

УДК 520.2+520.874.7

**В. П. Кузьков<sup>1</sup>, Д. В. Воловик<sup>1</sup>, С. В. Кузьков<sup>1</sup>, З. Содник<sup>2</sup>, С. П. Пуха<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

<sup>2</sup> Європейське космічне агентство, ESTEC, Ноордвік (Нідерланди)

<sup>3</sup> Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

## **СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ ТЕЛЕСКОПА ДЛЯ ЛАЗЕРНЫХ КОММУНИКАЦИОННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ С ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКОМ**

---

*Розроблено, виготовлено і випробувано систему наведення і супроводження телескопа для лазерних комунікаційних експериментів з нестабільним геостационарним супутником ARTEMIS ESA (відхилення супутника від середнього положення 7.2°) з використанням касегренівського фокуса 70-см телескопа. Система дозволяє виявляти нестабільні геостационарні супутники, комети і астероїди до 18<sup>m</sup>, а також здійснювати їхній супровід з середнім квадратичним відхиленням 0.68 сд (секунд дуги) по часовому куту і 0.34 сд по схиленню*

---

### **ВВЕДЕНИЕ**

Для низкоорбитальных космических аппаратов, особенно спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) актуальна проблема непрерывной передачи большого объема информации на наземные пункты. Один из путей решения этой задачи — увеличение скорости передачи прямо на наземный пункт приема. Этот путь имеет ограничения по скорости передачи радиочастотным диапазоном на наземную станцию и требует большого количества наземных приемных станций (ретрансляторов). Второй путь — непрерывная передача информации через космические системы связи, в частности через геостационарные спутники. Этим путем пошло ESA, разработав и запустив в 2001 г. геостационарный спутник ARTEMIS (Advance Relay And Technology Mission). ARTEMIS имеет приемно-передающую систему Ка-диапазона (23.12–27.50 ГГц, 3×150 Мбит/с) для приема информации с низкоорбитальных спутников (она регулярно используется для приема информации с ДЗЗ-спутника «Envisat» (ESA), стандартную приемно-передающую систему Ку-диапазона (10.7–12.75 ГГц), передающую систему S-диапазона (2.025–2.290 ГГц), систему связи

L-диапазона (1.525–1.559 ГГц) для поддержания связи с наземными мобильными терминалами, а также лазерный терминал связи SILEX (810–850 нм) для получения ДЗЗ-информации с низкоорбитальных спутников (SPOT-4, OISET) и ретрансляции информации на наземные пункты в Ку-диапазоне.

Низкоорбитальные спутники оборудованы соответствующими терминалами связи радиоили оптического диапазона. ARTEMIS также работает в навигационной системе определения координат EGNOS.

После приоритетных экспериментов (ноябрь 2001 г.) [9, 10] по передаче информации через лазерные терминалы со спутника SPOT-4 на ARTEMIS такие сеансы передачи со спутника SPOT-4 проводятся на регулярной основе. С 2003 г. проводятся лазерные коммуникационные эксперименты между спутником ARTEMIS и наземной оптической станцией OGS ESA для исследования влияния атмосферы на распространение лазерного коммуникационного излучения [4, 8]. Для ESA представляет интерес изучения влияния атмосферы на лазерное излучение в разных регионах земного шара.

В ГАО НАН Украины проводятся исследования и разработка аппаратуры [1–3, 5–7] для лазерных коммуникационных экспериментов со спутником ARTEMIS с использованием касег-

---

© В. П. КУЗЬКОВ, Д. В. ВОЛОВИК, С. В. КУЗЬКОВ,  
З. СОДНИК, С. П. ПУХА, 2009

реновского фокуса стандартного астрономического телескопа АЗТ-2. Разработан проект лазерных атмосферных и коммуникационных экспериментов с низкоорбитального спутника на наземные оптические станции. Во время этих работ разработана и испытана система наведения и сопровождения нестабильных геостационарных спутников, в частности спутника ARTEMIS, описание которой изложено ниже.

### ОСОБЕННОСТИ ОРБИТЫ СПУТНИКА ARTEMIS

С помощью бортовых двигателей коррекции спутник удерживается по азимуту в районе точки 21.5° E, но наклон орбиты спутника к плоскости земного экватора (следствие неполадок при запуске) постоянно возрастает и в данное время составляет более 7°. График расчета суточного движения спутника на дату 8 апреля 2009 г. показан на рис. 1.

