

УДК 520.82:629.783

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ И ПЕРИОДА ВРАЩЕНИЯ СПУТНИКА TOPEX/POSEIDON ФОТОМЕТРИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

© 2017 В. И. Кудак^{1,2*}, В. П. Епишев¹, В. М. Периг¹, И. Ф. Найбауер¹¹Ужгородский национальный университет, Ужгород, 88000 Украина²Университет Павла Йозефа Шафарика, Кошице, 040 010 Словакия

Поступила в редакцию 13 марта 2017 года; принята в печать 10 июня 2017 года

Представлены результаты фотометрических наблюдений спутника TOPEX/Poseidon, выполненных в 2008–2016 гг. После аварии в январе 2006 г. спутник стал космическим мусором на низкой околоземной орбите. В Лаборатории космических исследований Ужгородского национального университета получены 73 кривые блеска этого космического аппарата. Дано краткое объяснение стандартизации фотометрических кривых блеска. Мы рассчитали показатели цвета отражающих поверхностей и изменение скорости вращения спутника. Тенденция ее уменьшения описывается экспоненциальной функцией. Были учтены периоды вращения спутника, полученные на основе 126 кривых блеска (в том числе 53 кривых из базы проекта ММТ-9, начиная с 2014 г.). В 2016 г. период собственного вращения достиг своего минимума 10.6 с. В Лаборатории космических исследований Ужгородского национального университета разработан метод определения направления оси вращения искусственного спутника и углов рассеяния света на его поверхности. Ниже мы кратко описываем программу «Orientation», используемую для этих целей. Приведены данные об ориентации спутника TOPEX/Poseidon в середине 2016 г. Определен угол прецессии $\beta = 45^\circ\text{--}50^\circ$ и ее период $P_{\text{пр}} = 141.5$ с. Найдены причины зарегистрированного характера собственного вращения спутника — это возмущение, вызванное отклонением земного гравитационного поля от центрально-симметричной формы, и наличие на спутнике перемещающихся частей.

Ключевые слова: *методы: наблюдения — космические аппараты — методика: фотометрия*

1. ВВЕДЕНИЕ

Из-за увеличения количества устройств, запущенных в космос, их наблюдение становится все более актуальным. Один из методов наблюдения — фотометрический. Это важный метод комплексных наблюдений за спутниками, особенно для контроля аппарата, с которым утеряна связь. С помощью метода фотометрии можно решить широкий круг задач: это возможность исследовать оптические характеристики поверхности, формы, орбитальное поведение и изменение ориентации спутника. Решение таких проблем имеет фундаментальное и практическое значение для современной астрофизики и космической науки. Например, исследование воздействия космической среды на материалы покрытия спутника или изучение возмущающих сил, влияющих на собственное вращение спутника. В обоих случаях есть возможность более глубоко понять взаимодействие разных факторов с целью улучшения способов стабилизации спутника и качества материалов для его покрытия.

TOPEX/Poseidon (NORAD ID: 22076, COSPAR ID: 992-052A) — спутник для изучения топографии океана — был запущен ракетой Ariane 42P 10 августа 1992 г. из центра «Гвиана» Европейского космического агентства во Французской Гвиане. Эта космическая миссия осуществлялась совместно космическим агентством НАСА (США) и Национальным центром космических исследований CNES (Франция). Используя современную радиолокационную альтиметрическую систему, спутник измерял точную высоту морской поверхности для изучения динамики циркуляции Мирового океана. Основная научная цель миссии заключалась в расширении знаний о глобальном характере циркуляции океана до той степени, которая в конечном итоге приведет к лучшему пониманию роли океана в глобальных изменениях климата. Другие приложения включали изучение океанских приливов, геодезию и геодинамику, определение скорости океанского ветра и высоты волн.

Миссия TOPEX/Poseidon была продолжением таких программ, как Seasat, Geosat, ERS-1. Чтобы применить ее для изучения циркуляции океана,

*E-mail: lab-space@uzhnu.edu.ua

особенно на масштабах океанических круговоротов и бассейнов, в TOPEX/Poseidon были внесены многочисленные улучшения, включая специально разработанный спутник, набор датчиков, системы спутникового слежения и конфигурацию орбиты, а также разработку оптимальной гравитационной модели для высокоточного определения орбиты и наземную систему, предназначенную для управления миссией. Вид спутника с бортовыми устройствами представлен на рис. 1.

Сбор научных данных начался 23 сентября 1992 г. С тех пор спутник вращался вокруг Земли на высоте 1336 км по орбите с наклоном 66° , в стабилизации надира, делая измерения высоты уровня моря вдоль одних и тех же дорожек поверхности в пределах ± 1 км каждые 10 дней. Миссия была рассчитана на работу в течение как минимум трех лет с достаточным количеством расходных материалов для обеспечения ее продолжения еще на два года, если спутник и датчики все еще будут функционировать должным образом в конце основной миссии. Были также планы на трехлетнюю расширенную миссию [1].

В 2006 г., после почти 62 000 оборотов вокруг Земли, океанографический спутник TOPEX/Poseidon прекратил свою деятельность. Космический аппарат потерял способность маневрировать, завершив успешную 13-летнюю миссию. TOPEX/Poseidon был построен с таким расчетом, чтобы летать не более пяти лет, но стал самой продолжительной орбитальной радарной миссией в истории.

Данные TOPEX/Poseidon помогли в прогнозах ураганов, явлений Эль-Ниньо/Ла-Нинья, в исследовании океана и климата, проведении судов, управлении рыболовством, изучении морских млекопитающих, модернизации моделей мировых приливов и отслеживании океанических продуктов разрушения [2].

2. ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ

Фотометрические наблюдения спутника TOPEX/Poseidon в Лаборатории космических исследований Ужгородского национального университета (ЛКИ УжНУ) были начаты в 1992 г. Спутник был полностью работоспособен в этот период, и постоянные наблюдения не требовались. По этой причине были получены только несколько кривых блеска. Гораздо более многочисленны фотометрические кривые блеска этого объекта после 2008 г., когда начались фотометрические наблюдения на телескопе ТПЛ-1М. Определение параметров вращения TOPEX/Poseidon после того, как спутник стал космическим мусором, представляло большой интерес.

По умолчанию телескоп ТПЛ-1М был разработан как лазерный дальномер, но в ЛКИ УжНУ он работает в режиме электрофотометрии. Зеркало главного телескопа имеет диаметр 1000 мм, фокусное расстояние 11 600 мм. Телескоп оснащен электрофотоумножителем ФЭУ-79 с подключением системы регистрации к ПК. Импульсы от ФЭУ-79 усиливаются цифровым усилителем на интерфейсной плате со счетчиком импульсов. Импульсы, обработанные на этой интерфейсной плате, передаются в ПК. Программное обеспечение дает возможность установить интервал выборки в диапазоне от нескольких миллисекунд до нескольких минут. Фотометр работает в полосах фильтров V и R системы Джонсона. Существует также возможность привязки времени ПК и UTC, получаемого от модуля GPS. Аппаратура подробно описана в работе [3].

Телескоп полностью автоматизирован. Шаговые двигатели позволяют отслеживать объекты с максимальной скоростью около $1^\circ 5$ в секунду. Точность слежения зависит от скорости наблюдаемого спутника, но в целом она находится в диапазоне $1''-2''$. Этого достаточно, чтобы удержать объект в диафрагме $4'$. Второй, маленький, 50-миллиметровый объектив с Sanyo TV CCD установлен на ТПЛ-1М. Он используется для астрометрических наблюдений ярких (до 11^m) спутников на околоземной орбите в сотрудничестве с Украинской сетью оптических станций для контроля за околоземным пространством [4, 5].

Наблюдения TOPEX/Poseidon также проводились с другим фотометром, на базе АФУ-75 и объектива МТО-1000, $D = 100$ мм, $F = 1000$ мм. Здесь максимальная скорость слежения в составляет почти 3° в секунду при размере диафрагмы $5'$ и точности слежения около $30''$.

Упомянутые выше фотометры имеют аналогичную конструкцию. Единственное отличие состоит в том, что на АФУ-75 имеются два канала, оснащенных фильтрами B и V системы Джонсона. Оба фотометра обеспечивают фотометрическую точность $\pm 0^m 05$.

Внешние причины (инструментальные факторы, влияние земной атмосферы и т.д.) некоторым образом искажают получаемые кривые блеска спутников. Для того чтобы свести к минимуму все факторы, не связанные с изучаемым объектом, мы должны применять математическую обработку результатов наблюдений. Обычно решение заключается в том, чтобы редуцировать кривые блеска стандартным образом. Это дает нам возможность сравнивать между собой различные кривые блеска наряду со старыми кривыми блеска, полученными много лет назад.

