

УДК 629.7

## СИММЕТРИЯ МЕЖДУ НЕКОТОРЫМИ МЕТОДАМИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И МЕТОДАМИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИХ ПОЛОЖЕНИЯ С ЗЕМЛИ

© М. Е. Прохоров, А. И. Захаров, И. В. Кузнецова

*Государственный астрономический институт им. П. К. Штернберга  
Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова,  
119991, Москва, Университетский просп., 13  
E-mail: mike@sai.msu.ru*

Обнаружено, что для некоторых неавтономных методов навигации в космосе существуют «симметричные» им автономные методы, в которых все измерения проводятся только с борта самого космического аппарата, положение которого определяется. При этом воспроизводятся результаты измерений, полученных в соответствующих неавтономных методах. С момента получения однотипных измерений обработка в обоих «симметричных» методах ведётся по единому алгоритму. Рассмотрены две пары подобных методов. Обсуждаются различия в степени «симметрии» и возможности использования промежуточных данных обработки наблюдений.

*Ключевые слова:* навигация в космосе, автономная навигация, позиционные наблюдения, параметры орбиты, триангуляционная сеть, сеть маяков.

DOI: 10.15372/AUT20230207

**Введение.** Для корректного функционирования большинства космических аппаратов (КА) необходимо знать их положение в пространстве и ориентацию. Первую задачу решает навигационное обеспечение, вторую — система ориентации. В редких случаях знания ориентации и положения КА не требуется. Примерами подобных КА являются первый и второй советские спутники и спутники CubeSat самых малых форматов.

Решение задачи навигации позволяет найти мгновенное положение КА в пространстве — три его координаты в некоторой заранее выбранной системе координат, например в инерциальной системе ICRS (ICRS — International Celestial Reference System (международная небесная система координат)) [1]. Другой вариант решения задачи навигации — определение орбиты КА, знание которой позволяет вычислять положение КА в пространстве в любой момент времени из некоторого интервала.

Ориентация — это разворот системы координат, связанной с КА или с одним из приборов, установленных на борту КА относительно заранее предопределённой системы координат. Ориентация КА задаётся тремя углами разворота (например, углами Эйлера) или эквивалентными им представлениями (матрица 3D-поворота, кватернион поворота и др.).

С начала космической эры навигационное обеспечение КА осуществлялось средствами, расположенными на Земле, а определение ориентации — приборами, установленными непосредственно на борту КА. Это иллюстрирует два принципиально различных подхода к ориентации и навигации КА — разделение на автономные и неавтономные методы.

В автономных методах все приборы для определения ориентации или навигации расположены на борту КА, положение или ориентация которого устанавливается. Обработка показаний этих приборов также производится на борту КА. Таким образом, исполнение автономных методов не требует постоянной связи с Землёй (время от времени такая связь может потребоваться, например, для обновления данных, хранящихся в памяти компьютеров КА).

В неавтономных методах наблюдения КА осуществляются со стороны — с Земли или с других КА. Затем данные этих наблюдений обрабатываются и по каналам связи передаются на борт сопровождаемого КА или в центр управления.

Неавтономные методы навигационного сопровождения разнообразны. К ним относятся классические позиционные наблюдения объекта на фоне звёзд в видимом или инфракрасном диапазоне, различные варианты радиолокации и лазерной локации КА.

Сегодня вокруг Земли в околоземном космическом пространстве обращается примерно 10 000 активно функционирующих КА и не менее 70 000 фрагментов космического мусора размерами более 10 см. Количество КА и фрагментов космического мусора в околоземном пространстве постепенно растёт. Однако с началом реализации космических проектов, основанных на многотысячных спутниковых группировках (OneWeb, Starlink, «Сфера» и др.), этот рост резко ускорился.

