

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ

© 2007 г. М. С. Чубей*, канд. физ.-мат. наук; Л. В. Ковальчук**, канд. физ.-мат. наук;
Д. Н. Еськов***, канд. техн. наук; Д. А. Серегин***; А. Б. Милорадов***; С. И. Холодова**

* Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, Санкт-Петербург

E-mail: mchubey@gao.spb.ru

** ЗАО “Лазерная физика”, Санкт-Петербург

E-mail: levkoval@mail.ru; sveta_g_i@mail.ru

*** Филиал ЦНИИ “Комета” “Научно-проектный центр оптико-электронных комплексов наблюдения”, Санкт-Петербург

E-mail: deskov@mail.ru, seregin.dmitriy@gmail.com

Астрономические методы навигации в межпланетном полете с использованием направлений на планеты и эфемеридных радиусов-векторов планет применяются с конца 60-х годов XX века. К настоящему времени эти методы развились в связи с выполнением экспериментов в дальнем космосе, таких как “Гранд Тур”, “Венера”, “Фобос”, “Улисс”, “Галилео”, “Кассини” и ряда других. Существующие звездные датчики решают навигационные задачи с обработкой бортового наблюдения на командном пункте полета. В развитие предложенной ранее идеи звездного датчика для навигации в автономном режиме рассматриваются варианты принципиальной оптической схемы и исходные данные для разработки технического задания на выполнение такого прибора.

Коды OCIS: 350.6090, 350.1260.

Поступила в редакцию 02.08.2006.

Введение

В проекте “Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория” (МССО) (см. [1]) вопрос высокоточной навигации в автономном режиме потребовал разработки специализированного высокоточного звездного датчика [2]. Датчик предназначается для навигационного обеспечения вывода двух космических аппаратов (КА) в окрестности тригональных лагранжевых центров либрации L_4 и L_5 системы Солнце–барицентр “Земля–Луна”, для автономного определения их положений на стадии эксплуатации, а также для выполнения целевой программы высокоточных триангуляционных измерений положений тел Солнечной системы в диапазоне яркостей от -3 до $+15$ звездной величины.

Своеобразие условий создания и эксплуатации МССО состоит в том, что в окрестностях центров либрации L_4 и L_5 нет массивного тела – планеты-цели, а на аппаратах не будет эффективных датчиков сил, действующих на КА. Одним из способов установить КА с минимальным отклонением по положению и требуемому вектору скорости в окрестностях точек L_4 и L_5 является способ астрометрического углового ориентирования относительно направлений на планеты Солнечной системы. Ориентирование по звездам не может дать необходимой точности, поскольку направления на общие звезды из точек L_4 и L_5 совпадают с точностью до малых величин удвоенных звездных параллаксов. Между тем для каждого из КА потребуется, вероятно, хотя

бы одна коррекция на гелиоцентрических участках, чтобы вывести их в расчетные точки пространства. Далее потребуются точное ориентирование двигательных установок и расчет импульса при формировании орбит эксплуатации. Наконец, контроль параметров орбит эксплуатации также требует выполнения систематических определений пространственных положений обоих КА. Чтобы получить данные для решения этих задач, требуется выполнять наблюдения положений КА либо наземными, либо бортовыми средствами. Применение наземных средств наблюдений дорого и затруднено рядом факторов, включая необходимость привлечь зарубежные системы дальней космической связи. Дешевле и в определенной степени надежнее иметь на борту автономную оптическую систему высокоточной навигации, обеспеченную механизмом наведения и электроникой управления.

Определяющим к датчику в целом является требование обеспечить точность единичного определения взаимных угловых расстояний между центрами изображений любых двух объектов в поле зрения не ниже $\sigma_1 = \pm 0,02''$ при использовании в системе регистрации ПЗС-матрицы. Неизбежный набор статистики (хотя бы для исключения артефактов от следов частиц) позволяет повысить точность серии пропорционально корню квадратному из числа наблюдений в серии. Это означает, что нет теоретических запретов вывести итоговую точность на уровень $\sigma_0 = \pm 0,002''$ или на уровень точности современных теорий движения больших планет

Солнечной системы, если обеспечены условия достижения точности σ_1 . (Заметим, что в наземных наблюдениях значение σ_1 – уровень точности относительных измерений угловых расстояний в пределах кадра ПЗС-матрицы – является в настоящее время стандартным.)

Особенности астрометрической методики наблюдений, компоновочные ограничения и вышеуказанное назначение датчика определяют вторую группу требований:

1) перекрытие диапазона яркостей в 18 звездных величин требует применения двухканального прибора, при этом конфигурация оптической схемы может варьироваться;

2) очевидно требование дифракционного качества при нулевой или околонулевой дисторсии;

3) применение ПЗС в системе регистрации в совокупности с электронным образом неба, представленным каталогом, например, UCAC2 [3] в координатной системе ICRF Международного астрономического союза, требует наличия поля зрения с угловым диаметром не менее $2W \approx 1^\circ$;

4) опорным параметром, использование которого в оптической схеме может обеспечить σ_1 (уровень точности при вышеописанных условиях), является масштаб в поле зрения или фокусное расстояние системы f , а именно требуется $f \approx 2,5$ м;

5) требование к апертуре обуславливают предельная звездная величина или пропускание, длительность рабочих экспозиций ПЗС-мозаики (чем лучше пропускание системы, тем короче будет экспозиция) и необходимость эффективной калибровки системы – все вместе определяет диаметр объектива $D \approx 25$ см.

Исходя из этих посылок, к оптической системе датчика предъявляются три основных требования: дифракционное качество изображения звезды в угловом поле зрения $2W \approx 1^\circ$, согласованный с размерами пиксела ПЗС-матрицы масштаб поля зрения (или фокусное расстояние телескопа) и минимальный из возможных уровень засветок от деталей телескопа.