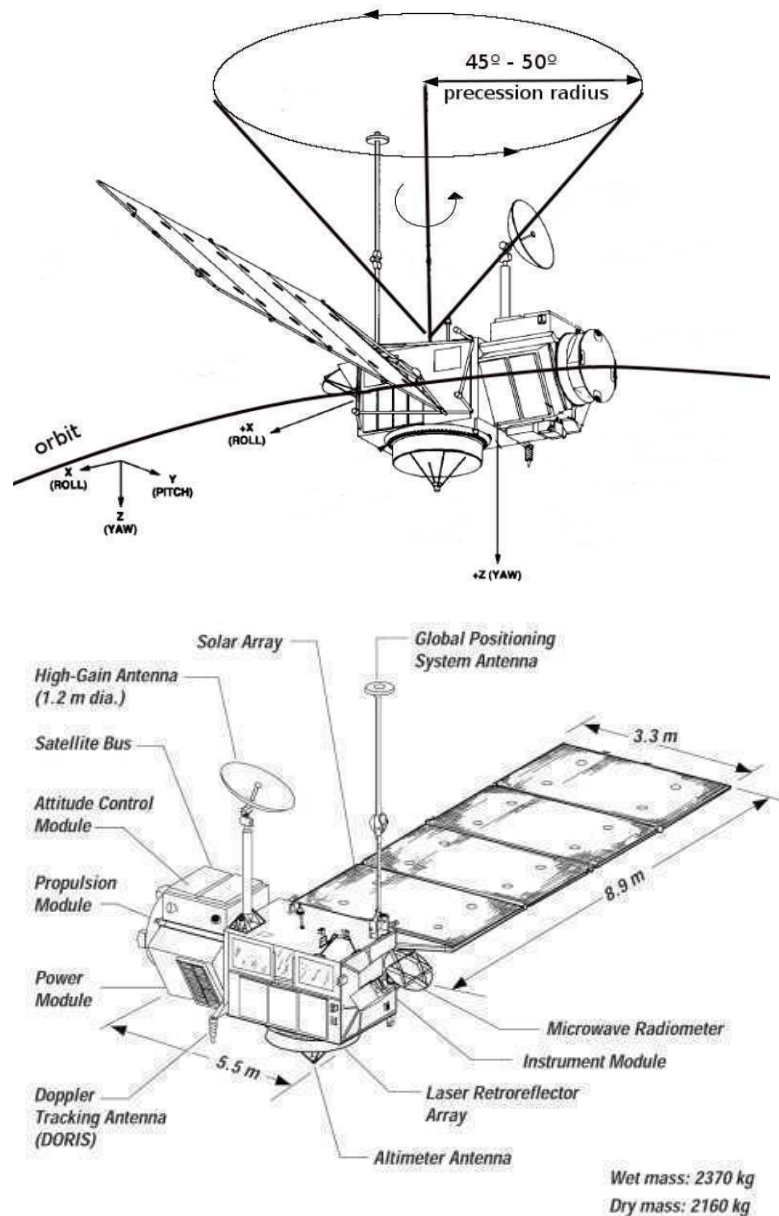


Рис. 1. Вверху: спутник TOPEX/Poseidon. Положительная ось x соответствует направлению полета. Показаны ось вращения и угол прецессии. Внизу: вид спутника с другой стороны. [CNES]

В данной работе достаточно учитывать только два фактора, влияющих на форму кривой блеска: это атмосферное поглощение и изменение удаленности спутника от наблюдателя во время его прохождения.

Результирующая формула для стандартной величины спутника будет:

$$m_{st} = m_{inst} - \Delta m_z - \Delta m_\rho \quad (1)$$

$$m_{inst} = 2.5 \lg(N_{signal} - N_{background}) \quad (2)$$

$$\Delta m_z = k[(M_z)_{standart} - (M_z)_{sat}] \quad (3)$$

$$\Delta m_\rho = 5 \lg \frac{\rho}{1000 \text{ [km]}}, \quad (4)$$

где N_{signal} и $N_{background}$ соответствуют отсчетам фотометра, полученным от спутника и фона, m_{inst} — инструментальная величина, Δm_z — поправка за атмосферное поглощение на разных зенитных углах (см. [6]), Δm_ρ является коррекцией изменения удаленности (ρ) наблюдаемого спутника. Как оптимальная величина выбрана стандартная удаленность 1000 км [7]. Коэффициент экстинкции k вычисляется с помощью системы уравнений (5), где каждое уравнение записывается

для отдельной звезды-стандарта. Например, для коэффициента экстинкции k_V в полосе V системы

Джонсона система уравнений (5) выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} k_V(M_z)_1 + A_V = (M_V)_1 - c_V \times (B - V)_1 + 2.5 \lg(N_V)_1 \\ k_V(M_z)_2 + A_V = (M_V)_2 - c_V \times (B - V)_2 + 2.5 \lg(N_V)_2 \\ \dots \\ k_V(M_z)_i + A_V = (M_V)_i - c_V \times (B - V)_i + 2.5 \lg(N_V)_i \end{cases} \quad (5)$$

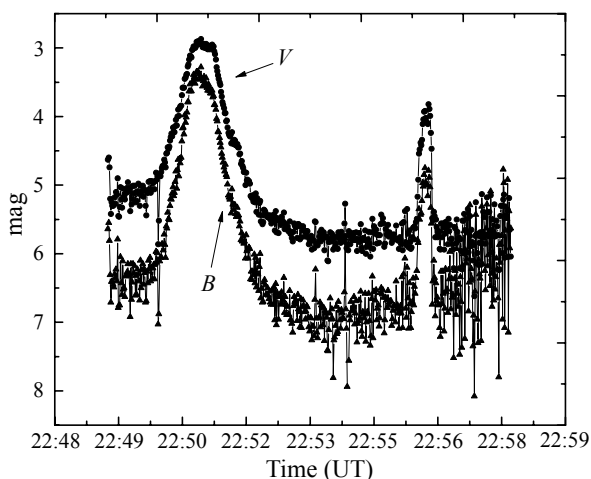


Рис. 2. Кривая блеска TOPEX/Poseidon в фильтрах B, V , полученная 23 апреля 1993 г.

Здесь A_V — константа для фотометрического инструмента в полосе V , c_V — коэффициент перехода в V -полосу, N_V — зарегистрированное в данной полосе количество импульсов, M_V — стандартная звездная величина звезды-стандарта в полосе V , $B - V$ — ее показатель цвета, M_z — воздушная масса на зенитном расстоянии z .

В качестве примера мы приводим две кривые блеска спутника TOPEX/Poseidon, полученные с помощью фотометра АФУ-75. На рис. 2 представлена кривая с частотой дискретизации 1 секунда по данным на 23 апреля 1993 г. На тот момент регистрация производилась на перфоленте, объект был стабилизирован, но мы можем четко видеть разные части спутника. Это вызвано изменением его положения относительно наблюдателя и Солнца. Кривые блеска, полученные с интервалом 0.3 с в то время, когда контроль над спутником был уже утерян, показаны на рис. 3. Здесь можно определенно говорить о вращении спутника вокруг центра масс.

С конца 2008 г. до настоящего времени в Ла-

боратории космических исследований получены 73 кривые блеска. В анализе мы также используем результаты наблюдений девятиканальной оптической широкополосной системы мониторинга MiniMegaTORTORA (ММТ-9), которая работает с июня 2014 г. В базе данных этого проекта [8, 9] имеется 57 кривых блеска спутника TOPEX/Poseidon.