В настоящее время возможности наземных средств навигационного контроля и сопровождения космических объектов практически исчерпаны. Многие из этих объектов и КА наблюдаются реже, чем требуется для точного знания их орбит. Возможности повышения производительности наземной наблюдательной сети путём её автоматизации и роботизации, а также экстенсивного расширения сильно ограничены.

Одним из путей решения проблемы навигационного обеспечения, по крайней мере, для активно функционирующих КА является переход к автономным методам навигации, которые не требуют использования наземной навигационной инфраструктуры.

Автономные методы навигации известны, они достаточно разнообразны и в большинстве случаев основаны на регистрации сигналов от естественных или искусственных объектов, расположенных на Земле или в космосе [2, 3].

Автономные методы навигации становятся всё более востребованы, а их сегодня известно мало по сравнению с неавтономными методами. В ходе изучения методов космической навигации была обнаружена «симметрия» (взаимосвязь или подобие) между некоторыми автономными и неавтономными методами, а именно в некоторых случаях измерения, выполняемые системами навигации на борту КА, позволяют воспроизвести неавтономные наблюдения, которые мог бы проделать некоторый фиктивный наблюдатель (измерение положения или движения) этого КА со стороны. Эта взаимосвязь является новой — ранее такая симметрия никем не отмечалась. Использование этой симметрии может оказаться полезным для разработки новых автономных методов космической ориентации и навигации.

Цель представленной работы — исследование свойств и выделение ключевых элементов такой взаимосвязи методов навигации.

**Пример 1. Определение орбиты КА по серии позиционных наблюдений и автономное определение орбиты.** Баллистическая траектория — это траектория, по которой движется тело, обладающее некоторой начальной скоростью в поле тяготения сферически-симметричного тела. В таких условиях движение тела подчиняется трём законам Кеплера, а траектория его движения представляет кривую второго порядка: эллипс (окружность как частный случай эллипса), параболу или гиперболу. Параметры кеплеровской орбиты задаются шестью элементами [4]. Для того чтобы узнать параметры баллистической орбиты небесного тела, соответственно требуется измерить, по крайней мере, шесть независимых величин.

Классическим неавтономным методом определения орбит небесных тел, применяющимся уже не одно столетие, является позиционное наблюдение. В этом методе измеряют видимые положения небесных тел, т. е. направления на эти тела из места проведения наблюдений. С помощью именно этого метода были построены орбиты планет Солнечной системы, их больших спутников, астероидов и комет. Одно позиционное наблюдение позволяет измерить две угловые координаты небесного тела в небесной сферической системе

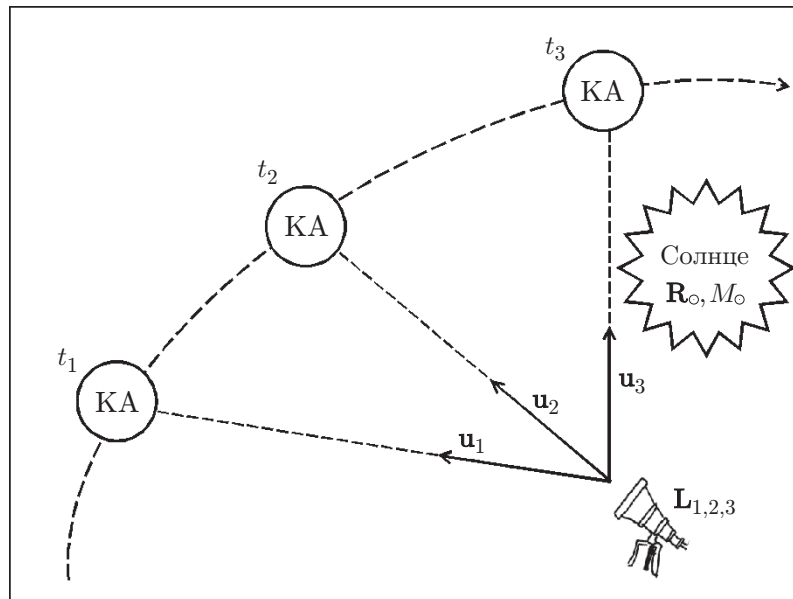


Рис. 1. Схема определения орбиты КА по серии позиционных измерений

координат, за одно позиционное наблюдение получают значения двух неизвестных величин. С появлением в астрономии фотографии, а затем матричных приёмников излучения видимые положения небесных тел стали определяться по изображениям звёздного неба относительно звёзд с известными координатами [5].

