_{proj} представляет угол между векторами, спроецированными на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета (например, угол между $\vec{v}_p^{proj}$ и $\vec{v}_s^{proj}$). В приведенном выше примере уравнения (10) функция округления вниз (floor) округляет десятичный показатель указываемого числа. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может использовать линейный метод, как описано выше в уравнении (10), для минимизации получаемой динамики выдачи команд с сохранением полного перехода между набором номинальных векторов и набором альтернативных векторов. В приведенных выше примерах уравнения (9) и уравнения (10) модуль 206 законов управления использует набор номинальных векторов (например, использует номинальный нормальный вектор) при 90 и 180°, при использовании набора альтернативных векторов (например, использует альтернативный нормальный вектор) при 0 и 180°. Например, $\alpha=1$, когда $\theta_{proj}=90^\circ$, что приводит к тому, что $\vec{n}_{adjusted} = \vec{n}_{nominal}$.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления может вычислять α с использованием синусоидального метода, как описано ниже в уравнении (11):

$$\alpha = \frac{1 - \cos(2 * \theta_{proj})}{2} \quad (11)$$

В приведенном выше примере уравнения (11) переменная α представляет весовой коэффициент, а переменная θ_{proj} представляет угол между $\vec{v}_p^{proj}$ и $\vec{v}_s^{proj}$.

В приведенном выше примере уравнения (11) α изменяется синусоидально в диапазоне [0,1] на основании θ_{proj} . В приведенном выше примере уравнения (9) и уравнения (11) модуль 206 законов управления использует набор номинальных векторов при 90 и 270° при использовании набора альтернативных векторов при 0 и 180°.

В некоторых случаях модуль 206 законов управления вычисляет α с использованием экспоненциального метода, как описано ниже в уравнении (12):

$$\alpha = \|\vec{v}_p^{proj} \times \vec{v}_s^{proj}\|^x \quad (12)$$

В приведенном выше примере уравнения (12) переменная α представляет весовой коэффициент, переменная $\vec{v}_p^{proj}$ представляет первичный вектор, спроецированный на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета, а переменная $\vec{v}_s^{proj}$ представляет вторичный вектор, спроецированный на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета. В приведенном выше примере уравнения (12) переменная x представляет параметр настройки, который определяет резкость перехода от набора номинальных векторов к набору альтернативных векторов. В приведенном выше примере уравнения (12) α вычисляют на основании произведения спроецированных векторов в степени x . Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может использовать экспоненциальный метод для перехода между набором номинальных векторов и набором альтернативных векторов в точное время, при котором набор номинальных векторов находится в состоянии сингулярности или почти в состоянии сингулярности.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления использует экспоненциальный метод вычисления значения α , которое максимизирует выравнивание оси (например, оси 116) спутника 100, корпуса 102 спутника и т.п. для номинального вторичного вектора. Например, модуль 206 законов управления может использовать экспоненциальный метод для максимизации количества мощности, вырабатываемой солнечными панелями 108, вследствие выравнивания одной или более составляющих спутника 100 с номинальным вторичным вектором. При этом приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вырабатывать представление пространственного положения (например, матрицу преобразования) с использованием экспоненциального метода, что приводит к высокой динамике выдачи команд.

В некоторых примерах модуль 206 законов управления присваивает α значение для блокировки предотвращения изменения знака. Например, модуль 206 законов управления может присваивать $\alpha=1$, с тем чтобы отключить нейтрализацию и/или предупредительные меры в отношении сингулярности (например, обработки с получением сингулярности). Например, $\vec{n}_{adjusted} = \vec{n}_{nominal}$, как описано выше в уравнении (9), когда $\alpha=1$. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может отключать обработку с получением сингулярности на солнечно-синхронных орбитах. Еще в одном примере модуль 206 законов управления может присваивать $\alpha=0$ для отключения обработки с получением сингулярности. Посредством присвоения $\alpha=0$ приведенный в качестве примера модуль 206 законов управ-

ления вырабатывает представление пространственного положения только посредством $\vec{n}_{alternate}$.

Например, $\vec{n}_{adjusted} = \vec{n}_{alternate}$, как описано выше в уравнении (9), когда $\alpha=0$. В проиллюстрированном примере, когда модуль 206 законов управления вычисляет идеальный вектор для $\vec{n}_{alternate}$ (например, вектор, перпендикулярный плоскости орбиты), модуль 206 законов управления вырабатывает представление пространственного положения, соответствующее стандартному нормальному управлению на орбите, когда ось (например, ось 116) космического аппарата (например, спутника 100) выровнена с орбитальной системой отсчета. В дополнительном или альтернативном варианте реализации пользователь может менять на противоположный знак $\vec{n}_{nominal}$ перед тем, как приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления вычислит α с использованием одного или более методов, таких как, например, линейный метод, синусоидальный метод и/или экспоненциальный метод, как описано выше. В дополнительном или альтернативном варианте реализации пользователь может менять на противоположный знак $\vec{n}_{adjusted}$ для выработки представления пространственного положения, соответствующего повороту космического аппарата на 180° вокруг номинального первичного вектора космического аппарата. В дополнительном или альтернативном варианте реализации пользователь может изменять значение α , как вычислено приведенным в качестве примера модулем 206 законов управления.

В некоторых случаях диапазон значений для α ограничен диапазоном, который меньше чем $[0,1]$. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может управлять α для ограничения углового смещения от решения с номинальным нормальным вектором относительно решения с альтернативным нормальным вектором или наоборот. Например, модуль 206 законов управления может управлять α для обеспечения возможности поворачивания космического аппарата вокруг целевого вектора (например, номинального первичного вектора) на величину, не превышающую отклонения в 30° от нормали к орбите (например, альтернативного нормального вектора). Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может ограничивать указанный диапазон для уменьшения максимального перехода между набором номинальных векторов и набором альтернативных векторов. Однако может потребоваться предварительное моделирование космического аппарата или группировки (т.е. соответствующей группы) космических аппаратов для данной орбиты для определения приемлемого ограничительного диапазона для α . В альтернативном варианте реализации приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может вычислять (например, итеративно) угол разделения между необходимой траекторией и текущей траекторией космического аппарата на основании $\vec{n}_{adjusted}$, включая составляющие из набора номинальных векторов, набора альтернативных векторов и/или их комбинации. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять значение α на основании угла разделения, который может быть минимальным углом, максимальным углом и т.п.