3. ИЗМЕНЕНИЕ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ

Все кривые блеска TOPEX/Poseidon по наблюдениям ЛКИ УжНУ были обработаны для определения периода вращения спутника. Для этого мы используем разработанное нами программное обеспечение, основанное на известном методе Ломба—Скрагла [10]. Анализ периодограмм в проекте ММТ-9 также основан на этом методе, поэтому полученные периоды можно сравнивать без опасений. При исследовании поведения неконтролируемых низкоорбитальных спутников на орбитах с подобной TOPEX/Poseidon высотой (например, Envisat, Sbers-2В или Ajisai), можно увидеть, что имеется тенденция увеличения скорости вращения (см. [11, 12]). Проанализировав период вращения спутника TOPEX/Poseidon, мы обнаружили экспоненциальное уменьшение периода вращения космического летательного аппарата.

В течение всего времени наблюдений спутника TOPEX/Poseidon изменение скорости его вращения может быть представлено экспоненциальной функцией первого порядка:

$$P = y_0 + A e^{-\frac{(x - x_0)}{t}}, \quad (6)$$

где P — период спутника в секундах, x — юлиан-

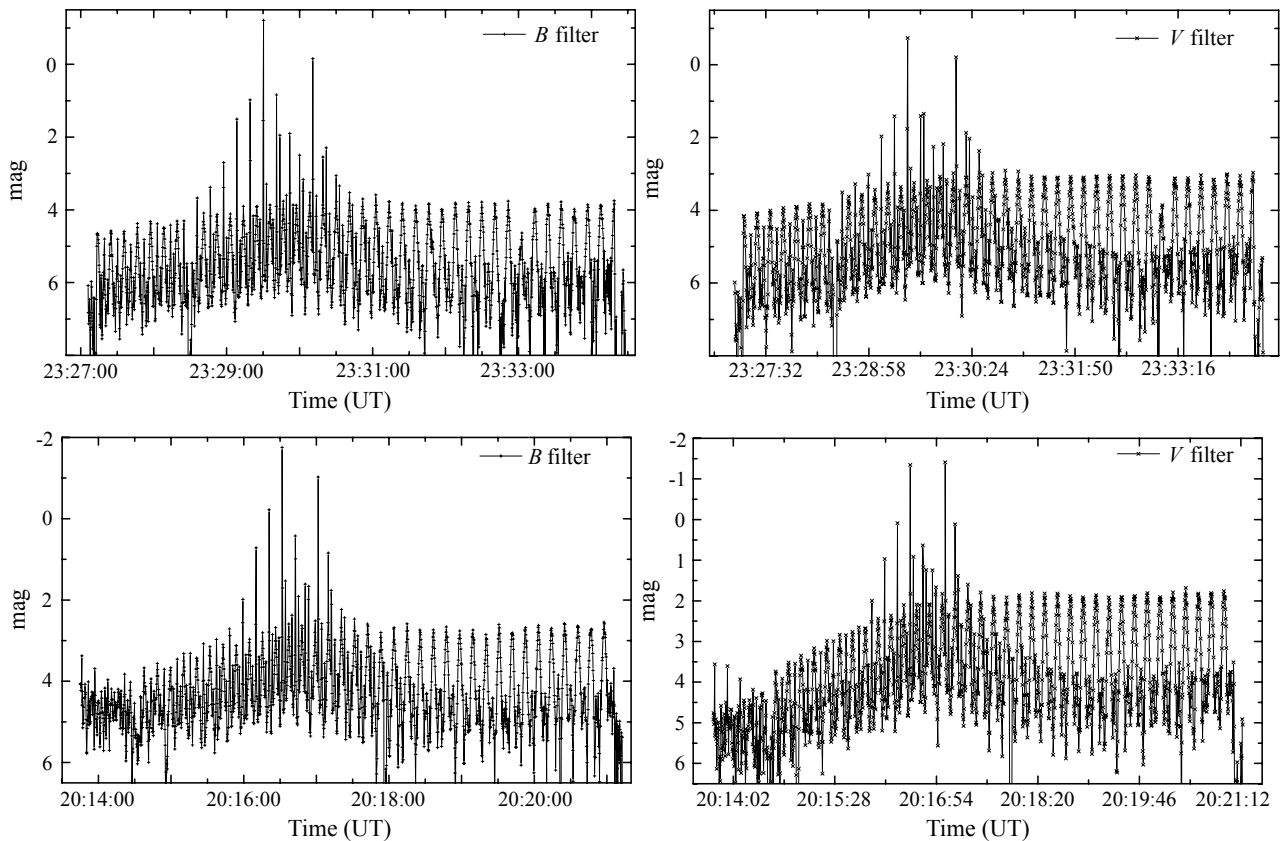


Рис. 3. Кривые блеска TOPEX/Poseidon, полученные в полосах фильтров B и V 29 июня 2016 г. (вверху) и 11 июля 2016 г. (нижняя панель).

ская дата, а константы:

$$y_0 = 10.01262 \pm 0.08023 \text{ (s)};$$

$$x_0 = 2454781 \pm 0 \text{ (JD)};$$

$$A = 13.11235 \pm 0.09179 \text{ (s)};$$

$$t = 1066.08392 \pm 21.48193 \text{ (JD)}.$$

При приближении наших экспериментальных данных такой функцией мы получили: $\frac{\chi^2}{doF} = 0.0513$, $R^2 = 0.9938$, среднеквадратичная ошибка $RMSE = 0.2264$, остаточная сумма квадратов $RSS = 6.5102$, что показывает, что наша экспоненциальная функция (см. рис. 4) очень близка к наблюдаемым данным. Аппроксимация выполнялась с использованием программного обеспечения Origin Lab. Зависимость данных от времени явно экспоненциальная, другие функции дают меньшие значения R^2 .

4. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА

В Лаборатории космических исследований Ужгородского национального университета были раз-

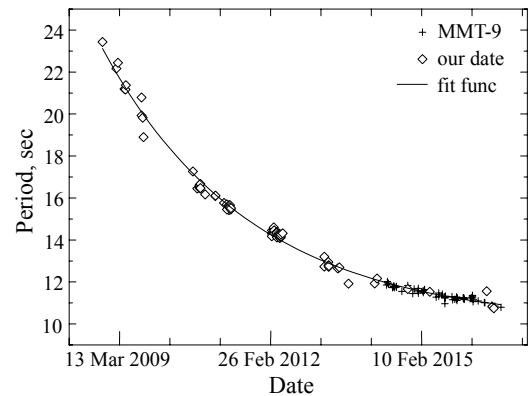


Рис. 4. Уменьшение скорости вращения TOPEX/Poseidon в 2008–2016 гг. Сплошной линией показана аппроксимация полученных значений периода экспоненциальной функцией первого порядка (ромбы — наши данные, крестики — данные MMT-9).

работаны методики определения ориентации спутника и ориентации оси его вращения наряду с вычислением углов отраженного солнечного света и программа «Orientation».

Электрофотометрические наблюдения различ-

ных искусственных спутников показали, что существует характерная особенность — зеркальные вспышки света, отраженного от спутника, большие по амплитуде, короткие по времени. Эти зеркальные вспышки накладываются на общие изменения яркости. Применяя разработанный метод, можно определить ориентацию спутника в пространстве в соответствии с зарегистрированными моментами зеркальных вспышек.

Этот метод может использоваться независимо от конструкции объекта и размещения отражающих поверхностей относительно оси вращения, а также в случае отсутствия какой-либо информации о количестве и размещении отражающих поверхностей и о наличии нутации оси вращения [13].

Метод основан на синхронных электрофотометрических и позиционных наблюдениях для каждого искусственного спутника с достаточным количеством данных.

Электрофотометрия наблюдаемого спутника дает информацию о моменте времени вспышки, ее интенсивности и длительности. Направления, углы и элементы орбиты определяются из позиционного наблюдения. Например, направление в пространстве нормали \mathbf{n}^* к любой отражающей поверхности зеркального типа рассчитывается так:

$$\mathbf{n}^* = \begin{pmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{pmatrix} = \frac{1}{\sqrt{(x_0 + x_H)^2 + (y_0 + y_H)^2 + (z_0 + z_H)^2}} \begin{pmatrix} x_0 + x_H \\ y_0 + y_H \\ z_0 + z_H \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где $x_0 = \cos \alpha_0 \cos \delta_0$,
 $y_0 = \sin \alpha_0 \cos \delta_0$,
 $z_0 = \sin \alpha_0$

соответствуют направлению от центра спутника к центру Солнца, а

$x_H = \cos \alpha_H \cos \delta_H$,

$y_H = \sin \alpha_H \cos \delta_H$,

$z_H = \sin \alpha_H$ — направлению от центра спутника к наблюдателю; α_0, δ_0 и α_H, δ_H являются соответственно координатами Солнца и наблюдателя в экваториальной системе координат спутника; α_H, δ_H вычисляются по синхронному позиционному наблюдению и связаны с топоцентрическими координатами спутника как $\alpha_H = \alpha \pm 180^\circ$, $\delta_H = -\delta$.

Если мы знаем, что направление нормали \mathbf{n}^* параллельно направлению спина объекта \mathbf{R}^* , то мы можем определить направление вращения сразу же по единственному наблюдению зеркальной вспышки. Если направления нормали находятся в плоскости вращения объекта, то направление такого вращения может быть рассчитано по формуле:

$$\mathbf{R}^* = [\mathbf{n}_1^* \times \mathbf{n}_2^*] \quad (8)$$

Отсюда следует, что сложность этого метода заключается в необходимости регистрации как минимум двух световых зеркальных вспышек.

В случае произвольного расположения зеркально отражающих деталей относительно оси вращения \mathbf{R}^* решение задачи не завершается определением нормали \mathbf{n}^* . Оно становится более

сложным и требует набора экспериментальных данных на достаточно большом интервале с фиксацией максимально возможного количества вспышек света, особенно если характер размещения области отражения полностью неизвестен. В таком случае необходимо проанализировать информацию о существующих формах ориентации для разных спутников и привязать ее к наблюдаемым кривым блеска [13, 14].

Ось вращения, направленная к центру Земли, поворачивается на 360° , когда спутник совершает полный оборот вокруг Земли. Зарегистрированные изменения в направлении нормали отображают это движение. Если у нас будет достаточно таких зарегистрированных моментов, то мы можем определенно сказать, в каком направлении в данный момент времени ориентирована ось вращения.

Если спутник вращается вокруг своей вертикальной оси и нет прецессии, тогда направление оси вращения спутника, которая лежит в плоскости ее орбиты, совпадает с направлением «спутник—центр Земли» и может быть определено как

$$\alpha_R = \alpha_{\text{геоц}} \pm 180^\circ; \delta_R = -\delta_{\text{геоц}}, \quad (9)$$

где $\alpha_{\text{геоц}}, \delta_{\text{геоц}}$ — геоцентрические экваториальные координаты наблюдаемого объекта.