Для измерения шести независимых величин нужно провести три позиционных наблюдения в разные моменты времени ( $t_1 < t_2 < t_3$ ). В этих наблюдениях будут измерены видимые положения небесного тела, например, в экваториальной системе координат  $(\alpha_1, \delta_1)$ ,  $(\alpha_2, \delta_2)$  и  $(\alpha_3, \delta_3)$ . Видимые положения удобнее представлять в виде единичных векторов:

$$\left. \begin{aligned} u_{x,i} &= \cos \alpha_i \cdot \cos \delta_i, \\ u_{y,i} &= \sin \alpha_i \cdot \cos \delta_i, \\ u_{z,i} &= \sin \delta_i \end{aligned} \right\} \quad i = 1, \dots, 3.$$

Помимо моментов наблюдения и измеренных видимых положений для определения орбиты тела необходимо знать положение наблюдателя в пространстве в каждый из моментов наблюдения  $\mathbf{L}_1$ ,  $\mathbf{L}_2$  и  $\mathbf{L}_3$ , а также центр тяготения, вокруг которого обращается наблюдаемое тело, положение этого центра тяготения в пространстве  $\mathbf{R}$  и его массу  $M$  или гравитационный параметр  $\mu = GM$ , равный произведению массы тяготеющего тела на ньютоновскую гравитационную постоянную:  $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/(\text{с}^2 \cdot \text{кг}^{-1})$ . Все эти параметры передаются в один из алгоритмов вычисления параметров орбиты, разработанных Гауссом, Лапласом или Ольбертсом, или в их более современные модификации [4]. Определение орбиты КА методом позиционных наблюдений иллюстрирует рис. 1.

Рассмотрим теперь «симметричный» метод автономного измерения параметров орбиты КА [6] на примере межпланетного КА, который обращается вокруг Солнца. На борту этого КА установлены звёздный датчик и датчик направления на центр Солнца (солнечный датчик).

Звёздный датчик измеряет ориентацию КА (т. е. разворот осей системы координат, связанной с конструкцией КА) относительно инерциальной системы координат, связанной со звёздами. Солнечный датчик указывает направления на центр Солнца в системе