Прибор должен содержать устройства, обеспечивающие:

1) его работу в автоматическом режиме все его “время жизни” – от развертывания в орбитальных условиях до исчерпания ресурса, т. е. эффективную самокалибруемость системы, необходимость применения которой определяется температурной деформацией конструкции в пределах вариаций средней температуры конструкции в целом $|\Delta T_{cp}| \leq 2^\circ\text{C}$ при допустимой разности температуры разных частей конструкции $|\Delta T_{чк}| \leq 0,5^\circ\text{C}$;

2) минимальный угол между направлением оптической оси и направлением на Солнце $s \leq 25^\circ$;

3) минимизацию весовых и линейных параметров при максимальной жесткости конструкции.

Методические требования к решению задачи автономного астроопределения пространственного положения КА

Для автономного определения пространственного положения КА предполагается использование на борту высокоточных астрометрических каталогов, из которых компилируется Опорный каталог проекта в эклиптической системе координат: Hipparcos, UCAC2 с миллисекундной точностью положений, собственных движений и параллаксов и Tycho II, точность положений звезд в котором оценивается величиной $\sigma = \pm 0,06''$, снабженных точными фотометрическими данными и дающих плотность 3, 1100 и 62 звезд/см² соответственно. “Интеллектуальное” оснащение борта и создание соответствующего пакета программ, с помощью которого должно осуществляться управление угловым движением, операциями трехосной стабилизации, операциями наведения и экспонированием с последующей обработкой наблюдений на борту, представляют отдельную задачу, решение которой принципиальных трудностей в настоящее время не представляет.

Для целей измерения углов между небесными объектами в орбитальных условиях предлагается датчик на базе принципиальной схемы двухтелескопного инструмента [4]. В его основу положена концепция дифференциальных угловых измерений относительно звезд Опорного каталога.

Двухтелескопный датчик позволяет наложить без сдвига и поворота (математически в памяти процессора) два звездных поля A_1 и A_2 (рис. 1). Площадка A_1 с изображением звездного поля A_1 в условиях орбит КА МССО удалена от направления на Солнце на угол 120° и представляет идеальную сетку для определения положения центров Земли, Луны или контрастной детали на их поверхностях на сопряженной с A_1 площадке A_2 . Яркость изображения Земли, больших планет и их спутников не позволит наблюдать их на одном ПЗС-кадре одновременно со звездами в телескопе 2. Поэтому телескоп 2 наводится на яркий объект, например, на Землю. Его изображение экспонируется соответствующее его интенсивности время и позволяет получить астронегатив A_2 . Момент экспозиции должен быть согласован с таковым для телескопа 1.

Учитывая ограничения на возможность изготовления двух абсолютно эквивалентных объективов и отклонений по их совместной юстировке, а также трудности по обеспечению нулевой дисторсии в обоих объективах, в развернутом на орбите состоянии необходимо выполнить юстировочные наблю-

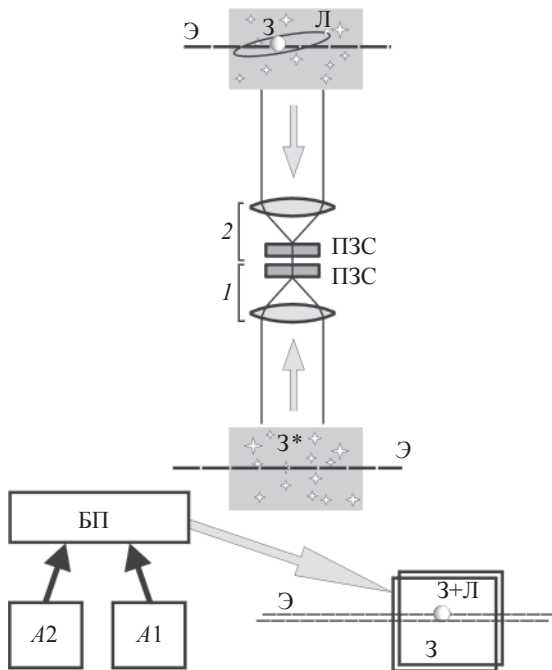


Рис. 1. Схема автономного астроопределения. З – Земля, Л – Луна, Э – эклиптика, 1, 2 – телескопы, ПЗС – ПЗС-матрицы в фокусах телескопов, З* – звезды, БП – бортовой процессор, А1 – цифровое изображение звездного поля, А2 – цифровое изображение системы Земля–Луна.

дения участков неба, свойства звезд которых удовлетворили бы двум требованиям. Во-первых, экспозиции кадров А1, А2 должны быть одинаковы; во-вторых, плотность звезд, представленных в бортовом опорном каталоге, должна быть достаточна для строгого применения классического астрографического метода 6 или 8 постоянных. Обработка синхронных кадров позволяет определить угол между положениями оптических центров обоих телескопов, масштабы и дисторсию полей. Для исследования неравномерности чувствительности пиксельного поля ПЗС-матриц, ее деградации и контроля выходящих из строя пикселей необходимо включить в калибровочную программу наблюдение протяженных объектов, распределение яркости по площади которых известно. Такими объектами могут быть яркие туманности и галактики, например, М1, М31 и др. или участки Млечного пути с исследованным распределением яркости.

После юстировочных снимков и их бортовой обработки прибор будет исследован и готов для решения навигационной задачи. При достаточном фокусном расстоянии прибор может использоваться для систематических наблюдений тел Солнечной системы и Земли как планеты.