Как видно, траектория движения спутника напоминает вытянутую «восьмерку», вектор скорости спутника периодически изменяется по часовому углу и прямому восхождению. Как следствие, гидировочное движение телескопа при ведении спутника всегда происходит с переменными скоростью и ускорением. Так как телескоп обладает значительной массой, то усилия, прикладываемые к приводам движения телескопа, постоянно изменяются, и имеют значительную величину. Кроме того, большая масса приводит к возникновению больших моментов инерции. В силу этого механические системы привода вращения телескопа по часовому углу и склонению должны обеспечивать переменный момент движения в широком динамическом диапазоне.

Все вышеуказанные условия приводят к возникновению дополнительных требований к системе сопровождения нестабильных геостационарных спутников.

### МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ТЕЛЕСКОПА ДЛЯ СОПРОВОЖДЕНИЯ НЕСТАБИЛЬНЫХ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ

Согласно расчетным параметрам орбиты (рис. 1) движение телескопа при сопровождении неста-

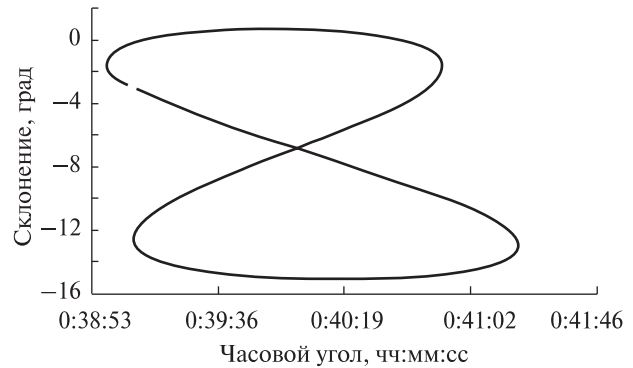


Рис. 1. График суточного движения спутника

бильных геостационарных спутников производится с переменной скоростью на протяжении всей его орбиты.

Так как телескоп обладает экваториальной монтировкой, то его движение производится путем вращения вокруг оси склонения  $\delta$  и часового угла  $h$ . Если угловые скорости и ускорения вращения телескопа вокруг осей обозначить  $\omega_\delta$ ,  $\omega_h$ ,  $\epsilon_\delta$  и  $\epsilon_h$ , то линейные ускорения в каждой точке телескопа будут равны

$$\mathbf{a}_\delta = \frac{[\omega_\delta \mathbf{r}_\delta]}{dt} = [\epsilon_\delta \mathbf{r}_\delta] + [\omega_\delta [\omega_\delta \mathbf{r}_\delta]], \quad (1)$$

$$\mathbf{a}_h = \frac{[\omega_h \mathbf{r}_h]}{dt} = [\epsilon_h \mathbf{r}_h] + [\omega_h [\omega_h \mathbf{r}_h]].$$

В силу жесткой конструкции монтировки телескопа вторыми слагаемыми (осеостремительными ускорениями) в выражениях (1) можно пренебречь. Вследствие нестационарности орбиты спутников величины  $\mathbf{a}_\delta$  и  $\mathbf{a}_h$  переменны, в основном отличны от нуля и периодически изменяют знак. Из расчетных параметров орбиты можно получить, что скорость движения по координатам изменяется в диапазоне 0—2.1 сд/с. (Здесь и далее для секунд дуги употребляются буквенные обозначения: 1'' = 1 сд = 10<sup>3</sup> мсд = 10<sup>6</sup> мксд).