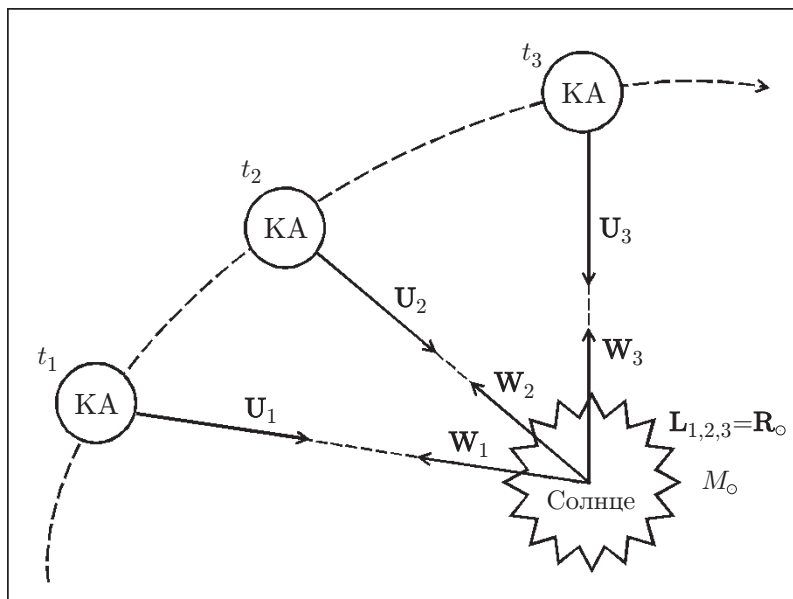


Рис. 2. Схема автономного определения орбиты КА

координат, связанной с конструкцией КА. Одновременное проведение измерений обоими датчиками позволяет найти видимое с борта КА положение центра Солнца и вычислить его небесные координаты  $(\alpha_{\odot}, \delta_{\odot})$ .

Выберем три последовательных момента времени  $t_1 < t_2 < t_3$ , в которых измерим видимые координаты центра Солнца  $(\alpha_{\odot,1}, \delta_{\odot,1})$ ,  $(\alpha_{\odot,2}, \delta_{\odot,2})$  и  $(\alpha_{\odot,3}, \delta_{\odot,3})$ . Из этих координат построим единичные векторы КА — центр Солнца  $\mathbf{U}_1$ ,  $\mathbf{U}_2$  и  $\mathbf{U}_3$ :

$$\left. \begin{aligned} U_{x,i} &= \cos \alpha_{\odot,i} \cdot \cos \delta_{\odot,i}, \\ U_{y,i} &= \sin \alpha_{\odot,i} \cdot \cos \delta_{\odot,i}, \\ U_{z,i} &= \sin \alpha_{\odot,i} \cdot \sin \delta_{\odot,i}, \end{aligned} \right\} i = 1, \dots, 3.$$

Противоположные единичные векторы  $\mathbf{W}_1 = -\mathbf{U}_1$ ,  $\mathbf{W}_2 = -\mathbf{U}_2$  и  $\mathbf{W}_3 = -\mathbf{U}_3$  указывают направления из центра Солнца на КА, т. е. представляют собой направления на видимые из центра Солнца положения КА. Векторы  $\mathbf{W}_i$  указывают на точки небесной сферы с координатами  $\bar{\alpha}_{\odot,i}, \bar{\delta}_{\odot,i}$ :  $\bar{\alpha}_{\odot,i} = \alpha_{\odot,i} \pm \pi$ ,  $\bar{\delta}_{\odot,i} = -\delta_{\odot,i}$ .

Таким образом, имеются три момента времени наблюдений и три пары небесных координат — набор данных о видимом положении КА, которые мог бы получить фиктивный наблюдатель, проводивший позиционные измерения КА из центра Солнца.

Остальные необходимые данные также известны. Космический аппарат обращается вокруг Солнца, это условие было задано в начале рассмотрения примера. Масса Солнца  $M_{\odot} = (1,98847 \pm 0,00007) \cdot 10^{30}$  кг и его стандартный гравитационный параметр  $\mu_{\odot} = GM_{\odot} = (1,327124400189 \pm 0,000000000009) \cdot 10^{20}$  м<sup>3</sup>/с<sup>-2</sup> известны из справочников. Для получения элементов орбиты весь набор данных передаётся в те же алгоритмы Гаусса, Лапласа или Ольбертса [4], что и при обработке наземных позиционных наблюдений. Рассмотренный метод иллюстрирует рис. 2.

Если КА обращается не вокруг Солнца, а вокруг Земли, то на борту КА должен быть установлен датчик направления на центр Земли (датчик геовертикали). При этом автономное определение околоземной орбиты проводится аналогичным способом, только в центре координат располагается Земля (как тяготеющий центр), из её центра ведутся фиктивные позиционные наблюдения КА. Масса Земли  $M_{\oplus} = (5,9742 \pm 0,0036) \cdot 10^{24}$  кг и её

стандартный гравитационный параметр  $\mu_{\oplus} = (3,9860044188 \pm 0,0000000008) \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^{-2}$  также хорошо известны.