Когда приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления вычислит значение $\vec{n}_{adjusted}$, модуль 206 законов управления определяет представление пространственного положения, как описано выше. Например, модуль 206 законов управления может определять матрицу преобразования на основании задания $\vec{v}_{norm} = \vec{n}_{adjusted}$.

Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может преобразовывать матрицу преобразования в другой формат (например, кватернион, эйлеровы углы и т.п.) на основании требования к формату или входным данным для контроллера 208 пространственного положения. Например, модуль 206 законов управления может преобразовывать матрицу преобразования в кватернион пространственного положения (например, кватернион в правоориентированном пространстве, где последний элемент кватерниона является скалярным элементом). При использовании в настоящем документе термин "кватернион пространственного положения" представляет собой четырехэлементный вектор, который может быть использован для кодирования любого поворота в трехмерной системе координат. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может передавать получаемый кватернион пространственного положения в контроллер 208 пространственного положения для выдачи одной или более соответствующих команд на создание крутящего момента команд для поворота космического аппарата. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может сохранять данные (например, составляющие векторов, весовые коэффициенты и т.п.) в приведенной в качестве примера базе данных 214 и/или извлекать данные из нее.

В проиллюстрированном примере по фиг. 2 контроллер 104 спутника включает в себя контроллер 208 пространственного положения для выработки команды на создание крутящего момента для маневрирования космического аппарата. Приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может получать представление пространственного положения, такое как, например, матрица преобразования, кватернион пространственного положения и т.п., от приведенного в качестве примера модуля 206 законов управления и/или из приведенной в качестве примера базы данных 214. В некоторых примерах контроллер 208 пространственного положения сводит к нулю ошибку пространственного положения космического аппарата. Например, контроллер 208 пространственного положения может получать (1) текущее положение спутника 100 от модуля 204 ориентации и (2) необходимое положение спут-

ника 100 от модуля 206 законов управления (например, необходимое положение на основании представления пространственного положения). Приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вычислять разность между текущим положением и необходимым положением, которая представляет собой ошибку пространственного положения. Приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может сводить к нулю ошибку пространственного положения посредством выработки команды на создание крутящего момента и передачи команды на создание крутящего момента на двигатель (двигатели) 112 малой тяги и/или устройство, использующее момент импульса и размещенным в спутнике 100, для достижения необходимого положения. Приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может сохранять данные (например, команды пространственного положения) в приведенной в качестве примера базе данных 214 и/или извлекать данные из нее.

В проиллюстрированном примере по фиг. 2 контроллер 104 спутника включает в себя интерфейс 210 датчика для определения положения и/или пространственного положения космического аппарата. Например, интерфейс 210 датчика может определять положение, пространственное положение, вектор ускорения и/или вектор скорости спутника 100 на основании данных датчиков и/или данных датчиков, принятых от наземной системы 216 связи планеты 218. Приведенный в качестве примера интерфейс 210 датчика может получать данные датчиков от датчиков, осуществляющих мониторинг двигательной системы 110, двигателя (двигателей) 112 малой тяги и т.п. Приведенный в качестве примера интерфейс 210 датчика может сохранять данные (например, данные датчиков) в приведенной в качестве примера базе данных 214 и/или извлекать данные из нее.

В проиллюстрированном примере по фиг. 2 спутниковая система 200 наведения включает в себя базу данных 214 для записи данных (например, представления пространственного положения, данных датчиков, весового коэффициента и т.п.). Приведенная в качестве примера база данных 214 может отвечать на запросы о предоставлении информации, связанной с данными в базе данных 214. Например, база данных 214 может отвечать на запросы в отношении дополнительных данных путем предоставления дополнительных данных (например, одной или более измерительных точек), путем предоставления индекса, связанного с дополнительными данными в базе данных 214 и т.п. Приведенная в качестве примера база данных 214 дополнительно или альтернативно может отвечать на запросы, когда в базе данных 214 нет дополнительных данных, путем предоставления нулевого индекса, конца идентификатора 214 базы данных и т.п. Приведенная в качестве примера база данных 214 может быть реализована посредством энергозависимого запоминающего устройства (например, оперативного запоминающего устройства с синхронной динамической памятью (SDRAM), оперативного запоминающего устройства с динамической памятью (DRAM), запоминающего устройства с синхронной оперативной видеопамью компании RAMBUS с передачей данных по фронту и спаду синхрои́мпульса (RDRAM) и т.п.) и/или энергонезависимого запоминающего устройства (например, флэш-памяти). Приведенная в качестве примера база данных 214 дополнительно или альтернативно может быть реализована посредством одного или более блоков памяти с удвоенной скоростью передачи данных (DDR), таких как DDR, DDR2, DDR3, mobile DDR (mDDR) и т.п. Приведенная в качестве примера база данных 214 дополнительно или альтернативно может быть реализована посредством одного или более запоминающих устройств большой емкости, таких как дисковод(ы) жесткого диска, дисковод(ы) для компакт-дисков, дисковод(ы) для дисков формата DVD, магнитные носители и т.п. Хотя в приведенном примере база данных 214 показана в виде одной базы данных, база данных 214 может быть реализована посредством баз данных в любом количестве и/или любого типа (любых типов).

Хотя на фиг. 2 показан конкретный пример реализации контроллера 104 спутника по фиг. 1, один или более элементов, процессов и/или устройств, проиллюстрированных на фиг. 2, могут быть скомбинированы, разделены, переставлены, пропущены, исключены и/или реализованы иным образом. Кроме того, приведенный в качестве примера модуль 202 целеуказания, приведенный в качестве примера модуль 204 ориентации, приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения, приведенный в качестве примера интерфейс 210 датчика и/или, в целом, приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника по фиг. 2 могут быть реализованы аппаратными средствами, средствами программного обеспечения, прошивкой и/или любой комбинацией аппаратных средств, средств программного обеспечения и/или прошивки. Таким образом, например, любой объект из приведенного в качестве примера модуля 202 целеуказания, приведенного в качестве примера модуля 204 ориентации, приведенного в качестве примера модуля 206 законов управления, приведенного в качестве примера контроллера 208 пространственного положения, приведенного в качестве примера интерфейса 210 датчика и/или, в целом, приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника по фиг. 2 - может быть реализован одним или более из следующих средств: аналоговыми или интегральными схемами, логическими схемами, программируемым процессором (программируемыми процессорами), специализированной интегральной схемой (специализированными интегральными схемами) (ASIC)), программируемым логическим устройством (программируемыми логическими устройствами) (PLD)) и/или логическим устройством, программируемым пользователем, (логическими устройствами, программируемыми пользователем) (FPLD). При анализе любых пунк-