Моменты сил, прикладываемые к осям телескопа, и моменты инерции телескопа могут быть рассчитаны по формулам

$$\mathbf{M}_\delta = m_\delta [\mathbf{r}_\delta \mathbf{a}_\delta], \quad \mathbf{M}_h = m_h [\mathbf{r}_h \mathbf{a}_h], \quad (2)$$

$$J_\delta = (r_{0\delta})^2 m_\delta, \quad J_h = (r_{0h})^2 m_h, \quad (3)$$

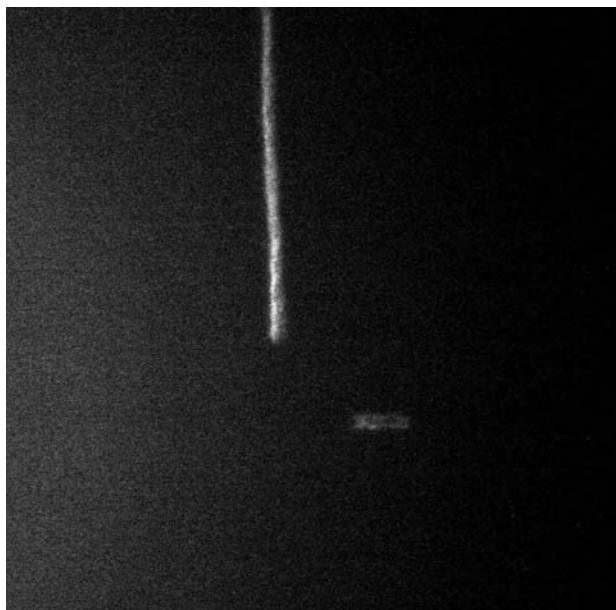


Рис. 2. Трек спутника ARTEMIS и трек звезды

где  $r_{0\delta}$  и  $r_{0h}$  — радиусы инерции относительно осей  $\delta$  и  $h$ . Считая, что для телескопа АЗТ-2 основные массы сосредоточены в узлах первичного и вторичного зеркала, а масса трубы равномерно распределена по всей длине, и учитывая массу противовеса телескопа, получим их значения  $r_{0\delta} \approx 1$  м,  $m_{\delta} \approx 1.1$  т,  $r_{0h} \approx 1.5$  м,  $m_h \approx 2.2$  т, а также значения моментов инерции телескопа  $J_{\delta} = 1100$  м<sup>2</sup>кг и  $J_h = 4950$  м<sup>2</sup>кг.

Для точного сопровождения нестабильного геостационарного спутника моменты сил двигателей коррекции должны значительно превосходить величины, определяемые выражениями (2). При сопровождении спутника также должны учитываться моменты инерции телескопа по его осям (3). В идеальном случае необходимо вводить дополнительные поправочные коэффициенты в разных участках орбиты спутника.

### СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ НА НЕСТАБИЛЬНЫЕ ГЕОСТАЦИОНАРНЫЕ СПУТНИКИ

Для наведения на спутники используются две цифровые камеры, расположенные в касегреновском фокусе телескопа АЗТ-2 ( $D = 70$  см,  $F = 10.5$  м). Особенностью наведения телескопа на нестабильные геостационарные спутники

является то, что изображение спутников размывается на ряд пикселей камеры наведения, вследствие чего реальная яркость изображения значительно уменьшается.

Первая цифровая камера с CMOS-чувствительным элементом (2000×3000 пкл) работает через фокальный редуктор, укорачивающий фокус телескопа до 5 м. Размер поля зрения (10.6′×16′). Диапазон экспозиции от 0.001 до 30 с. Возможны более длительные экспозиции. Так как точность наведения телескопа по координатам шкал составляет 2′, этой камерой осуществляется первоначальный поиск движущегося спутника.

После обнаружения спутника включается система коррекции движения телескопа. После вывода на центр CMOS-камеры изображение перехватывается второй цифровой камерой с чувствительным CCD-элементом (596×795 пкл). Она имеет термоэлектрическое охлаждение чувствительного элемента, диапазон экспозиции от 0.001 с до нескольких часов и поле зрения в Кассегреновском фокусе телескопа 1.6′×2.3′. Обе камеры управляются в дистанционном режиме с компьютера через USB-интерфейсы.

Испытание первой камеры системы наведения проводилось по различным астрономическим объектам (спутники Сатурна, слабые звезды). Результаты испытаний показали, что проникающая способность CMOS камеры составляет около 18<sup>m</sup> при экспозиции 30 с и отношении сигнал/шум, равном единице. При этом проникающая способность ограничивается не шумами камеры, а фоном неба.

На рис. 2 показан фрагмент снимка CMOS-камеры, где отображен трек спутника ARTEMIS и трек звезды.