Метод можно применить для КА, обращающихся вокруг других планет и их крупных спутников. Необходимо только заменить датчик направления на центр Солнца или Земли датчиком направления на центр соответствующего небесного тела. Принципиальным ограничением применимости описанного метода является уровень сферической симметрии гравитационного поля соответствующего небесного тела.

**Пример 2. Триангуляционная сеть и навигация по маякам.** Классический неавтономный метод, с помощью которого до второй половины XX в. проводилось большинство геодезических измерений — это построение триангуляционной сети. На поверхности Земли создаётся сеть измерительных пунктов, положения которых измерялись с высокой точностью. Типичное геодезическое измерение методом триангуляции выглядит следующим образом. Выбирается ориентир (объект), положение которого на поверхности Земли должно быть зафиксировано. Из триангуляционной сети выбираются два или более пункта, для которых измеряемый ориентир находится в прямой видимости. В каждом из этих пунктов измеряется направление на ориентир в горизонтальной системе координат: его угловая высота над горизонтом  $h$  и азимут  $A$ . Высота над горизонтом  $h$  — это угол между плоскостью математического горизонта и направлением на объект. Положительные значения угла  $h$  соответствуют верхней полусфере. Азимут  $A$  — это угол между плоскостью меридиана (вертикальная плоскость, проходящая с юга на север) и вертикальной плоскостью, проходящей через объект. В астрономии азимут измеряют от направления на юг к западу, в геодезии — от направления на север к востоку. Вместо высоты над горизонтом  $h$  можно использовать зенитный угол  $z$ , который отсчитывается от направления в зенит:  $z = 90^\circ - h$ .

Знание положений (широт и долгот) и высот над уровнем моря триангуляционных пунктов ( $TP_1, TP_2$ ), двух измеренных из этих триангуляционных пунктов высот над горизонтом ( $h_1, h_2$ ) и азимутов ( $A_1, A_2$ ) объекта позволяют вычислить все параметры треугольника  $TP_1 - TP_2$  — объект и ориентацию плоскости, в которой лежит этот треугольник. Отсюда получаем широту, долготу и высоту над уровнем моря для измеряемого ориентира.

Если измерения ведутся более чем из двух триангуляционных пунктов, то подобные треугольники строятся для каждой пары пунктов, а полученные координаты ориентира усредняются.

Следует заметить, что в географии, геодезии и астрономии (гравиметрии) существуют собственные различающиеся между собой понятия вертикали. Так, географическая вертикаль — это линия, проходящая через точку измерения и центр Земли. Геодезическая вертикаль является нормалью к поверхности референц-эллипсоида — эллипсоида вращения, форма которого наилучшим образом соответствует фигуре Земли в целом или отдельных её частей (стран, континентов). На поверхности референц-эллипсоида фиксируются результаты геодезических измерений. В разных странах и в разные периоды использовались различные референц-эллипсоиды. В последние годы наиболее общим стандартом стал Международный общеземной эллипсоид ITRS (ITRS – International Terrestrial Reference System (Международная земная система координат)) [1]. Астрономическая (гравиметрическая) вертикаль или отвесная линия направлена вдоль градиента гравитационного поля Земли. Все астрономические вертикали перпендикулярны поверхности геоида, которая является эквипотенциальной поверхностью гравитационного поля Земли.

Для каждого из перечисленных определений вертикали разработана процедура её построения на местности. При этом существует проблема увязки вертикалей между различными пунктами триангуляционной сети, особенно если они находятся на достаточном удалении друг от друга.

Этой проблемы можно избежать, если во всех триангуляционных пунктах измерять направление на ориентир в связанной со звёздами инерциальной системе координат ICRS. Поскольку при наземной триангуляции нас интересует положение объекта относительно поверхности Земли (в системе ITRS), а системы ITRS и ICRS вращаются друг относительно друга, то на триангуляционном пункте потребуются достаточно точные часы для перехода между этими системами координат.