тов формулы по настоящему патенту, относящихся к устройству или системе, с охватыванием чисто программной и/или программно-аппаратной реализации, по меньшей мере один объект из: приведенного в качестве примера модуля 202 целеуказания, приведенного в качестве примера модуля 204 ориентации, приведенного в качестве примера модуля 206 законов управления, приведенного в качестве примера контроллера 208 пространственного положения, приведенного в качестве примера интерфейса 210 датчика и/или, в целом, приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника по фиг. 2 - в настоящем документе считается/считаются явным образом включающим/включающими материальное компьютеро-читаемое устройство для хранения или диск для хранения, такой как запоминающее устройство, компакт-диск формата DVD, компакт-диск формата CD, компакт-диск формата Blu-ray и т.д., хранящие это программное обеспечение и/или прошивку. Кроме того, приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника по фиг. 2 может включать в себя один или более элементов, процессов и/или устройств в дополнение к проиллюстрированным на фиг. 2 или вместо них и/или может включать в себя более одного из любых проиллюстрированных элементов, процессов и устройств или все проиллюстрированные элементы, процессы и устройства.

На фиг. 3А, 3В и 3С схематически проиллюстрированы примеры векторов и плоскостей примерной орбиты приведенного в качестве примера спутника 100 по фиг. 1 в соответствии с обычными законами управления пространственным положением. В проиллюстрированном примере по фиг. 3А спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 300 по орбитальной траектории 302. Спутник 100 может выравнивать ось 116 солнечных панелей 108 по фиг. 1 вдоль вектора для максимизации открытия источнику 304 питания (например, звезде, Солнцу и т.п.). В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 306 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 308 (например, $\vec{v}_s$) и номинальный нормальный вектор 310 (например, $\vec{n}_{nominal}$). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать номинальный нормальный вектор 310 посредством вычисления векторного произведения номинального первичного вектора 306 и номинального вторичного вектора 308. Как показано в проиллюстрированном примере, угол 312 между номинальным первичным вектором 306 и номинальным вторичным вектором 308 не составляет приблизительно 0 или 180°. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании номинального нормального вектора 310, когда спутник 100 не находится в состоянии сингулярности. В проиллюстрированном примере по фиг. 3А команда пространственного положения не выдает спутнику 100 инструкций на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 306 (например, выполнение маневра отклонения по курсу).

В проиллюстрированном примере по фиг. 3В спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 300 по орбитальной траектории 302. В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 314 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 316 (например, $\vec{v}_s$) и номинальный нормальный вектор 318 (например, $\vec{n}_{nominal}$). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать номинальный нормальный вектор 318 посредством вычисления векторного произведения номинального первичного вектора 314 и номинального вторичного вектора 316. Как показано в проиллюстрированном примере, угол 320 между номинальным первичным вектором 314 и номинальным вторичным вектором 316 составляет приблизительно 180°. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании номинального нормального вектора 318, когда спутник 100 находится в состоянии сингулярности. В проиллюстрированном примере по фиг. 3В команда пространственного положения выдает спутнику 100 инструкции на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 306 (например, выполнение маневра отклонения по курсу).

В проиллюстрированном примере по фиг. 3С спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 300 по орбитальной траектории 302. В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 322 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 324 (например, $\vec{v}_s$) и номинальный нормальный вектор 326 (например, $\vec{n}_{nominal}$). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать номинальный нормальный вектор 326 посредством вычисления векторного произведения номинального первичного вектора 322 и номинального вторичного вектора 324. Номинальный нормальный вектор 326 противоположен по направлению номинальному нормальному вектору 310 по фиг. 3А вследствие выполненного маневра отклонения по курсу по фиг. 3В. Как показано в проиллюстрированном примере, угол 328 между номинальным первичным вектором 322 и номинальным вторичным вектором 324 не составляет приблизительно 0 или 180°. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании номинального нормального вектора 326, когда спутник 100 не находится в состоянии сингулярности. В проиллюстрированном примере по фиг. 3С команда пространственного положения не выдает спутнику 100 инструкций на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 322 (например, выполнение маневра отклонения по курсу).

На фиг. 4А, 4В и 4С схематически проиллюстрированы примеры векторов и плоскостей примерной орбиты приведенного в качестве примера спутника 100 по фиг. 1 в соответствии с приведенным в качестве примера модулем 206 законов управления, вычисляющим набор альтернативных векторов. В проиллюстрированном примере по фиг. 4А спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 400 по орбитальной траектории 402. Спутник 100 может выравнивать ось 116 солнечных панелей 108 по фиг. 1 вдоль вектора для максимизации открытия источнику 404 питания (например, звезде, Солнцу и т.п.). В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 406 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 408 (например, $\vec{v}_s$) и откорректированный нормальный вектор 410 (например, $\vec{n}_{adjusted}$).

Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 410 посредством метода, как описано выше в соответствии с уравнениями (9)-(12). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 410 на основании весового коэффициента α . Откорректированный нормальный вектор 410 противоположен по знаку номинальному нормальному вектору 310 по фиг. 3А. Например, модуль 206 законов управления может иметь измененный на противоположный знак номинального нормального вектора на основании векторного произведения номинального первичного вектора 406 и номинального вторичного вектора 408.

В проиллюстрированном примере по фиг. 4А угол 412 между номинальным первичным вектором 406 и номинальным вторичным вектором 408 не составляет приблизительно 0 или 180° градусов. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании откорректированного нормального вектора 410, когда спутник 100 не находится в состоянии сингулярности. В проиллюстрированном примере по фиг. 4А команда пространственного положения не выдает спутнику 100 инструкций на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 406 (например, выполнение маневра отклонения по курсу). Откорректированный нормальный вектор 410 может включать в себя набор номинальных векторов, набор альтернативных векторов и/или их комбинацию на основании весового коэффициента α , как описано выше. В альтернативном варианте реализации откорректированный нормальный вектор 410 может быть равен номинальному нормальному вектору (например, $\vec{n}_{nominal}$) или альтернативному нормальному вектору (например, $\vec{n}_{alternate}$).

В проиллюстрированном примере по фиг. 4В спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 400 по орбитальной траектории 402. В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 414 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 416 (например, $\vec{v}_s$) и откорректированный нормальный вектор 418 (например, $\vec{n}_{adjusted}$). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 418 посредством метода, как описано выше в соответствии с уравнениями (9)-(12). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 418 на основании весового коэффициента α .