Зеркально расположенное относительно системы Земля–Луна поле изображений звезд, экспони-

руемое с экспозицией в десятки и более секунд или минуты в телескопе 1 (астронегатив А1), обрабатывается отдельно, поскольку яркости (звездные величины) опорных объектов в звездном поле, как правило, будут существенно (на 10–15 звездных величин) слабее яркостей планет, Земли и Луны и не будут укладываться с ними в единый динамический диапазон ПЗС-приемника. При этом за время экспозиции кадра звездного поля можно выполнить многократную экспозицию системы Земля–Луна или планеты, распределив средние моменты их съемки симметрично во времени относительно среднего момента съемки в телескопе 1, и, проведя их осреднение, получить астронегатив А2. Совмещение в оперативной памяти бортового компьютера оптических центров астронегативов и обработку общего кадра А1 + А2 по классическому алгоритму осуществляет бортовой процессор.

Отождествление опорных звезд кадра А1 в бортовом каталоге и определение координат яркого объекта на общем астронегативе проблемы не представляет. Очевидно, угловые координаты яркого объекта на совмещенном кадре должны быть зеркально отражены, т. е. у эклиптической долготы β нужно изменить знак на противоположный, а значение эклиптической долготы λ нужно увеличить (или уменьшить) на 180° , выполнив условие $0^\circ \leq \lambda \leq 360^\circ$.

Точность единичного измерения положения центров Земли и Луны на пиксельном поле фокальной ПЗС-матрицы подсчитаем приближенно, используя данные из работы [5]. Задав, например, фокус телескопа звездного датчика $f = 2,5$ м, а размер пикселей фокального микрометра 16×16 мкм, получим угловой масштаб в поле $1,32''/\text{пиксел}$. При определении положения центра максимума распределения яркости в пиксельном поле, сформировавшем изображение точечного источника, ошибка должна быть не более $0,02$ пиксела, т. е. $\sigma_1 \leq 0,026''$. При определении положения центра диска Земли по контрасту на его контуре, размеры и форма которого хорошо известны и будут представляться периметром длиной около 50 пикселей, получим итоговую ошибку $\sigma_{\oplus} \leq 0,01''$.

При определении положения центра диска Луны аналогичная ошибка $\sigma_{\zeta} \leq 0,02''$. При выполнении алгоритма шести постоянных по измерениям 10 опорных звезд стандартное отклонение будет определяться значением $\sigma_0 \approx \pm 0,006''$; точность координат Земли – значением $\sigma \leq \pm 0,005''$, а Луны – $\sigma \leq \pm 0,008''$. Набором статистики эту ошибку можно уменьшить в 5–6 раз, получив ошибку серии не хуже $\sigma_s \approx \pm 0,002''$.

Эта точность выше точности, обеспечиваемой существующими звездными датчиками, используе-

мыми в системах наведения. Известный датчик БОКЗ¹ (ИКИ РАН [6]), созданный в 70-е годы для использования в ближнем космосе, обеспечивает точность 15" при определении ориентации оси аппарата и 3" при определении направления на визируемый объект. Это превосходный датчик для околоземного космоса, разработанный на принципах автономного отождествления экспонированного изображения в бортовом каталоге, созданный в технологиях 70–80-х гг. и обновленный введением ПЗС-регистрации.

Если оценить линейные размеры сферы ошибок σ , при выполнении навигации только по измерениям вектора положения КА относительно Земли, Марса и Венеры, т. е. относительно объектов, находящихся на расстоянии порядка 1 а. е., то в идеальном случае получим значения $\sigma_s \approx \pm 0,002''$ и $\sigma_r \approx \pm 1,5$ км.

Предполагается, что для обеспечения указанных выше измерений на борту КА имеются:

- бортовой процессор с соответствующей операционной системой и системой хранения времени или частоты,
- пакет программ для вычислений эфемеридных положений Земли, Луны или наблюдаемых планет и их спутников, малых планет, имеющих надежно определенные высокоточные орбиты движения,
- каталог и матобеспечение для вычисления астрографических положений и яркостей звездных объектов в требуемых площадках на небе,
- матобеспечение для вычисления движения тел нулевой массы (за которые приняты КА, каждый как третье тело в задаче трех тел) в окрестностях центров либрации.

С помощью звездного датчика решаются задачи определения пространственного положения КА в двух вариантах. Рассмотрим один из них.

Определение положения КА по собственным угловым измерениям

Такое определение должно выполняться на всех этапах создания МССО от момента перехода на гелиоцентрическую орбиту, на этапе маневрирования при формировании финальной орбиты в окрестностях либрационных центров и на этапе эксплуатации, требующем точного определения постоянно изменяющихся баз МССО.

Звездным датчиком КА автономно измеряются направления векторов \mathbf{R}_1 и \mathbf{R}_3 (рис. 2). Моменты измерений отмечаются по бортовым часам, сличаемым со шкалой барицентрического динамического времени TDB (Time Dynamic Barycentric). Вектор

\mathbf{R}_2 (центр Земли–центр планеты) вычисляется на борту по стандартным эфемеридам, дающим гелиоцентрические радиусы-векторы положений Земли ρ_2 и планеты ρ_3 на требуемый момент времени. Таким образом, в треугольнике KTP вычислен линейный элемент – модуль вектора \mathbf{R}_2 , а также измерены или вычислены направления векторов \mathbf{R}_1 , \mathbf{R}_3 и \mathbf{R}_2 . Определение модуля вектора \mathbf{R}_1 теперь становится возможным, поскольку в треугольнике KTP известен линейный элемент и все три угла.