Созданное программное обеспечение «Orientation» было протестировано на многих спутниках, некоторые из них имеют сложную форму. Использование этого программного обеспечения дало нам

опыт в построении индикатрисы рассеяния и позволило обрабатывать большие массивы наблюдаемых данных, в том числе представленные в этой статье. Программное обеспечение «Orientation» позволяет получить следующую информацию:

UT — время наблюдения;

α, δ — топоцентрические экваториальные координаты спутника;

R — топоцентрическая удаленность спутника;

α_n, δ_n — экваториальные координаты направления нормали к отражающей области спутника в системе координат спутника;

α_g, δ_g — экваториальные координаты направления на центр Земли от центра спутника;

α_l, δ_l — экваториальные координаты Луны от центра спутника;

α_o, δ_o — экваториальные координаты направления на центр Солнца от центра спутника;

F — фазовый угол спутника;

ν — угол между нормалью к отражающей поверхности и направлением «спутник—центр Земли»;

ε_1 — угол между направлениями «спутник—Солнце» и «спутник—центр Земли»;

θ_1 — угол между направлениями «спутник—наблюдатель» и «спутник—центр Земли»;

ε_2 — угол между направлением «спутник—Солнце» и нормалью к отражающей поверхности спутника;

θ_2 — угол между направлением «спутник—наблюдатель» и нормалью к отражающей поверхности спутника;

$F(f)$ — фазовая функция при рассеянии света сферической поверхностью;

α_r, δ_r — экваториальные координаты направления оси, перпендикулярной плоскости орбиты;

α_m, δ_m — экваториальные координаты направления оси, перпендикулярной нормали α_n, δ_n ;

Ω_1, Ω_2 — орбитальные узлы;

i — наклон плоскости орбиты.

Точность определения углов и направлений определяется точностью позиционных наблюдений. Если у нас есть позиционное ПЗС-наблюдение, где точность составляет несколько угловых секунд, то все направления могут быть рассчитаны с точностью около $0^\circ.1$. Однако если позиционные данные вычисляются из элементов TLE, точность может снизиться почти до $1^\circ.0$.

Результаты расчета отображаются на планисфере Каврайского, на их основе мы анализируем поведение спутника на орбите.

Таблица 1. Различные фрагменты спутника TOPEX/Poseidon, идентифицированные по показателю цвета

Показатель цвета	Фрагмент поверхности спутника
$0^m44 \pm 0.005$	Панель солнечных батарей, лицевая сторона
$0^m65 \pm 0.005$	Панель солнечных батарей, тыльная сторона
$0^m51 \pm 0.005$	Левая сторона спутника, где расположена панель солнечных батарей
$0^m40 \pm 0.005$	Правая сторона спутника

5. ОРИЕНТАЦИЯ

Анализируя изменения яркости спутника в фильтрах B и V в середине 2016 г., можно сказать, что спутник вращается вокруг трех осей. Это его вращение вокруг собственной главной оси с периодом P , прецессия этой оси вокруг направления «спутник—центр Земли» с периодом P_{pr} и вращение спутника вокруг Земли с периодом орбиты $P_{orb} = 112.4$ минуты (см. рис. 1).

Чтобы найти период собственного вращения спутника и период прецессии, мы определили различные элементы конструкции по величине показателя цвета зеркальных вспышек $C = B - V$ и зафиксированного интервала времени между ними. Во время наблюдений на световых кривых с интервалом 10^s67 появляются четыре области поверхности спутника (см. таблицу 1), что соответствует P .

Для определения ориентации TOPEX/Poseidon в моменты зеркальных вспышек от разных деталей поверхности спутника мы вычисляем направления нормалей для этих элементов поверхности. Расчет проводился в системе координат спутника. Были также рассчитаны направления «спутник—Солнце», «спутник—центр Земли», «спутник—наблюдатель» и углы освещения объекта Солнцем. Все расчеты выполнялись с помощью специального программного обеспечения «Orientation», разработанного в ЛКИ УжНУ. Вычисления основаны на элементах TLE спутника TOPEX/Poseidon. Результаты представлены в таблицах 2, 3. Точность этих значений зависит от точности элементов TLE, в нашем случае набор TLE был достаточно точным, чтобы получить точность, которая не превышает $0^\circ.5$.

Анализ кривых блеска и углов, описанный выше, дает нам возможность утверждать, что такая форма кривых блеска TOPEX/Poseidon может быть получена только в том случае, если собственное вращение спутника происходит вокруг

Таблица 2. Углы ориентации на 29.06.2016 г. Координаты Солнца $\alpha_{\odot} = 99^{\circ}39'$ $\delta_{\odot} = 23^{\circ}16'$

UT	α_g	δ_g	α_n	δ_n	F	ν	ε_1	θ_1
23 ^h 29 ^m 06 ^s	103.71	-47.35	86.01	-6.58	64.98	43.49	70.61	26.87
23 ^h 29 ^m 16 ^s	104.18	-46.92	87.08	-5.77	62.67	43.70	70.21	26.29
23 ^h 29 ^m 26 ^s	104.64	-46.49	88.14	-4.94	60.34	43.94	69.81	25.84
23 ^h 29 ^m 36 ^s	105.09	-46.06	89.18	-4.08	58.00	44.20	69.41	25.54
23 ^h 29 ^m 46 ^s	105.54	-45.63	90.22	-3.20	55.67	44.49	69.01	25.40
23 ^h 29 ^m 56 ^s	105.98	-45.19	91.23	-2.30	53.34	44.81	68.61	25.41
23 ^h 30 ^m 06 ^s	106.41	-44.75	92.23	-1.39	51.03	45.14	68.21	25.59
23 ^h 30 ^m 16 ^s	106.84	-44.31	93.20	-0.47	48.76	45.49	67.81	25.92

Таблица 3. Углы ориентации на 11.07.2016 г. Координаты Солнца $\alpha_{\odot} = 111^{\circ}58'$ $\delta_{\odot} = 21^{\circ}95'$