В проиллюстрированном примере по фиг. 4В угол 420 между номинальным первичным вектором 414 и номинальным вторичным вектором 416 составляет приблизительно 180°. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании откорректированного нормального вектора 418, когда спутник 100 находится в состоянии сингулярности. Однако в проиллюстрированном примере по фиг. 4В команда пространственного положения не выдает спутнику 100 инструкций на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 414 (например, выполнение маневра отклонения по курсу). Откорректированный нормальный вектор 418 может включать в себя набор номинальных векторов, набор альтернативных векторов и/или их комбинацию на основании весового коэффициента α , как описано выше. В альтернативном варианте реализации откорректированный нормальный вектор 418 может быть равен альтернативному нормальному вектору (например, $\vec{n}_{alternate}$). В результате, спутник 100 ориентирует ось 116 солнечных панелей 108 вдоль откорректированного нормального вектора 418 под углом 422 относительно откорректированного нормального вектора 410 по фиг. 4А. Посредством вычисления набора альтернативных векторов спутник 100 избегает выполнения непреднамеренного маневра отклонения по курсу, как описано выше на фиг. 3В, когда спутник 100 приближается к состоянию сингулярности или находится в нем (например, имеет место минимальное или максимальное угловое разделение).

В проиллюстрированном примере по фиг. 4С спутник 100 по фиг. 1 движется вокруг планеты 400 по орбитальной траектории 402. В проиллюстрированном примере контроллер 104 спутника по фиг. 1-2 вычисляет номинальный первичный вектор 424 (например, $\vec{v}_p$), номинальный вторичный вектор 426 (например, $\vec{v}_s$) и откорректированный нормальный вектор 428 (например, $\vec{n}_{adjusted}$). Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 428 посредством метода, как описано выше в соответствии с уравнениями (9)-(12). Например, модуль 206 законов управле-

ния может вырабатывать откорректированный нормальный вектор 428 на основании весового коэффициента α .

В проиллюстрированном примере по фиг. 4С угол 430 между номинальным первичным вектором 424 и номинальным вторичным вектором 426 не составляет приблизительно 0 или 180°. Таким образом, приведенный в качестве примера контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команды пространственного положения на основании откорректированного нормального вектора 428, когда спутник 100 не находится в состоянии сингулярности. В проиллюстрированном примере по фиг. 4С команда пространственного положения не выдает спутнику 100 инструкций на выполнение поворота вокруг номинального первичного вектора 424 (например, выполнение маневра отклонения по курсу). Откорректированный нормальный вектор 428 может включать в себя набор номинальных векторов, набор альтернативных векторов и/или их комбинацию на основании весового коэффициента α , как описано выше. В альтернативном варианте реализации откорректированный нормальный вектор 428 может быть равен номинальному нормальному вектору (например, $\vec{n}_{nominal}$) или альтернативному нормальному вектору (например, $\vec{n}_{alternate}$).

На фиг. 5 представлен пример схемы 500 орбитальной траектории приведенного в качестве примера спутника 100 по фиг. 1, движущегося с начальной орбиты 502 на конечную орбиту 504 по переходной орбите 506. В проиллюстрированном примере по фиг. 5 спутник 100 движется вокруг небесного тела или планеты (например, Земли, Марса и т.п.) 508 по начальной орбите 502 и следует на конечную орбиту 504. В этом примере спутник 100 начинает свое перемещение по переходной орбите 506 посредством выполнения начального маневра с использованием двигателей 112 малой тяги. Когда спутник 100 движется с начальной орбиты 502 на конечную орбиту 504, спутник 100 движется по траектории, определяемой переходной орбитой 506, и использует двигатели 112 малой тяги для выполнения завершающего маневра, чтобы остаться на конечной орбите 504. Хотя в показанном примере схемы 500 орбитальной траектории представлен спутник 100, движущийся с нижней начальной орбиты 502 на более высокую конечную орбиту 504, в некоторых примерах спутник 100 не завершает окончательный маневр, чтобы перейти на более высокую конечную орбиту 504, что приводит к движению спутника 100 по переходной орбите 506. В альтернативном варианте реализации спутник 100 может следовать с конечной орбиты 504 на нижнюю/начальную орбиту 502. Следует отметить, что спутник 100 может перемещаться по начальной орбите 502, конечной орбите 504, переходной орбите 506 и т.п. посредством использования набора номинальных векторов, набора альтернативных векторов и/или их комбинации, как вычислено контроллером 104 спутника по фиг. 1-2. Например, спутник 100 может перемещаться по начальной орбите 502 с использованием набора альтернативных векторов, как вычислено приведенным в качестве примера модулем 206 законов управления по фиг. 2.

На фиг. 6-7 показаны структурные схемы приведенных в качестве примера способов реализации приведенного в качестве примера контроллера 104 спутника по фиг. 1-2. В этих примерах способы могут быть реализованы с использованием машиночитаемых инструкции, которые содержат программу для исполнения процессором, таким как процессор 812, показанный в приведенной в качестве примера процессорной платформе 800, раскрытой ниже в связи с фиг. 8. Программа может быть реализована в программном обеспечении, сохраненном на материальном компьютерочитаемом носителе, таком как диск CD-ROM, гибкий диск, жесткий диск, цифровой универсальный диск (DVD), Blu-Ray диск или запоминающее устройство, связанное с процессором 812, при этом вся программа и/или ее части в альтернативных вариантах реализации могут быть исполнены устройством, отличным от процессора 812, и/или реализованы в прошивке или специальных аппаратных средствах. Кроме того, хотя приведенная в качестве примера программа описана ниже со ссылкой на структурные схемы, проиллюстрированные на фиг. 6-7, в альтернативных вариантах реализации могут быть использованы многие другие способы реализации приведенного в качестве примера контроллера 104 спутника. Например, порядок выполнения блоков может быть изменен и/или некоторые из описанных блоков могут быть изменены, удалены или скомбинированы.