Действительно, через три точки единственным образом проводится плоскость, поэтому векторы компланарны. Направление вектора $\mathbf{R}_1 = KT = \{r_1, \lambda_1, \beta_1\}$ определяется в сферической геоцентрической системе координат из точки K . Вектор $\mathbf{R}_2 = TP = \{r_2, \lambda_2, \beta_2\}$ вычислен с использованием радиусов-векторов ρ_2 и ρ_3 Земли T и “навигацион-

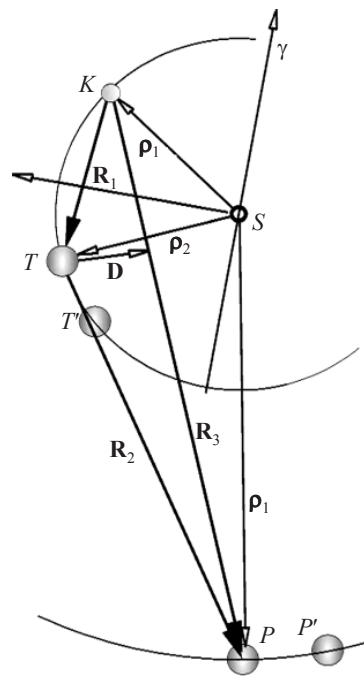


Рис. 2. Схема определения собственного положения звездным датчиком КА. γ – направление на точку весеннего равноденствия, K – положение космического аппарата, S – положение Солнца, T – положение Земли, T' – точка смещения Земли относительно T за время измерения, P – положение планеты, P' – точка смещения положения планеты относительно P за время измерения, \mathbf{R}_1 – вектор аппаратацентрического положения центра Земли, \mathbf{R}_3 – вектор аппаратацентрического положения планеты, \mathbf{R}_2 – вектор геоцентрического пространственного положения планеты, ρ_1, ρ_2, ρ_3 – радиусы-векторы положения в гелиоцентрической системе координат космического аппарата (K), Земли (T) и “навигационной” планеты (P) соответственно, \mathbf{D} – направление высоты треугольника KTP из точки P .

¹ БОКЗ – блок определения координат звезд.

ной” планеты P . Направление вектора $\mathbf{R}_3 = KP = \{r_3, \lambda_3, \beta_3\}$ определяется также из точки K .

Земля, космические корабли и планеты движутся, но криволинейность движения за краткое время выполнения наблюдений легко учесть в аналитическом виде. Чтобы выполнить измерения всех участвующих в навигации направлений и линейных отрезков действительно единого треугольника в евклидовом пространстве, необходимо учесть изменения пространственных положений трех тел, центры которых образуют навигационный треугольник, за времена соответствующих световых промежутков. Чтобы установить величины световых промежутков и правильно вычислить эфемеридные положения Земли и планеты на момент наблюдения, обратимся вновь к рис. 2.

Предположим, что наблюдение направлений векторов $\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_3$ проведено в точке K в единый момент t_{obs} . Это возможно сделать путем оптимизации последовательности наведений на объекты. Измеренный $\angle TKP = \varphi_1$ есть угловое расстояние между двумя точками в аппаратоцентрической системе координат $K\{r, \lambda, \beta\}$, оси которой пусть будут параллельны осям гелиоцентрической эклиптической системы координат. Первая точка $T\{r_1, \lambda_1, \beta_1\}$ совпадает с гелиоцентрическим положением ρ_2 Земли T в определенный момент. Этот момент предшествует моменту t_{obs} на интервал времени, требуемого на преодоление световой волной расстояния r_1 . Вторая точка $\{r_3, \lambda_3, \beta_3\}$ есть такое же положение ρ_3 планеты P в момент, предшествующий моменту t_{obs} на интервал соответствующего светового промежутка. Обозначим два других угла в ΔKTP как $\angle TPB = \varphi_3, \angle KTP = \varphi_2$.

Световой промежуток $\tau(\mathbf{R}_i)$ для вектора \mathbf{R}_i вычисляется, если известен модуль вектора и скорость света c в вакууме, по формуле

$$\tau(\mathbf{R}_i) = \frac{|\mathbf{R}_i|}{c}. \quad (1)$$

Для определения вектора \mathbf{R}_3 теперь имеем векторное уравнение

$$\mathbf{R}_2(t_{\text{obs}}) = \rho_3 \left(t_{\text{obs}} - \frac{|\mathbf{R}_3|}{c} \right) - \rho_2 \left(t_{\text{obs}} - \frac{|\mathbf{R}_1|}{c} \right). \quad (2)$$

Далее решение по формуле синусов дает величины векторов $\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_3$ (направления их в пространстве наблюдаются непосредственно):

$$\left. \begin{aligned} |\mathbf{R}_1| &= |\mathbf{R}_2| \frac{\sin \varphi_3}{\sin \varphi_1} \\ |\mathbf{R}_3| &= |\mathbf{R}_2| \frac{\sin \varphi_2}{\sin \varphi_1} \end{aligned} \right\}. \quad (3)$$

Все входящие в (2), (3) переменные являются функциями светового промежутка. Для вычисления светового промежутка уравнения (1)–(3) необходимо решить методом итераций по схеме:

$$\left. \begin{aligned} \tau_0 &= 0, \rightarrow \mathbf{R}_k = \mathbf{R}_k(\tau_{k-1}), \\ \tau_k &= \frac{|\mathbf{R}_k|}{c}, \quad k = 1, 2, \dots \\ |\tau_{k+1} - \tau_k| &\leq \varepsilon, \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где ε – требуемая точность вычисления аргумента времени.

Расчет оптической системы

Заданы: диаметр входного зрачка 100–250 мм, относительное отверстие $D/F = 1:6-1:10$.