UT	α_g	δ_g	α_n	δ_n	F	ν	ε_1	θ_1
20 ^h 16 ^m 35 ^s	76.78	-49.31	98.45	-16.41	80.94	37.29	77.69	4.23
20 ^h 16 ^m 45 ^s	77.29	-48.89	99.09	-15.06	77.99	38.25	77.16	2.99
20 ^h 16 ^m 55 ^s	77.83	-48.47	99.71	-13.71	75.03	39.20	76.63	3.43
20 ^h 17 ^m 05 ^s	78.27	-48.04	100.33	-12.35	72.08	40.15	76.10	5.13
20 ^h 17 ^m 15 ^s	78.75	-47.62	100.92	-11.00	69.15	41.09	75.57	7.24
20 ^h 17 ^m 25 ^s	79.23	-47.19	101.51	-9.66	66.25	42.01	75.04	9.46
20 ^h 17 ^m 35 ^s	79.69	-46.76	102.07	-8.34	63.40	42.91	74.51	11.70

оси, которая почти параллельна антенне GPSDR (см. рис. 1). В качестве подтверждения этого мы можем рассмотреть случай, когда спутник близок к экваториальной плоскости (1/3 от конца кривых блеска, представленных на рис. 3), и видна нижняя часть космического корабля, где не должно быть никаких изменений яркости, если спутник не вращается вокруг оси, параллельной антенне GPSDR. Однако в случае такой ориентации спутника мы можем четко видеть изменение яркости, вызванное отражением света солнечной панелью.

Ось собственного вращения также прецессирует вокруг направления «спутник–центр Земли», пытаясь описать круг в пространстве. В результате движения спутника по орбите эти круги дефектны (не замкнуты). Поэтому эта ось описывает спиральную траекторию.

29 июня 2016 г. наблюдатель видел орбиту и спутник слева от себя. Наблюдаемые направления нормалей к зеркальным частям спутника, дающим вспышки, также группировались с левой стороны от плоскости орбиты на угловых расстояниях $\nu = 43^{\circ}7' - 45^{\circ}5'$. 11 июля 2016 г. наблю-

Таблица 4. Ориентация оси собственного вращения

Date	UT	ν , deg	β , deg
29.06.2016	23 ^h 29 ^m 43 ^s	44.5 ± 1	45.5 ± 1
29.06.2016	23 ^h 30 ^m 11 ^s	45.1 ± 1	44.9 ± 1
11.07.2016	20 ^h 17 ^m 03 ^s	39.5 ± 1	50.5 ± 1

датель и Солнце находились почти в плоскости орбиты. Во время этого наблюдения направления нормалей были также ориентированы в направлении плоскости орбиты под одним и тем же углом $\nu = 37^{\circ}8' - 42^{\circ}4'$. Согласно этим данным, мы получаем значение угла прецессии, которое рассчитывается как $\beta = 90^{\circ} - \nu$ (см. таблицу 4). В качестве основного в обоих случаях мы выбираем значение угла ν , когда зеркальные вспышки были самыми мощными. В этом случае направление нормали к бликующим поверхностям определено наиболее точно.

Определение периода прецессии P_{pr} было сле-

лано по анализу кривых блеска с интервалами более одной минуты. Когда спутник был в кульминации, наблюдатель видел зеркальные вспышки с интервалом почти 70 с; благодаря их удачному расположению относительно наблюдателя и Солнца, этот интервал равен $0.5 P_{\text{пр}}$. В соответствии с этим мы можем найти $P_{\text{пр}} = 138$ с на дату 29 июня 2016 г. и $P_{\text{пр}} = 144$ с — 11 июля 2016 г. Среднее значение $P_{\text{пр}} = 141.5$ с.

6. ВЫВОДЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Орбитальный спутник постоянно находится под воздействием различных возмущений, которые приводят к изменениям в его вращении. Причины этих возмущений связаны с:

- а) отклонением гравитационного поля Земли от центрально-симметричного из-за его уплощения, неоднородного распределения масс, наличия Луны и Солнца;
- б) деформацией поверхности объекта, наличием движущихся деталей или жидкостей на спутнике, разностью температур между затененными и освещенными частями его поверхности;
- с) влиянием магнитного и электростатического полей, сопротивлением воздуха и световым давлением солнечного излучения.

Значимость этих возмущающих факторов для конкретных спутников различна. В основном это зависит от конструкции, веса и высоты ИСЗ над Землей. До высоты 1000 км и отчасти до 1500 км доминирующий тормозящий эффект на вращение космического аппарата дает атмосфера. Влияние магнитных и электростатических полей Земли, которые также оказывают тормозящее влияние на собственное вращение, с высотой уменьшается. На их фоне эффекты, вызванные солнечной радиацией, возрастают с высотой, но их величина зависит от солнечной активности и имеет переменный характер.

Высота орбиты TOPEX/Poseidon 1336 км — это граница влияния атмосферы на параметры орбиты и собственное вращение спутника. Как следует из полученных данных, основное нарушение его собственного вращения обусловлено отклонением гравитационного поля Земли от центрально-симметричного. Это отклонение от симметричной формы проявляется как гироскопический момент, который вызывает прецессию главной оси вращения вокруг направления действия центральной силы. В том случае, когда ось вращения спутника TOPEX/Poseidon совпадает с антенной GPSDR или параллельна ей, проекция момента инерции на эту ось имеет самую низкую величину. Свободное (неконтролируемое) вращение спутника

будет происходить вокруг этой оси с прецессией вокруг направления центральной силы, а именно «спутник—центр Земли» (см. рис. 1). Когда угол прецессии достигает 52° – 55° , существует большая вероятность переворота спутника. Разным спутникам (с $h > 1000$ км) для достижения такой стадии требуется до 10 лет. Это подтверждено результатами нашего исследования ряда неконтролируемых спутников, таких, как «Meteor», «Cosmos-73108», «Cosmos-74029», «Cosmos-74032» и «MIDAS-5» [15]. Согласно полученным оценкам угла прецессии, спутник TOPEX/Poseidon, почти достиг этого критического значения. Однако пока антенна GPSDR и радиоантенна препятствуют его перевороту.