Как уже упоминалось выше, приведенные в качестве примеров способы по фиг. 6-7 могут быть реализованы с использованием кодированных инструкций (например, компьютеро- и/или машиночитаемых инструкций), сохраненных на материальном компьютерочитаемом носителе данных, таком как дисковод жесткого диска, флэш-память, постоянное запоминающее устройство (ROM), компакт-диск (CD), цифровой универсальный диск (DVD), кэш-память, оперативное запоминающее устройство (RAM) и/или любое другое устройство для хранения или диск для хранения, в котором информация хранится в течение времени любой продолжительности (например, в течение длительных периодов времени, постоянно, в течение кратких периодов времени, для временной буферизации и/или для кэширования информации). При использовании в настоящем документе термин "материальный компьютерочитаемый носитель" явным образом означает, что он включает в себя любой тип компьютерочитаемого устройства для хранения и/или диска для хранения и исключает распространяемые сигналы, а также исключает средства передачи. При использовании в настоящем документе выражения "материальный компьютерочитаемый носитель" и "материальный машиночитаемый носитель" используются как взаимозаменяемые. В допол-

нительном или альтернативном варианте реализации приведенные в качестве примеров способы по фиг. 6-7 могут быть реализованы с использованием кодированных инструкций (например, компьютеро- и/или машиночитаемых инструкций), сохраненных на имеющем некротковременную природу компьютере и/или машиночитаемом носителе, таком как дисковод жесткого диска, флэш-память, постоянное запоминающее устройство, компакт-диск, цифровой универсальный диск, кэш-память, оперативное запоминающее устройство и/или любое другое устройство для хранения или диск для хранения, в котором информация хранится в течение времени любой продолжительности (например, в течение длительных периодов времени, постоянно, в течение кратких периодов времени, для временной буферизации и/или для кэширования информации). При использовании в настоящем документе термин "некротковременный компьютерочитаемый носитель" явным образом означает, что он включает любой тип компьютерочитаемого устройства для хранения и/или диска для хранения и исключает распространяемые сигналы, а также исключает средства передачи. При использовании в настоящем документе, когда выражение "по меньшей мере" используется в качестве переходного термина в ограничительной части пункта формулы изобретения, оно является открытым в том смысле, в котором является открытым термин "содержащий". Термин "содержащий" и все другие варианты термина "содержать" явным образом определены как имеющие открытое значение. Термин "включающий в себя" и все другие варианты термина "включать в себя" также явным образом определены как имеющие открытое значение. И наоборот, термин "состоящий" и/или другие формы термина "состоять" определены как имеющие закрытое значение.

На фиг. 6 показана блок-схема, представляющая пример способа 600, который может быть реализован приведенным в качестве примера контроллером 104 спутника по фиг. 1-2 для маневрирования спутника на основании команды пространственного положения. Приведенный в качестве примера способ 600 начинают в блоке 602, когда приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет первичный вектор спутника. Например, модуль 206 законов управления может вычислять номинальный первичный вектор спутника 100 по фиг. 1. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять, что номинальный первичный вектор является вектором от центра тяжести спутника 100, направленным к цели (например, точке на Земле). В блоке 604 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет вторичный вектор. Например, модуль 206 законов управления может вычислять номинальный вторичный вектор спутника 100. Приведенный в качестве примера модуль 206 законов управления может определять, что номинальный вторичный вектор может быть вектором от центра тяжести спутника 100, направленным к источнику питания (например, источнику света от небесного тела, Солнца и т.п.). В блоке 606 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет вектор линии визирования. Например, модуль 202 целеуказания может вычислять вектор линии визирования спутника 100. В блоке 608 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет нормальный вектор. Например, модуль 206 законов управления может вычислять нормальный вектор (например, $\vec{n}_{adjusted}$) на основании набора номинальных векторов, набора альтернативных векторов и/или их комбинации. В блоке 610 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника нормализует нормальный вектор. Например, модуль 206 законов управления может нормализовывать откорректированный нормальный вектор $\vec{n}_{adjusted}$.

В блоке 612 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вырабатывает триаду представления пространственного положения. Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать триаду представления пространственного положения (например, $\vec{v}_1$, $\vec{v}_2$ и $\vec{v}_3$). В блоке 614 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вырабатывает представление пространственного положения. Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать матрицу преобразования (например, матрицу направляющих косинусов), кватернион и т.п.

В блоке 616 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вырабатывает команду пространственного положения. Например, контроллер 208 пространственного положения может вырабатывать команду пространственного положения на основании матрицы преобразования. В блоке 618 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника управляет двигателем малой тяги и/или устройством, использующим момент импульса и размещенным в спутнике. Например, контроллер 208 пространственного положения может передавать команду на двигатели 112 малой тяги для маневрирования спутника 100. В блоке 620 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника определяет, необходима ли дополнительная корректировка пространственного положения. Например, контроллер 208 пространственного положения может определять, что нулевое пространственное положение составляет приблизительно ноль. Если в блоке 620 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника определяет, что необходима дополнительная корректировка пространственного положения, контроллер возвращается к блоку 602 для вычисления еще одного первичного вектора спутника, в противном случае приведенный в качестве примера способ 600 завершают.

На фиг. 7 показана блок-схема, представляющая пример способа 700, который может быть реализован приведенным в качестве примера контроллером 104 спутника по фиг. 1-2 для вычисления нормального вектора на основании набора альтернативных векторов. Приведенный в качестве примера способ 700 начинают в блоке 702, когда приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет

номинальный нормальный вектор. Например, модуль 206 законов управления может вырабатывать номинальный нормальный вектор на основании векторного произведения номинального первичного вектора и номинального вторичного вектора. В блоке 704 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет альтернативный нормальный вектор. Например, модуль 206 законов управления может вычислять альтернативный нормальный вектор, который перпендикулярен фиксированной плоскости в орбитальной системе отсчета.

В блоке 706 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника определяет знак номинального нормального вектора. Например, модуль 206 законов управления может определять переключение знака номинального нормального вектора на основании проецирования номинального первичного вектора, номинального вторичного вектора и т.п. на фиксированную плоскость в орбитальной системе отсчета. В блоке 708 приведенный в качестве примера контроллер 104 спутника вычисляет весовой коэффициент. Например, модуль 206 законов управления может вычислять весовой коэффициент α на основании линейного метода, синусоидального метода, экспоненциального метода и т.п., как описано выше. В блоке 710 контроллер 104 спутника определяет откорректированный нормальный вектор (например, $\vec{n}_{adjusted}$).

Например, модуль 206 законов управления может вычислять откорректированный нормальный вектор на основании номинального нормального вектора (например, $\vec{n}_{nominal}$), альтернативного нормального вектора (например, $\vec{n}_{alternate}$), весового коэффициента α и т.п.

На фиг. 8 показана блок-схема приведенной в качестве примера процессорной платформы 800, выполненной с возможностью исполнения инструкций для реализации способов по фиг. 6-7 и приведенного в качестве примера контроллера 104 спутника по фиг. 1-2. Процессорная платформа 800 может представлять собой, например, систему управления спутником, спутниковую систему наведения, сервер, личный компьютер или вычислительное устройство любого другого типа. Процессорная платформа 800 согласно показанному примеру включает в себя процессор 812. Процессор 812 согласно показанному примеру выполнен в виде аппаратных средств. Например, процессор 812 может быть реализован посредством одной или более интегральных схем, логических схем, микропроцессоров или контроллеров любого необходимого бренда или изготовителя.