### СИСТЕМА СОПРОВОЖДЕНИЯ НЕСТАБИЛЬНЫХ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ

Наземные и космические лазерные терминалы связи используют сверхузкие коммуникационные лучи с диаграммой направленности 1–2 сд. В связи с этим возникают жесткие требования к системе ведения спутников, погрешность которой должна быть меньше 1 сд.

Система движения телескопа для сопровождения нестабильных геостационарных спутников основана на двух дополнительных шаговых двигателях: по часовой оси ( $h$ ) и по оси прямого восхождения ( $\delta$ ), работающих через соответствующие механические редукторы. Схема работы и управления шаговыми двигателями показана на рис. 3.

К штатным аналоговым двигателям системы коррекции телескопа добавлены шаговые двигатели цифровой коррекции телескопа по координатам  $h$  и  $\delta$ . Цифровые шаговые двигатели работают в микрошаговом режиме. В цифровом блоке коррекции с помощью микропроцессора формируются управляющие сигналы на обмотки шаговых двигателей. Компьютерный шаг коррекции скорости составляет 0.3 мс/с при диапазоне скоростей коррекции от 0 до 4 сд/с. Блок коррекции расположен возле телескопа. Скорости коррекции могут задаваться как непосредственно на блоке, так и в удаленном режиме с помощью вспомогательных программ на компьютерах через интерфейс RS-485.

При гидировании спутника его положение отслеживается второй цифровой камерой с CCD-элементом, основные параметры которой приведены в таблице.

Программное обеспечение CCD-камеры позволяет дистанционно задавать экспозиции в диапазоне от 0.001 с до нескольких часов, просматривать и записывать изображения, а также проводить объединение пикселей в режимах  $2 \times 2$  и  $3 \times 3$ .

## ПРОГРАММНОЕ ВЕДЕНИЕ

Расчеты орбиты нестабильного геостационарного спутника выполняются по двухстрочным данным (TLE) орбиты спутника, взятым из базы данных NORAD, а также по геоцентрическим данным орбиты спутника, получаемым с сервера ESA.

Формальная расчетная точность положения спутника составляет 1 сд. Реальная точность сопровождения спутника определяется механикой телескопа и выбранной расчетной моделью орбиты спутника.

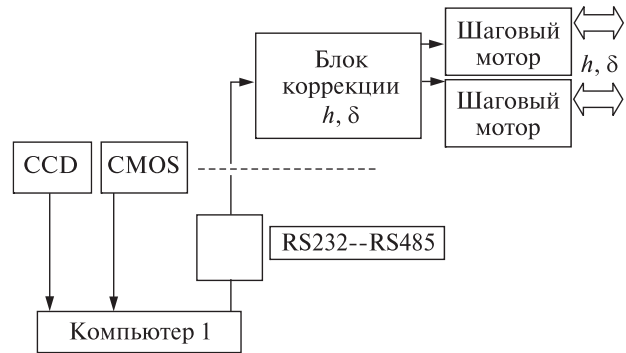


Рис. 3. Схема работы и управления шаговыми двигателями

### Параметры CCD-камеры

Тип сенсора	Sony ExView ICX 429 AL
Разрешающая способность	752 × 582 пкл
Размер пикселя	8.6 × 8.3 мкм
АЦП	16 бит
Шум считывания	8 e-
Шум чувствительного элемента	0.02 e-/пкл/с
Минимальная экспозиция	1 мс
Охлаждение	Термоэлектрическое до -30° относительно окружения

При расчете орбиты для конкретного временного отрезка минимальный интервал (шаг) расчета обычно берется равным 1 минуте. Для данного интервала рассчитываются: часовой угол  $h$ , склонение  $\delta$ , а также скорости движения объекта по координатам  $h$  и  $\delta$  в заданном промежутке времени.

Данные, содержащие скорость движения, вводятся в виде текстового файла в программу управления шаговыми двигателями. Программа проводит аппроксимацию орбиты спутника в 1-мин интервале. Программа дает возможность корректировать скорости и вносить поправки (вплоть до изменения знака (направления) скорости движения спутника). Осуществляя поступательную коррекцию скорости вращения шаговых двигателей, мы добиваемся высокой точности ведения нестабильного геостационарного спутника. Общий вид блока коррекции приведен на рис. 4.