Нами были проанализированы различные варианты принципиальной оптической схемы датчика, включая зеркальные, зеркально-линзовые и линзовые системы. В результате мы остановились на двух вариантах, наиболее предпочтительных с точки зрения обеспечения предельных оптических характеристик в реальной системе. Оба варианта объективов содержат по 3 кварцевых (КС4В) зеркала. Первая система осесимметричная. Она базируется на двух асферических поверхностях второго порядка (аналог системы Грегори), компоновка проведена таким образом, что 3-е отклоняющее плоское зеркало расположено вблизи фокуса главного зеркала.

Коррекция по полю зрения обеспечивается с помощью трехлинзового корректора. Линзовый корректор с учетом работы в заданном спектральном диапазоне выполнен из кварцевого стекла и флюорита.

Схема объектива приведена на рис. 3. Основные характеристики схемы: диаметр входного зрачка 250 мм, экранирование зрачка 45%, фокусное расстояние 2500 мм, спектральный диапазон 1–0,2 мкм, оптическая передаточная функция на частоте 100 лин/мм 0,19 (см. рис. 9).

На рис. 4 показаны диаграммы рассеяния для данной системы, рассчитанные численными методами для углов поля зрения в пределах от 0° до $0,5^\circ$. Как видно из рисунка, во всем диапазоне для всего поля зрения геометрические размеры пятна укладываются в дифракционный предел даже для самой короткой длины волны рабочего спектрального диапазона (для наглядности кружки рассеяния точки помещены в круг с диаметром, равным размеру круга Эри).

На рис. 5 приведены волновые aberrации системы. Как видно, их величина не превышает 0,1λ для всех трех заданных в расчете длин волн.

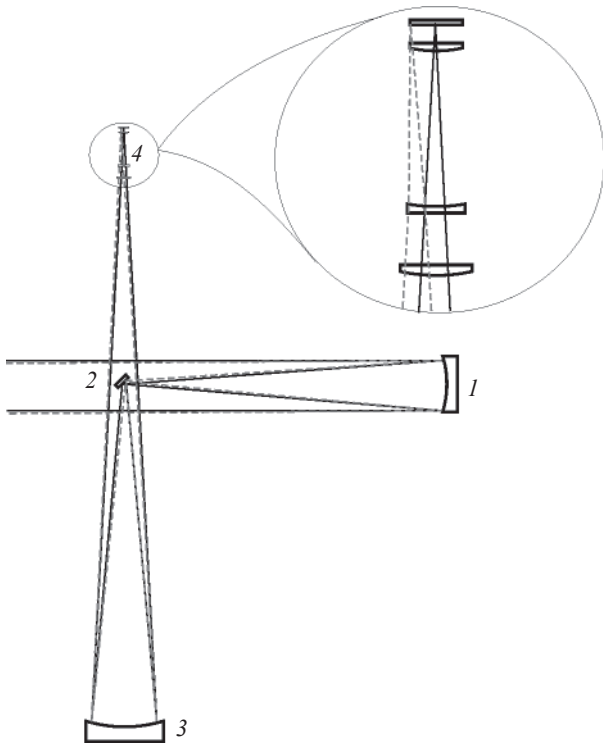


Рис. 3. Оптическая схема осесимметричного объектива (объектив 1). 1 – главное зеркало, 2 – второе зеркало, 3 – третье зеркало, 4 – 3-линзовый корректор.

И все же, несмотря на достаточно высокое оптическое качество первой схемы, на малую величину асферизации зеркал, ее осесимметричность и, следовательно, технологичность их изготовления, первая схема имеет недостатки, связанные со снижением качества изображения за счет экранирования зрачка плоским зеркалом, с дифракцией на растяжках крепления плоского зеркала и с неустойчивостью к разъюстировке.

Учитывая вышесказанное, более предпочтительной, на наш взгляд, является схема, известная как “Зеркальный триплет Кука” [7], содержащая два оптических элемента с внеосевыми асферическими поверхностями. Возможная компоновка датчика на его основе приведена на рис. 6.

В выбранном поле зрения 1° объектив, построенный по такой схеме, не имеет экранирования зрачка и, соответственно, дифракции на растяжках крепления вторичного зеркала, характерных для централизованной системы, защищен от прямых засветок, фокальная плоскость легко доступна. Главное зеркало – вогнутый внеосевой гиперболоид, вторичное зеркало – выпуклое сферическое, третье зеркало – внеосевой сплюснутый сфероид.

Подобные системы способны давать достаточно высокое качество изображения в поле до 3° при