Процессор 812 согласно показанному примеру включает в себя локальную память 813 (например, кэш-память). Процессор 812 согласно показанному примеру исполняет инструкции для реализации приведенного в качестве примера модуля 202 целеуказания, приведенного в качестве примера модуля 204 ориентации, приведенного в качестве примера модуля 206 законов управления, приведенного в качестве примера контроллера 208 пространственного положения, приведенного в качестве примера интерфейса 210 датчика и/или, в целом, приведенного в качестве примера контроллера 104 спутника. Процессор 812 согласно показанному примеру имеет связь с основной памятью, включая энергозависимую память 814 и энергонезависимую память 816, посредством шины 818. Энергозависимая память 814 может быть реализована посредством синхронного динамического ОЗУ (SDRAM), динамического ОЗУ (DRAM), динамической памяти с произвольным доступом от компании RAMBUS (RDRAM) и/или посредством любого другого типа запоминающего устройства с произвольным доступом. Энергонезависимая память 816 может быть реализована посредством флэш-памяти и/или устройства памяти любого другого необходимого типа. Доступ к основной памяти 814, 816 управляется контроллером памяти.

Процессорная платформа 800 согласно показанному примеру включает в себя интерфейсную схему 820. Интерфейсная схема 820 может быть реализована посредством стандартного интерфейса любого типа, такого как Ethernet интерфейс, универсальная последовательная шина (USB) и/или экспресс-интерфейс PCI.

В проиллюстрированном примере одно или более устройств 822 ввода соединены с интерфейсной схемой 820. Устройство (устройства) 822 ввода позволяет (позволяют) пользователю вводить данные и команды в процессор 812. Устройство (устройства) ввода может быть реализовано (могут быть реализованы), например, посредством аудиодатчика, микрофона, камеры (камеры показовой съемки или видео), клавиатуры, кнопки, мыши, сенсорного экрана, сенсорной площадки, шарового манипулятора, манипулятора типа isopoint и/или системы распознавания голоса, соединенных с наземной системой связи, соединенной с возможностью передачи данных с процессорной платформой 800.

Одно или более устройств 824 вывода также соединены с интерфейсной схемой 820 согласно показанному примеру. Устройства 824 вывода могут быть реализованы, например, посредством устройств отображения (например, светоизлучающего диода (LED), органического светоизлучающего диода (OLED), жидкокристаллического дисплея, дисплея с электронно-лучевой трубкой (CRT), сенсорного экрана, тактильного устройства вывода, принтера и/или динамиков), соединенных с наземной системой связи, соединенной с возможностью передачи данных с процессорной платформой 800. Интерфейсная схема 820 согласно показанному примеру, таким образом, обычно включает в себя карту с графическим драйвером, чип с графическим драйвером или процессор с графическим драйвером.

Интерфейсная схема 820 согласно показанному примеру также включает в себя устройство связи, такое как передатчик, приемник, преемопередатчик, модем и/или сетевую интерфейсную плату для

обеспечения обмена данными с внешними машинами (например, вычислительными устройствами любого типа) через сеть 826 (например, соединение Ethernet, цифровую абонентскую линию (digital subscriber line, DSL), телефонную линию, коаксиальный кабель, систему сотовой телефонии и т.п.).

Процессорная платформа 800 согласно показанному примеру также включает в себя одно или более запоминающих устройств 828 большой емкости для хранения программного обеспечения и/или данных. Примеры таких запоминающих устройств 828 большой емкости включают дисководы гибких дисков, накопители на жестких магнитных дисках, приводы компакт-дисков, приводы компакт-дисков формата Blu-Ray, системы типа RAID на основе независимых дисковых накопителей с избыточностью и приводы компакт-дисков формата DVD. Приведенное в качестве примера запоминающее устройство 828 большой емкости реализует приведенную в качестве примера базу данных 214.

Кодированные инструкции 832 для реализации способов, представленные блок-схемами по фиг. 6-7, могут быть сохранены в устройстве 828 для хранения большой емкости, в энергозависимой памяти 814, в энергонезависимой памяти 816 или на съемном материальном компьютерочитаемом носителе данных, таком как компакт-диск или диск DVD.

Исходя из вышеизложенного, следует отметить, что раскрытые выше способы, устройство и изделие обеспечивают возможность маневрирования космического аппарата на орбите с минимизированной динамикой выдачи команд. Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника, раскрытое в настоящем документе, не допускает выработки космическим аппаратом команды, которая приведет к поворачиванию на большой угол, ненужному маневру отклонения по курсу, нестабильному вращению и т.п., на основании того, что космический аппарат приближается к состоянию сингулярности или находится в нем. Приведенное в качестве примера устройство контроллера спутника, раскрытое в настоящем документе, обеспечивает обработку с получением сингулярности для космического аппарата, движущегося по орбите вокруг небесного тела, посредством вычисления набора альтернативных векторов во время нахождения на переходной орбите, конечной орбите и т.п.

Хотя в настоящем документе раскрыты некоторые приведенные в качестве примеров способы, устройства и изделия, объем охвата данного патента ими не ограничен. Напротив, этот патент охватывает все способы, устройства и изделия, в достаточной степени охватываемые объемом формулы изобретения по данному патенту.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Устройство для выработки команды пространственного положения для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата, содержащее:

модуль (206) законов управления пространственным положением для:

вычисления первого набора векторов для маневрирования космического аппарата (100), причем первый набор векторов включает первый вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к цели в инерциальной системе отсчета, и второй вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к источнику питания, причем инерциальная система отсчета представляет собой инерциальную систему координат, центром которой является Земля, при этом источником питания является источник света от небесного тела; и

вычисления второго набора векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость (120) в орбитальной системе отсчета космического аппарата, перпендикулярную вектору, полученному произведением вектора положения и вектора скорости космического аппарата; и

контроллер (208) пространственного положения для выработки команды (616) пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов, а также необходимого положения космического аппарата для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

2. Устройство по п.1, в котором второй набор векторов включает в себя третий вектор, перпендикулярный первому и второму векторам, и четвертый вектор, перпендикулярный первому вектору.

3. Устройство по п.2, в котором модуль законов управления пространственным положением выполнен с возможностью вычисления угла между третьим и четвертым векторами.