Рис. 4. Блок коррекции движения телескопа АЗТ-2

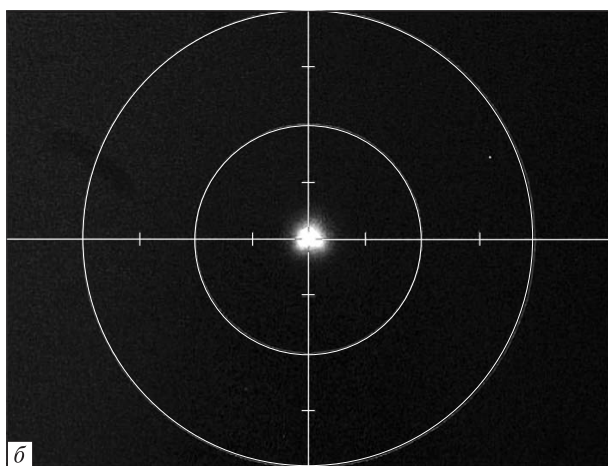


Рис. 5. Изображение гидрируемого спутника ARTEMIS на экране CCD-камеры: *a* — при экспозиции 1 с (рядом — трек звезды), *б* — при экспозиции 5 с

## ИСПЫТАНИЕ СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ НЕСТАБИЛЬНЫХ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ

Испытание системы сопровождения проводилось по спутнику ARTEMIS. Были использованы различные режимы работы CCD-камеры. Диапазон экспозиций составлял 0.05–5 с, бинирование пикселей  $2 \times 2$ ,  $3 \times 3$ . Для определения ошибок ведения рассчитывались геометрические центры изображений спутника ARTEMIS, полученные CCD-камерой с различными экспозициями. На рис. 5, *a* показано изображение спутника ARTEMIS и трека звезды в CCD-камере при экспозиции 1 с. На рис. 5, *б* показан пример гидрирования спутника при экспозиции 5 с.

Ранее мы исследовали турбулентность атмосферы [1, 5] при коротких (40 мс) экспозициях CCD-камеры. Обработка рядов изображений спутника с экспозициями 1–5 с показала, что даже при экспозициях 5 с наблюдаются турбулентные смещения центров изображения спутника до 2–3 сд.

Для расчета ошибок ведения использовались геометрические центры изображений спутника ARTEMIS, полученные CCD-камерой с экспозицией 5 с в режиме объединения пикселей  $2 \times 2$ . Рассчитывалось среднее положение и среднее квадратичное отклонение положения спутника  $\sigma$ . Например, по 45 изображениям спутника ARTEMIS, полученным 2 апреля 2009 г. на про-

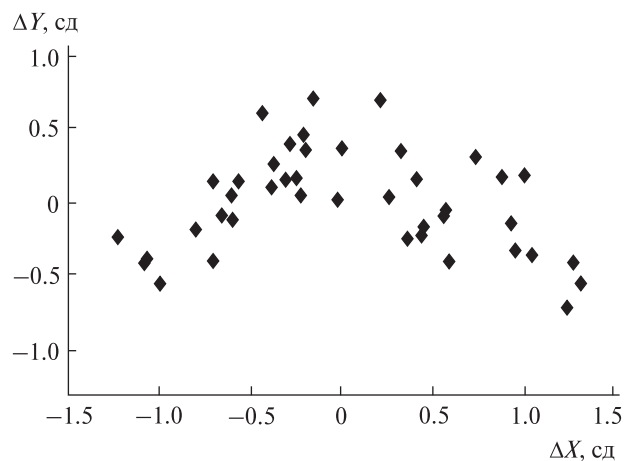


Рис. 6. Распределение ошибок сопровождения спутника

тяжении 5.2 мин, получено: среднее квадратичное отклонение  $\sigma_h = 0.68$  сд, по  $\delta = 0.34$  сд. На рис. 6 показан двухмерный график распределения этих ошибок сопровождения спутника.

Большие ошибки ведения по часовому углу объясняются большей инерционной массой телескопа и большим моментом инерции телескопа при вращении вокруг часовой оси. Для их уменьшения требуется более тщательная балансировка телескопа, и при более тщательном подборе скоростей коррекции ошибки ведения по часовому углу приближаются к ошибкам ведения по оси склонения в некоторых участках сопровождения спутника.