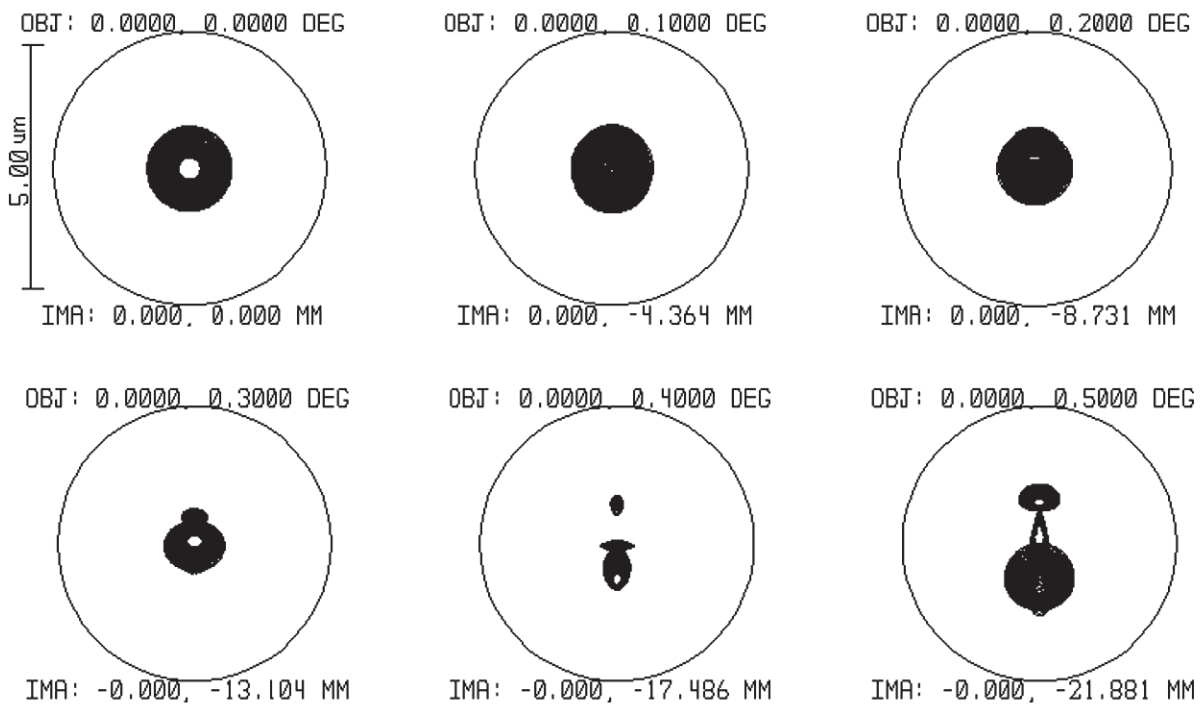


Рис. 4. Диаграмма рассеяния объектива 1. OBJ – координата поля зрения в пространстве объектов в угловой мере (градусы), IMA – координата поля зрения в пространстве изображений в линейной мере.

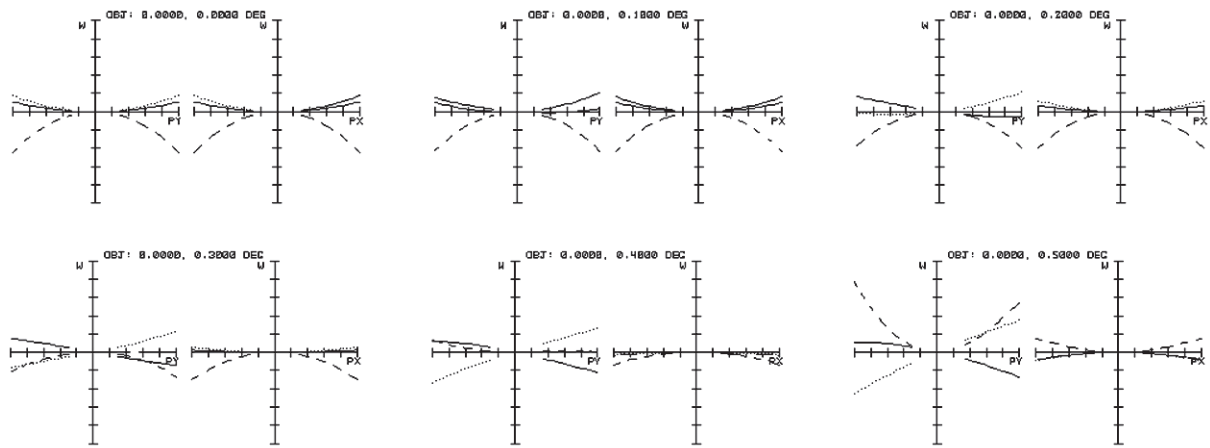


Рис. 5. Волновые aberrации объектива 1. *PX* – меридиональное сечение, *PY* – сагитальное сечение, максимальный масштаб $\pm 0,2\lambda$. ---- – 0,23 мкм, – 0,55 мкм, — — — — 1,00 мкм.

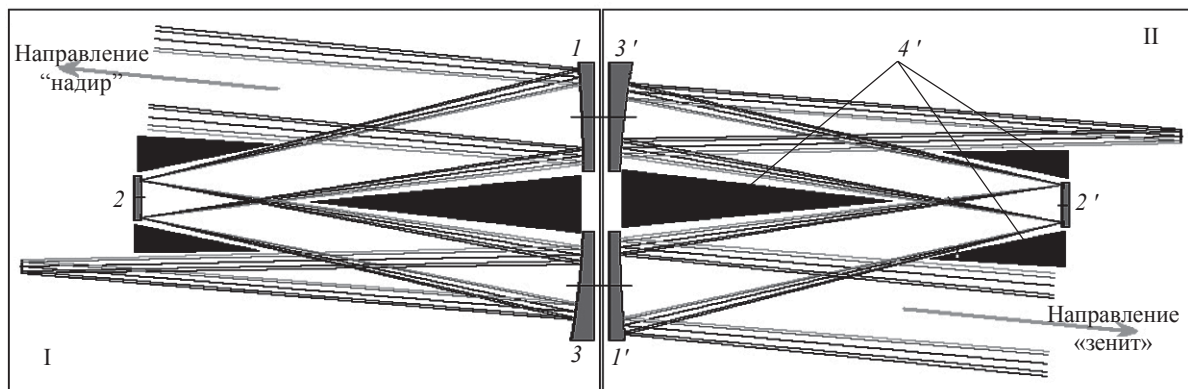


Рис. 6. Система с неосесимметричными зеркалами (объектив 2). I – первый объектив, II – второй объектив, 1, 1' – главное зеркало, 2, 2' – вторичное зеркало, 3, 3' – третье зеркало, 4' – бленды.

относительном отверстии до 1:3, однако при этом зеркала должны иметь профиль асферик высокого порядка, а осевое смещение увеличивается для сохранения защиты от прямых засветок.