4. Устройство по п.3, в котором команда пространственного положения основана на вычислении модулем законов управления пространственным положением весового коэффициента для определения вклада каждого из первого и второго наборов векторов в команду пространственного положения, причем весовой коэффициент основан на указанном угле.

5. Способ выработки команды пространственного положения для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата, включающий:

вычисление первого набора векторов для маневрирования космического аппарата (100), причем первый набор векторов включает первый вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к цели в инерциальной системе отсчета, и второй вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к источнику питания, причем инерциальная система отсчета представляет собой инерциальную систему координат, центром которой является Земля, при этом источником питания является

источник света от небесного тела;

вычисление второго набора векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость (120) в орбитальной системе отсчета космического аппарата, перпендикулярную вектору, полученному произведением вектора положения и вектора скорости космического аппарата, и

выработку команды (616) пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов, а также необходимого положения космического аппарата для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

6. Способ по п.5, согласно которому второй набор векторов включает в себя третий вектор, перпендикулярный первому и второму векторам, и четвертый вектор, перпендикулярный первому вектору.

7. Способ по п.6, дополнительно включающий вычисление угла между третьим и четвертым векторами.

8. Способ по п.7, согласно которому выработка команды пространственного положения включает вычисление весового коэффициента для определения вклада каждого из первого и второго наборов векторов в команду пространственного положения, причем весовой коэффициент основан на указанном угле.

9. Способ по п.8, согласно которому вычисление весового коэффициента включает использование по меньшей мере одного из таких методов, как линейный метод, синусоидальный метод или экспоненциальный метод.

10. Материальный компьютерочитаемый носитель для выработки команды пространственного положения для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата, содержащий инструкции, которые при их исполнении побуждают процессор по меньшей мере

вычислять первый набор векторов для маневрирования космического аппарата (100), причем первый набор векторов включает первый вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к цели в инерциальной системе отсчета, и второй вектор, направленный от центра тяжести космического аппарата к источнику питания, причем инерциальная система отсчета представляет собой инерциальную систему координат, центром которой является Земля, при этом источником питания является источник света от небесного тела;

вычислять второй набор векторов на основании проецирования первого набора векторов на фиксированную плоскость (120) в орбитальной системе отсчета космического аппарата, перпендикулярную вектору, полученному произведением вектора положения и вектора скорости космического аппарата, и

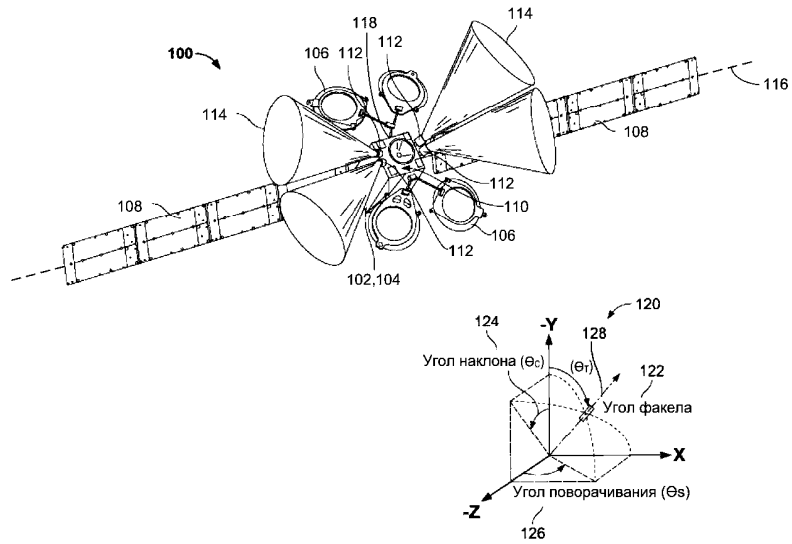
вырабатывать команду (616) пространственного положения на основании первого и второго наборов векторов, а также необходимого положения космического аппарата для предотвращения незапланированного поворота космического аппарата.

11. Материальный компьютерочитаемый носитель по п.10, в котором второй набор векторов включает в себя третий вектор, перпендикулярный первому и второму векторам, и четвертый вектор, перпендикулярный первому вектору.

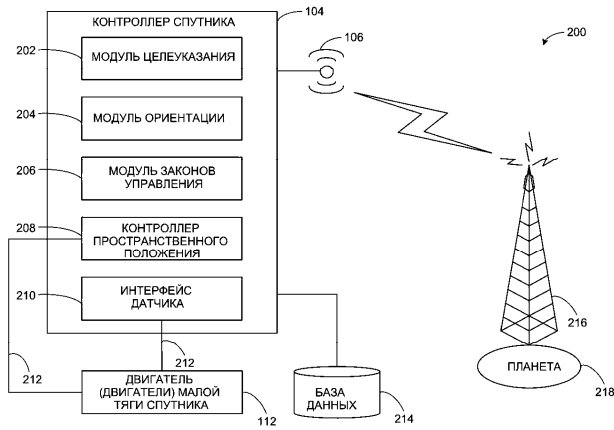
12. Материальный компьютерочитаемый носитель по п.11, также содержащий инструкции, которые при их исполнении побуждают процессор вычислять угол между третьим и четвертым векторами.

13. Материальный компьютерочитаемый носитель по п.12, в котором выработка команды пространственного положения включает вычисление весового коэффициента для определения вклада каждого из первого и второго наборов векторов в команду пространственного положения, причем весовой коэффициент основан на указанном угле.

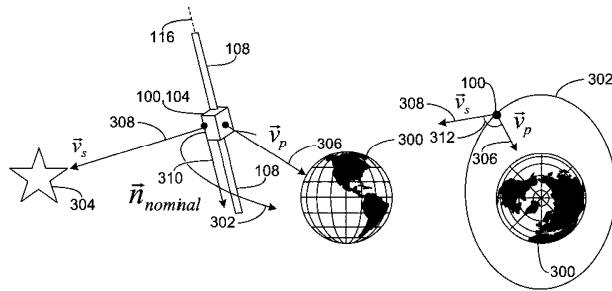
14. Материальный компьютерочитаемый носитель по п.13, в котором вычисление весового коэффициента включает в себя использование по меньшей мере одного из таких методов, как линейный метод, синусоидальный метод или экспоненциальный метод.



