

## Возмущения в движении излучающего ИСЗ

© К. В. Холшевников<sup>1,2</sup>, Т. Н. Санникова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>СПбГУ, г. Санкт-Петербург, Россия

<sup>2</sup>ИПА РАН, г. Санкт-Петербург, Россия

Некоторая часть искусственных спутников Земли (например, навигационные ИСЗ) требует эфемеридного сопровождения наивысшей возможной точности. Показано, что для этого может понадобиться учитывать возмущения, вызванные отдачей от электромагнитного излучения.

**Ключевые слова:** возмущения оскулирующих элементов, отдача от электромагнитного излучения, спутник-ретранслятор.

Искусственные спутники различного назначения требуют эфемеридного обеспечения, существенно различающегося по гарантированной точности. Погрешность положения до 1 км несущественна для большинства из них. Но спутники навигационные, геодезические, гравиметрические требуют максимально возможной точности вплоть до миллиметров в положении на орбите. Для таких ИСЗ требуется учет множества малых возмущающих факторов. Здесь мы оцениваем влияние отдачи от потока электромагнитных волн, излучаемых мощными передатчиками типа установленных на спутниках-ретрансляторах. Поскольку наша цель состоит лишь в получении ответа на вопрос, нужно ли учитывать эти малые возмущения, отвлечемся от деталей и рассмотрим следующую модельную задачу.

Пусть спутник Земли обращается по близкой к круговой орбите. Обозначим через  $m$ ,  $W$  его массу и мощность потока электромагнитной энергии, излучаемой в сторону Земли. Вектор возмущающего ускорения в этом случае равен  $(S, 0, 0)$  при  $S=W/(mc)$ . Здесь используется орбитальная система отсчета с первым ортом по радиусу-вектору. Считаем, что остальные возмущающие факторы отсутствуют. Эта модельная задача решена методом осреднения в [1] с точностью до пер-

вого порядка малости. За малый параметр принимается отношение возмущающего ускорения  $S$  к основному ускорению, вызванному притяжением Земли. Это отношение крайне мало, так что первое приближение вполне достаточно не только для оценки, но и для эфемеридной службы. Все элементы орбиты оказываются постоянными, за исключением аргумента перицентра  $\omega$  и средней аномалии  $M$ , которые линейно зависят от времени  $t$ :

$$\delta\omega = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na}St, \quad (1)$$

$$\delta M = -\frac{3}{na}St. \quad (2)$$

Здесь  $\omega$ ,  $M$ ,  $n$ ,  $a$ ,  $e$  — аргумент перицентра, средняя аномалия, среднее движения, большая полуось и эксцентриситет, соответственно. Если наклон и эксцентриситет орбиты спутника пренебрежимо малы, то смещение положения по касательной к орбите определяется величиной

$$\delta s = (\delta\omega + \delta M)at. \quad (3)$$

Для численного примера исследуем изменение орбиты геостационарного спутника-ретранслятора QuetzSat-1 под действием возмущающего реактивного ускорения, возникающего вследствие излучения на Землю потока электромагнитной энергии. Значения физических параметров ИСЗ и элементы его орбиты на 6 октября 2011 г., 06:06:48 UTC приведены в таблице [2]:

$m$ , кг	$W$ , кВт	$S$ , м/с <sup>2</sup>	$a$ , км	$e$	$n$ (с <sup>-1</sup> )
5 514	20	$1.2090 \cdot 10^{-8}$	42 131	0.00088533	$7.3007 \cdot 10^{-5}$

Подставляя эти значения в формулы (1–3), получим

$$\delta\omega = 0.33960 \cdot 10^{-6}t, \delta M = -1.0188 \cdot 10^{-6}t,$$

если углы измерять в радианах, а время — в сутках. Наклон и эксцентриситет орбиты спутника пренебрежимо малы [2], так что смещение положения по касательной к орбите определяется величиной

$$\delta s = -28.615t.$$

## **Заключение**

Мы убедились, что отклонение спутника-ретранслятора от невозмущенного положения через 2.5 часа действия микровозмущения величиной  $6.67 \cdot 10^{-5}$  Н будет равно  $s = 2.98$  м, через 30 суток отклонение составит 860 м, через год 10.4 км. При этом спутник будет уходить от точки стояния, хотя конфигурация орбиты не изменится.

## **Литература**

1. *Санникова Т. Н., Холшевников К. В.* Движение в центральном поле при возмущающем ускорении, постоянном в сопровождающей системе отсчета, связанной с радиус-вектором // *Астрон. журн.* — 2015. — Т. 92, N 8. — С. 681–692.

2. *Kelso T. S.* International Designator 2011-054: <http://www.celestrak.com/satcat/2011/2011-054.asp>.

## **Perturbations in the Motion of an Emitting Satellite**

**K. V. Kholshchevnikov, T. N. Sannikova**

Some artificial Earth satellites (e. g., navigation satellites) require ephemeris maintenance of the highest possible accuracy. It is shown that this may involve a necessity to take into account perturbations caused by the recoil of electromagnetic radiation.

**Keywords:** perturbations of osculating elements, recoil of electromagnetic radiation, satellite-responder.