Вся описанная процедура триангуляции переносится из области геодезии на определение мгновенных положений околоземных КА с одной оговоркой: измерения в разных триангуляционных пунктах должны выполняться одновременно.

Полностью неавтономная процедура измерения мгновенного положения КА относительно Земли выглядит следующим образом.

1. На триангуляционном пункте  $TP$  задаётся локальная система координат, к которой привязываются измерения всех установленных на пункте приборов.

2. В выбранный момент времени  $t$  с помощью соответствующего прибора строится направление на КА в локальной системе координат.

3. В тот же момент времени  $t$  с помощью звёздного датчика измеряется ориентация локальной системы координат относительно ICRS.

4. Одновременные измерения по пунктам 2 и 3 позволяют определить видимое направление на КА в системе ICRS. Это направление задаётся единичным вектором  $\mathbf{W}$ .

5. На момент времени  $t$  вычисляется радиус-вектор  $\mathbf{T}$  триангуляционного пункта  $TP$  в системе ICRS (триангуляционные пункты расположены на вращающейся Земле, и их координаты меняются со временем).

6. Для триангуляционного пункта строится луч, на котором находится КА:

$$\mathbf{L}(l) = \mathbf{T} + l \times \mathbf{W}, \quad l \geq 0.$$

7. Действия по пунктам 1–6 выполняются для всех триангуляционных пунктов, из которых наблюдается КА. Причём измерения КА по пунктам 2 и 3 на каждом триангуляционном пункте проводятся одновременно (в свой момент времени  $t_i$ ).

8. Точка пересечения или максимального сближения лучей  $\mathbf{L}_i(l)$  (здесь  $i$  — номер триангуляционного пункта) определяет вектор  $\mathbf{r}$  положения КА в системе ICRS.

9. Если нужны координаты КА в системе ITRS, они в неё пересчитываются.

Заметим, что пункты процедуры 2 и 3 можно объединить, если получить изображение участка звёздного неба, на который попадает и изображение КА. Эта процедура аналогична позиционным измерениям, рассмотренным в примере 1.

Соответствующим симметричным автономным методом определения мгновенного положения КА относительно Земли является ориентация по маякам.

На поверхности Земли размещается сеть маяков, которые излучают в видимом или инфракрасном диапазоне. Положение каждого маяка на поверхности Земли считается известным. Система навигации по маякам может быть реализована не только на Земле. Например, предложения о создании подобной сети делались для Луны в связи с её планируемым освоением [7]. Развёртывание и функционирование сети маяков на безатмосферной планете или естественном спутнике проще, чем при наличии атмосферы.

На борту КА устанавливаются прибор или группу приборов для наблюдения маяков на поверхности Земли. Прибор строит единичные векторы направлений на маяки  $\mathbf{u}_i$  в системе координат, связанной с конструкцией КА. Помимо нахождения направлений на маяки, необходимо понять, какие именно маяки наземной сети регистрируются прибором. Заметим, что в системе точечных (компактных) маяков отсутствует проблема выделения так называемых особых точек изображения (например, [8]).

В рассматриваемом методе с борта КА измеряются только направления на маяки. При этом излучение маяков может быть как непрерывным, там и модулированным. Модуляция

может использоваться для экономии энергии или для идентификации отдельных маяков в сети [9]. Другие параметры, такие как расстояние до маяка или радиальная скорость КА относительно маяка, измерение которых, в принципе, возможно [10], в рассматриваемом методе не измеряются.

Кроме прибора для регистрации маяков на борту КА устанавливается звёздный датчик, который измеряет ориентацию КА относительно системы координат ICRS.

В некоторый момент времени  $t$  одновременно производятся измерения с помощью обоих приборов. Их данные позволяют определить единичные векторы видимых направлений на наблюдаемые с КА маяки  $\mathbf{U}_i$  в системе координат ICRS. Противоположные им единичные векторы  $\mathbf{W}_i = -\mathbf{U}_i$  указывают видимые направления на КА из мест расположения маяков на поверхности Земли (также в системе ICRS).