Основные характеристики этой схемы:

диаметр входного зрачка 250 мм,

фокусное расстояние 2500 мм,

максимальная дисторсия по полю не превышает 0,033%,

спектральный диапазон 1–0,2 мкм,

оптическая передаточная функция 0,35 на частоте 100 лин/мм (см. рис. 9).

Как видно из приведенных на рис. 7 диаграмм рассеяния объектива, кружки рассеяния в этом случае даже меньше, чем в первой схеме, для всех варьируемых значений углов поля зрения, а волновые aberrации (см. рис. 8) не превышают 0,1 λ .

Модуль оптической передаточной функции (см. рис. 9), характеризующий дифракционные свойства

объектива, также показывает преимущества 2-й схемы перед 1-й. Отсюда следует, что вторую схему можно принять за базовый вариант датчика (разумеется, если усложнение технологии изготовления, связанное с неосесимметричностью парабол, не рассматривать в качестве основного критерия при создании датчика).

Измерение углов между визирными осями объективов, входящих в состав датчика, является весьма сложной задачей, однако опыт ее решения имеется. Так, например, ВНИИ «ГОИ им. С.И. Вавилова» разработал оптическую систему астроизмерительного комплекса для высокоширотной космической станции, позволяющую обеспечить среднеквадратическое отклонение измерений положения визирных осей двух оптико-электронных приемных модулей в базовой системе координат и углового положения визирных осей двух модулей относительно инерциальной системы координат порядка 2".

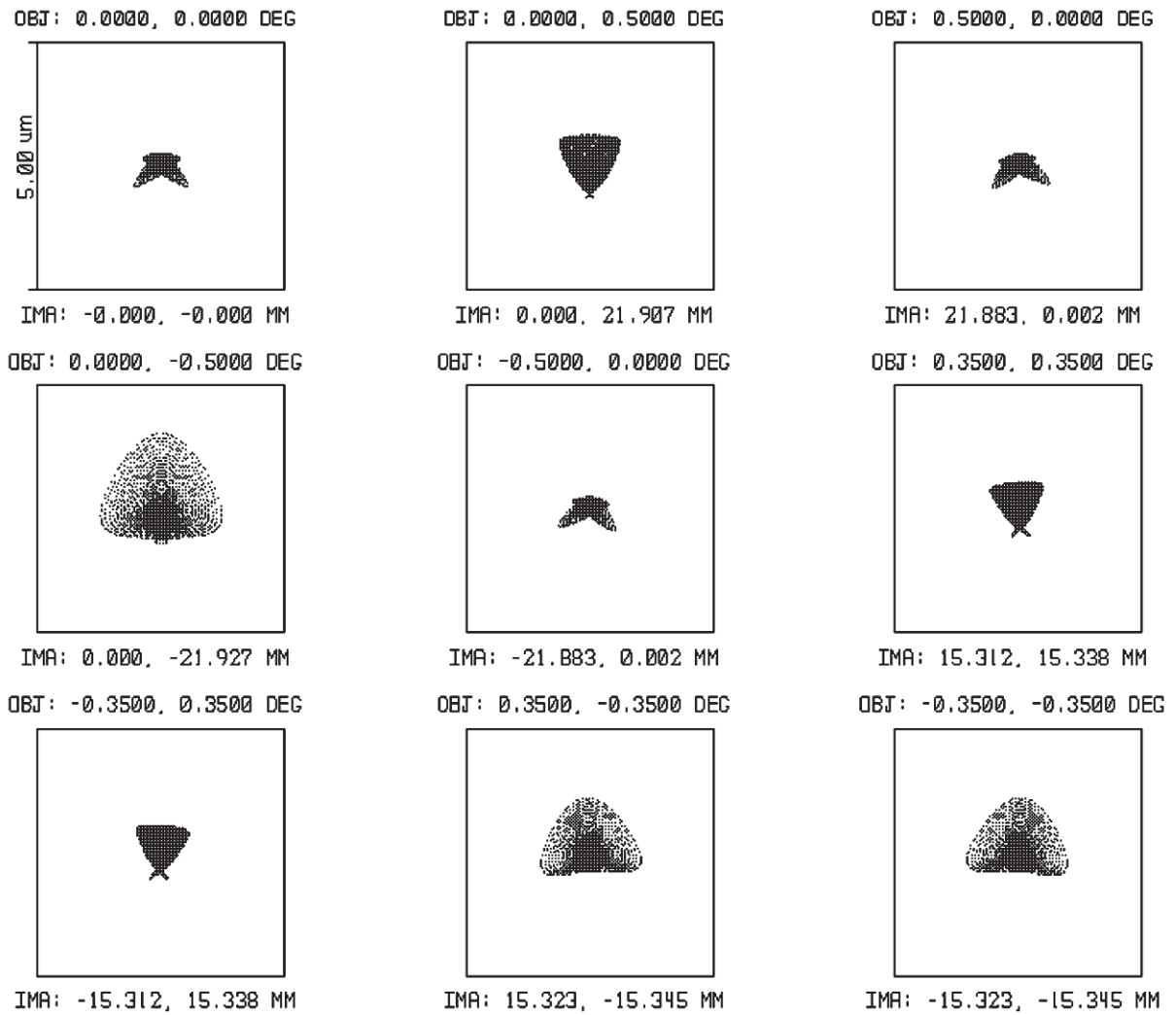


Рис. 7. Диаграмма рассеяния объектива 2. OBJ – координата поля зрения в пространстве объектов в угловой мере (градусы), IMA – координата поля зрения в пространстве изображений в линейной мере.