Рассматривая ускорение собственного вращения спутника в течение почти девяти лет, характер которого кажется на первый взгляд аномальным, мы предлагаем следующее объяснение. Согласно имеющейся информации, после выхода из строя системы стабилизации в конце 2006 г. над спутником был потерян контроль. Если бы гироскопы внезапно остановились, то, согласно законам механики, спутник за короткий период должен был начать вращаться с периодом в несколько секунд. Со временем под влиянием внешних факторов спин постепенно начал бы расти, как это происходит в большинстве случаев дестабилизации спутников. Согласно наблюдательным данным, этого со спутником TOPEX/Poseidon не произошло. Его главный гироскоп, по нашему мнению, все еще продолжал работать в аварийном режиме, что приводило к медленному увеличению собственной скорости вращения спутника. Однако внешние тормозящие факторы почти остановили этот рост.

Более поздние наблюдения спутника показали, что он имеет почти стабильную скорость вращения (см. рис. 4). В течение некоторого времени под влиянием факторов возмущения, рассмотренных выше, скорость вращения будет уменьшаться, и тогда удастся исследовать внешние возмущающие факторы в их чистых формах.

Учитывая тот факт, что имеется много кривых блеска TOPEX/Poseidon и теоретические соображения, описанные выше, авторы считают, что желательно контролировать скорость вращения и эволюцию угла прецессии этого спутника.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование поддержано внутренним украинским грантом 0116U004790, а также грантом APVV-15-0458 и внутренним грантом VVGS-2016-72608 факультета естественных наук Университета П. Й. Шафарика в Кошице.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. L.-L. Fu, E. J. Christensen, C. A. Yamarone, Jr., et al., *J. Geophys. Research: Oceans* **99**(C12), 24369 (1994).
2. E. Hupp and E. Moreaux, *NASA's TOPEX/Poseidon Oceanography Mission Ends*, Press Release, 06-001 (2006).
3. S. I. Ihnatovich, Y. M. Motrunich, V. S. Melnik, et al., *Uzhgorod University Scientific Herald. Ser. Physics* **19**, 188 (2006).
4. A. V. Shulga, S. G. Kravchuk, Y. S. Sybiryakova, et al., *Kosmichna Nauka i Tekhnologiya* **21** (2015).
5. Ukraine Network of Optical Stations, 2011, <http://umos.mao.kiev.ua/eng/>.
6. V. I. Kudak, I. F. Neybauer, V. M. Perig, and M. I. Sokal, *Bull. Ukrainian Earth Orientation Parameters Laboratory* **8**, 35 (2013).
7. J. Frith, B. Gibson, R. Knox, and K. Kuluhiwa, in *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference* (2008), p. E59.
8. G. M. Beskin, S. V. Karpov, A. V. Biryukov, et al., *Astrophysical Bulletin* **72**, 81 (2017).
9. MiniMegaTORTORA (MMT-9), 2014, <http://astroguard.ru/satellites>.
10. J. D. Scargle, *Astrophys. J.* **263**, 835 (1982).
11. N. Koshkin, E. Korobeynikova, L. Shakun, et al., *Advances of Space Research* **58**, 358 (2016).
12. T. Otsubo, J. Amagai, H. Kunimori, and M. Elphick, *IEEE Transactions of Geoscience and Remote Sensing* **38**, 1417 (2000).
13. V. P. Epishev, Ph.D. Thesis (Uzhgorod State Univ., Uzhhorod, 1985).
14. V. P. Epishev, *Astrometriia i Astrofizika* **50**, 89 (1983).
15. V. P. Epishev, I. I. Isak, V. I. Kudak, et al., *Kosmichna Nauka i Tekhnologiya* **18**(1), 60 (2012).

Determining the Orientation and Spin Period of TOPEX/Poseidon Satellite by a Photometric Method

V. I. Kudak, V. P. Epishev, V. M. Perig, and I. F. Neybauer

We present the results of photometric observations of the TOPEX/Poseidon satellite performed during 2008–2016. The satellite become space debris after a failure in January, 2006, in a low Earth orbit. In the Laboratory of Space Research of Uzhhorod National University 73 light curves of the spacecraft were obtained. Standardization of photometric light curves is briefly explained. We have calculated the color indices of reflecting surfaces and the spin rate change. The general tendency of the latter is described by an exponential decay function. The satellite spin periods based on 126 light curves (including 53 light curves from the MMT-9 project operating since 2014) were taken into account. In 2016 the period of its own rotation reached its minimum of 10.6 s. A method to derive the direction of the spin axis of an artificial satellite and the angles of the light scattered by its surface has been developed in the Laboratory of Space Research of Uzhhorod National University. We briefly describe the «Orientation» program used for these purposes. The orientation of the TOPEX/Poseidon satellite in mid-2016 is given. The angle of precession $\beta = 45^\circ - 50^\circ$ and period of precession $P_{pr} = 141.5$ s have been defined. The reasons for the identified nature of the satellite's own rotation have been found. They amount to the perturbation caused by a deviation of the Earth gravity field from a central-symmetric shape and the presence of moving parts on the satellite.

Keywords: *methods: observational—space vehicles—techniques: photometric*