Идентификация маяков позволяет получить информацию об их расположении на поверхности Земли  $\mathbf{T}_i$  из каталога маяков, хранящегося на борту КА, построить набор лучей  $\mathbf{L}_i(l_i) = \mathbf{T}_i + l_i \times \mathbf{W}_i$ , где параметры  $l_i$  могут принимать значения  $l_i \geq 0$ , а затем найти точку  $\mathbf{r}$ , где эти лучи пересекаются или максимально сближаются. Точка  $\mathbf{r}$  задаёт мгновенное положение КА в системе координат ICRS, которое может быть пересчитано в ITRS.

Таким образом, автономно только по данным, полученным приборами на борту КА, возможно повторить процедуру неавтономного наземного метода триангуляции, рассмотренного в примере 2.

**Дискуссия.** В двух рассмотренных примерах много общего. В неавтономных методах КА наблюдается со стороны. В автономных методах наблюдения ведутся с борта КА, при этом наблюдаются те или иные сторонние объекты или небесные тела. Естественным образом получается, что построенные в ходе измерений векторы видимых положений в неавтономных методах направлены в сторону КА, а в автономных — от КА.

В обоих примерах присутствует операция инверсии векторов видимых положений, полученных автономным методом из наблюдений на борту КА. При этом оказывается, что после инверсии эти векторы совпадают с результатами наблюдений, получаемых неавтономным методом, если даже физически такие наблюдения реализовать невозможно (наблюдатель, расположенный в центре Солнца или Земли в примере 1).

Дальнейшие вычислительные процедуры для автономного и неавтономного методов в каждом из примеров полностью совпадают.

Следует отметить несколько более высокий уровень симметрии в паре методов триангуляция — сеть маяков. Если расположить маяки сети в триангуляционных измерительных пунктах, то в автономном методе маяки будут наблюдаться в тех же местах на Земле, откуда проводятся измерения КА при триангуляции. В этом случае наборы векторов КА — маяки и триангуляционные пункты — КА совпадают (с точностью до их противоположного направления от КА или в сторону КА).

Для определения орбиты КА по серии позиционных наблюдений ситуация несколько иная. При неавтономных измерениях точка наблюдения может располагаться практически в любой точке пространства, единственным ограничением является видимость КА из этой точки. В автономном методе измеряется направление на центр тяготеющего тела, вокруг которого обращается КА, а в Солнечной системе именно центры Солнца и планет, а также их близкие окрестности являются теми немногочисленными местами, которые непригодны для проведения подобных позиционных наблюдений. Вследствие этого случай, когда полученные в двух методах наборы векторов видимых положений совпадают друг с другом, оказывается невозможным.

Ещё одно отличие автономных и неавтономных методов в рассмотренных примерах связано с полезностью информации, получаемой от звёздных датчиков. В автономных методах звёздные датчики явно входят в набор необходимых измерительных приборов на борту КА. В неавтономных методах звёздный датчик также может присутствовать как

отдельный прибор, либо необходимые сведения могут быть получены из кадра, который содержит изображение участка звёздного неба и одновременно наблюдаемого КА.

Использование звёздных датчиков во всех рассмотренных методах связано с тем, что необходимо построение векторов видимых положений некоторых объектов в инерциальной системе отсчёта ICRS. Для первого примера (определение орбиты КА) — это единственный возможный выбор. Во втором примере (триангуляция — маяки) можно работать в инерциальной системе координат ICRS или в системе координат ITRS, связанной с вращающейся Землёй.

В автономных методах, рассмотренных в этих примерах, использование показаний звёздного датчика позволяет перевести наблюдаемые векторы направлений из системы координат КА в инерциальную систему координат. Одновременно звёздный датчик позволяет найти ориентацию КА в инерциальной системе координат ICRS — это основное назначение звёздных датчиков для КА. Таким образом, в автономных методах получают не только параметры орбиты (пример 1) или мгновенное положение КА (пример 2), но и ориентация КА, знание которой важно для его эксплуатации.