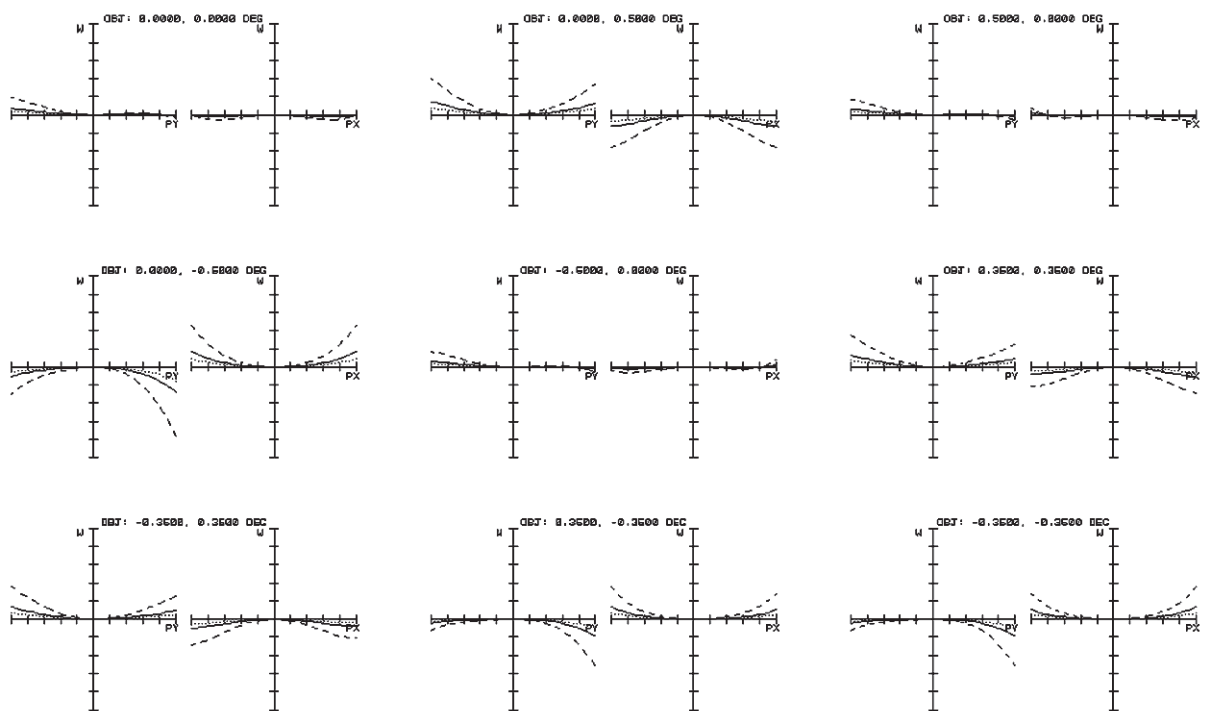


Рис. 8. Волновые aberrации объектива 2. PX – меридиональное сечение, PY – сагиттальное сечение, максимальный масштаб $\pm 0,2\lambda$. ---- - 0,20 мкм, — - 0,55 мкм, - 1,00 мкм.

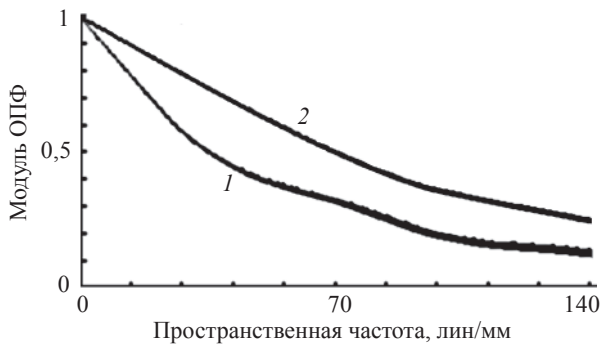


Рис. 9. Модуль оптической передаточной функции. 1 – 1-я система, 2 – 2-я система.

Заключение

В основе работы рассмотренного в статье звездного датчика автономного астроопределения пространственного положения космических аппаратов лежит идея использования двухтелескопической системы, обеспечивающей измерения в двух диаметрально противоположных направлениях. Предложенная в работе компоновка телескопов на базе трехзеркальных внеосевых асферических элементов позволяет получить требуемое дифракционное качество изображения визируемых объектов, что обеспечит необходимый уровень отношения

сигнал/шум, а значит, и точность определения угловых параметров аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. <http://www.gao.spb.ru/проекты/“Стереоскоп”>.
2. Grigoryev V.M., Papushev P.G., Chubey M.S., Kopylov I.M., Eroshkin G.I., Ilin A.E., Gorshanov D.L., Pashkevich V.V., Savasteyna A.V. Interplanetary Solar Stereoscopic Observatory (ISSO): scientific objectives and facilities // *Astronomy & Astrophysics Transaction*. 2000. V. 19. № 3–4. P. 646–661.
3. Zacharias N., Urban S.E., Zacharias M.I., Wycoff G.L., Hall D.M., Monet D.G., Rafferty T.J. The Second US Naval Observatory CCD Astrograph Catalog (UCAC2) // <http://arXiv:astro-ph/0403060> v1 2 Mar 2004.
4. Чубей М.С. Двухтелескопный прибор для космической астрометрии // *Проблемы построения координатных систем в астрономии. Сер. Проблемы исследования Вселенной*. 1989. В. 12. С. 245–252.
5. Еришов В.Н., Чубей М.С., Ильин А.Е., Копылов И.М., Горшанов Д.Л., Канаев И.И., Кирьян Т.Р. *Космическая Астрометрическая Система СТРУВЕ*. СПб.: Глаголь, 1995.
6. БОКЗ. <http://www.iki.rssi.ru/oct4/ppt/57.ppt>.
7. *Оптические инфракрасные телескопы 90-х годов* / Под ред. А. Хьюита. М.: Мир, 1983. С. 97.