## ВЫВОДЫ

Разработана, изготовлена и испытана система наведения и сопровождения телескопа для лазерных коммуникационных экспериментов с нестабильным геостационарным спутником ARTEMIS ESA с использованием кассегреневского фокуса 70-см телескопа. Она позволяет обнаруживать нестабильные геостационарные спутники, кометы и астероиды до  $18^m$ , а также осуществлять их сопровождение со средним квадратичным отклонением 0.68 сд по часовому углу и 0.34 сд по оси склонения.

Разработанные системы достаточны для проведения лазерных коммуникационных экспериментов с геостационарным спутником ARTEMIS. Дальнейшее улучшение точности ведения возможно с реализацией систем компенсации турбулентных движений атмосферы.

Работы по созданию системы наведения и сопровождения нестабильных геостационарных спутников выполнялись согласно контракту ESA ESTEC № 19861 и финансовой поддержке Национального космического агентства Украины.

- Кузьков В., Андрук В., Содник З. и др. Сравнительные исследования корреляции атмосферной турбулентности для лазерных коммуникационных экспериментов со спутником ARTEMIS // Кинематика и физика небес. тел. — 2008. — **24**, № 1. — С. 77–85.
- Кузьков В. П., Медведский М. М., Яцкив Д. Я. и др. Подготовка к экспериментам по оптической связи с геостационарным спутником ARTEMIS // Космічна наука і технологія. — 2003. — **9**, № 4. — С. 79–83.
- Кузьков В. П., Недашковский В. Н., Савенков С. Н., Кузьков С. В. Исследование поляризации лазерного передающего модуля для коммуникационных экспериментов с геостационарным спутником ARTEMIS ESA // Космічна наука і технологія. — 2006. — **12**, № 1. — С. 23–28.
- Alonso A., Reyes M., Sodnik Z., et al. Performance of satellite-to-ground communications link between ARTEMIS and the Optical Ground Station // Proc. SPIE. — 2004. — N 5572. — P. 372.
- Kuz'kov V., Andruk V., Sodnik Z., et al. Investigation of Atmospheric Instability for Communication Experiments with ESA's Geostationary Satellite ARTEMIS // Kinematics and Physics of Celestial Bodies. Suppl. — 2005. — N 5. — P. 561–565.
- Kuz'kov V. P., Nedashkovskii V. N. A Receiver with an Avalanche Photodiode for the Optical Communication Channel from a Geostationary Satellite // Instruments and Experimental Techniques. — 2004. — **47**, N 4. — P. 513–515.
- Kuz'kov V., Sodnik Z., Kuz'kov S., et al. Laser communication experiments with a geostationary satellite from a ground telescope // Космічна наука і технологія. — 2008. — **14**, № 2. — С. 51–55.
- Reyes M., Alonso A., Sodnik Z., et al. Ground to space optical communication characterization // Proc. SPIE. — 2005. — N 5892. — P. 1–16.
- Reyes M., Sodnik Z., Lopez P., et al. Preliminary results of the in-orbit test of ARTEMIS with the Optical Ground Station // Proc. SPIE. — 2002. — N 4635. — P. 38–49.
- Tolker-Nielsen T., Oppenhauser G. In-orbit test result of an operational optical inter satellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX // Proc. SPIE. — 2002. — N 4635. — P. 1–15.

Надійшла до редакції 08.07.09

V. P. Kuz'kov, D. V. Volovyk,  
S. V. Kuz'kov, Z. Sodnik, S. P. Pukha

## POINTING AND TRACKING SYSTEMS OF THE TELESCOPE FOR LASER COMMUNICATION EXPERIMENTS WITH A GEOSTATIONARY SATELLITE

Using the Cassegrain focus of the 0.7 m telescope, the pointing and tracking systems of the telescope were developed and tested for laser communication experiments with the unstable geostationary satellite ARTEMIS ESA (fluctuation of the position is more than  $\pm 7.2^\circ$ ). The systems allow one to find unstable geostationary satellites, comets and asteroids up to  $18^m$  and to perform the tracking of the ARTEMIS satellite with the root mean square deviation 0.68 arcsec by hour angle and 0.34 arcsec by declination.