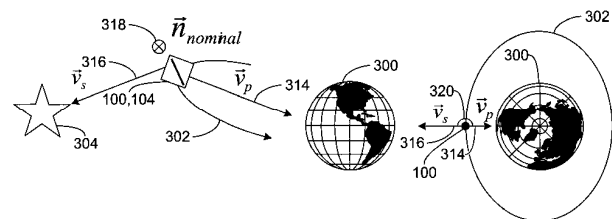
Фиг. 1



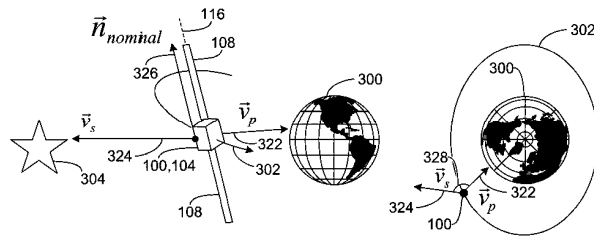
Фиг. 2



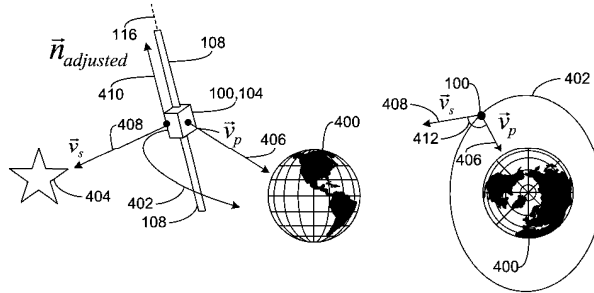
Фиг. 3А



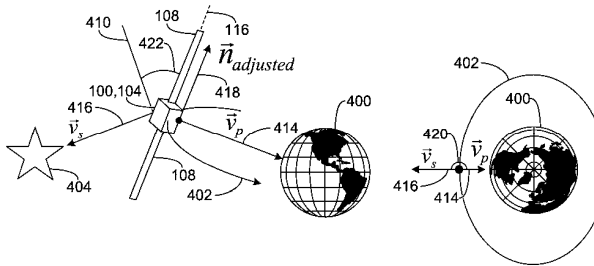
Фиг. 3В



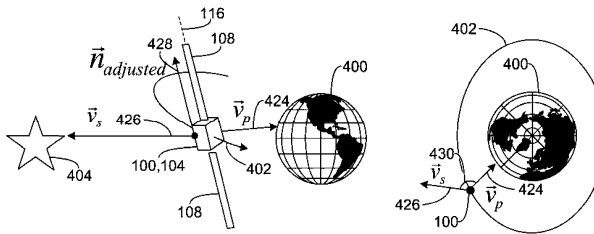
Фиг. 3С



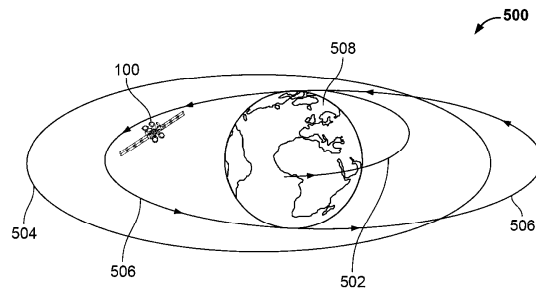
Фиг. 4А



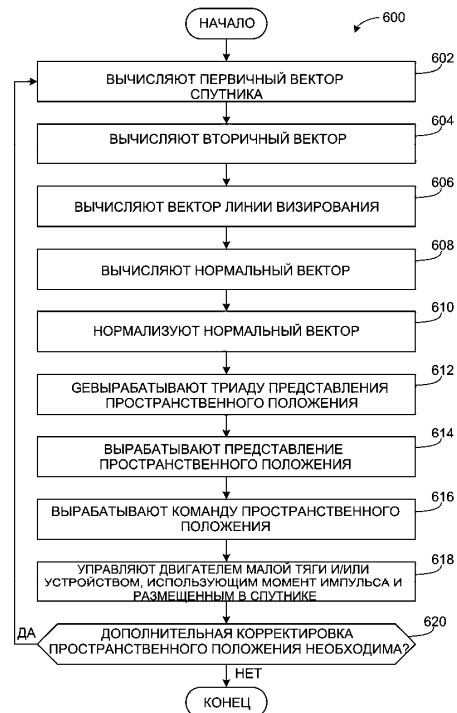
Фиг. 4В



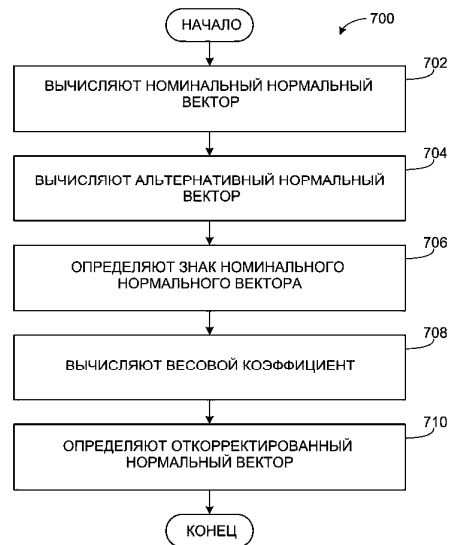
Фиг. 4С



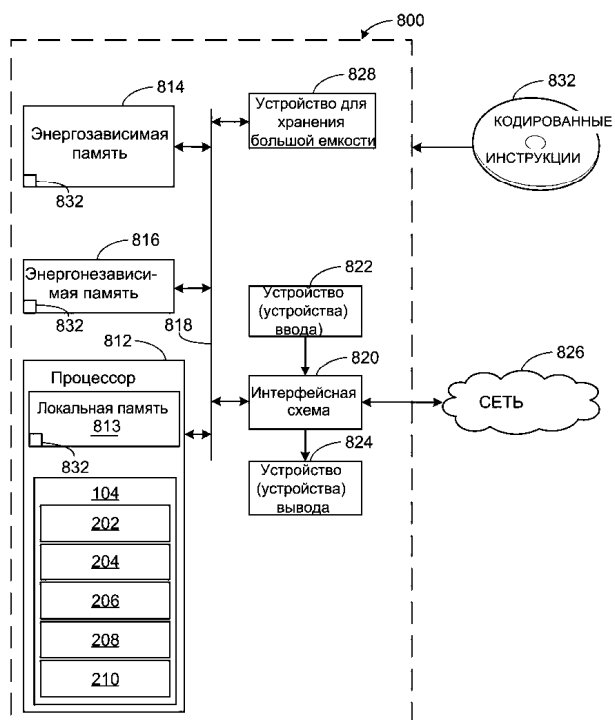
Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8