Неавтономные методы не позволяют находить ориентацию КА, поскольку наблюдения его ведутся с большого расстояния. Вместо этого вычисляется ориентация пунктов позиционных или триангуляционных наблюдений в инерциальной системе координат, и это гораздо менее полезная информация.

**Заключение.** В данной работе обнаружено, что для некоторых неавтономных методов навигации в космосе существуют симметричные им автономные методы, в которых все измерения проводятся только с борта самого КА, положение которого измеряется, но при этом воспроизводятся результаты измерений, полученных в соответствующих неавтономных методах. С момента получения однотипных измерений обработка в обоих симметричных методах ведётся по единому алгоритму.

Рассмотрено две пары симметричных методов. Первый пример: метод определения элементов кеплеровой орбиты по серии позиционных наблюдений КА и симметричный ему метод автономного определения баллистической траектории КА.

Второй пример: неавтономный метод измерения мгновенного положения КА с помощью триангуляции из нескольких пунктов и симметричный ему автономный метод навигации по маякам на поверхности Земли.

Обнаруженная симметрия указывает на возможность разработки новых автономных методов навигации в пространстве на основе существующих неавтономных методов. В обеих рассмотренных парах симметричных методов в неавтономном методе сторонним наблюдателем (прибором) определяются видимые положения КА. В симметричном автономном методе эти измерения воспроизводятся непосредственно на борту КА. Имеет смысл рассмотреть другие методы неавтономной навигации и ориентации, использующие измерения видимых положений КА, возможно, на их основе удастся создать симметричные автономные методы. Это будет направлением дальнейших исследований авторов с использованием, например, радиолокационных измерений.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kovalevsky J., Mueller I. I., Kolaczek B. Reference Frames: In Astronomy and Geophysics: Springer, 2012. 473 p.
2. Аншаков Г. П., Голяков А. Д., Петрищев В. Ф., Фурсов В. А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: ЦСКБ «Прогресс», 2011. 486 с.
3. Wang D., Li M., Huang X., Zhang X. Spacecraft Autonomous Navigation Technologies Based on Multi-source Information Fusion. Springer, 2021. 340 p.



4. **Дубошин Г. Н.** Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976. 864 с.
5. **Кайзер Г. Т., Вибе Ю. З.** Позиционные наблюдения малых тел Солнечной системы на телескопе СБГ Астрономической обсерватории УрФУ // Астрономический вестн. 2017. **51**, № 3. С. 256–268.
6. **Гладышев А. И., Жуков А. О., Прохоров М. Е. и др.** О возможности автономного определения орбиты космического аппарата // Тр. VI Всерос. науч.-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН, 2019. С. 267–273.
7. **Багров А. В., Барабанов А. А., Вернигора Л. В. и др.** Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. **51**, № 4. С. 1–9.
8. **Шакенов А. К.** Сравнение детекторов особых точек изображений и оценка их статистических характеристик // Автометрия. 2021. **57**, № 1. С. 11–20. DOI: 10.15372/AUT20210102.
9. **Евтихийев Н. Н., Краснов В. В., Стариков Р. С., Шифрина А. В.** Многофакторная модель системы оптического кодирования с пространственно-некогерентным освещением // Автометрия. 2020. **56**, № 2. С. 84–91. DOI: 10.15372/AUT20200209.
10. **Соколов С. В., Погорелов В. А., Манин А. А., Ломтатидзе К. Т.** Разностно-дальномерный метод определения координат радиомаяка с использованием беспилотных летательных аппаратов // Автометрия. 2022. **58**, № 1. С. 91–103. DOI: 10.15372/AUT20220110.

*Поступила в редакцию 13.10.2022*

*После доработки 21.11.2022*

*Принята к публикации 29.12.2022*

---