

© В. П. Епишев, И. И. Исак, И. И. Мотрунич, Э. И. Новак

Лабораторія космічних досліджень Ужгородського національного університету, Ужгород

## МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ И ПРИРОДЫ ВОЗМУЩЕНИЙ, ОКАЗЫВАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ВРАЩЕНИЕ ИСЗ

Описано метод оцінювання та дослідження негравітаційних збурень, що діють на обертання ШСЗ. Він базується на високоточному визначенні періоду власного обертання і орієнтації некерованих космічних об'єктів. Метод реалізовано на результатах спостережень за ШСЗ серії «Мідас» (висота польоту 3700 км) і «Метеор» (860 км). Форма супутників є комбінацією циліндра та двох панелей сонячних батарей; у КА «Метеор» ще є параболічна антена.

В Лаборатории космических исследований УжНУ осуществлен нетрадиционный подход к определению величины возмущений со стороны физических полей околоземного космического пространства, влияющих на вращение ИСЗ произвольной формы. Он базируется на высокоточном определении периода собственного вращения и ориентации неуправляемых космических аппаратов (КА) по результатам комплексных (позиционных и фотометрических) наблюдений астрономическими средствами. Разработанные методики позволяют оценивать направления основных осей неуправляемых КА с точностью до  $1.0^\circ$  и фиксировать изменения периода его собственного вращения порядка 0.1 с и меньше. Поэтому предлагаемый метод дает возможность определять реально действующие на КА возмущения, так как усреднение найденных величин проводится на интервале одного наблюдения (5—8 мин), а их значения сравниваются на двух последующих прохождении ИСЗ или через сутки. Для общепринятого метода оценки возмущений, базирующегося на контроле изменений элементов

орбиты, требуются интервалы времени наблюдений, на два-три порядка больше.

Именно благодаря высокоточным фотометрическим наблюдениям изменений периода собственного вращения американского ИСЗ «Мидас-4», летающего на высоте порядка 3750 км над поверхностью Земли, нам удалось обнаружить четкую корреляцию между этим изменением и изменением солнечной активности [3, 4], что показано на рис. 1, 2.

В данной задаче спутник представляется в качестве гироскопа. Знание ориентации ИСЗ и параметров его вращения позволяет рассчитать момент количества движения  $L$  (кинетический момент) или гироскопический момент  $K$ , и по их изменению на выбранных интервалах времени оценить величину возмущений  $M_L$ :

$$L = I \cdot \omega, \quad (1)$$

$$\omega = 2\pi / P_0. \quad (2)$$

где  $I$  — момент инерции,  $\omega$  — угловая скорость собственного вращения ИСЗ,  $P_0$  — период собст-

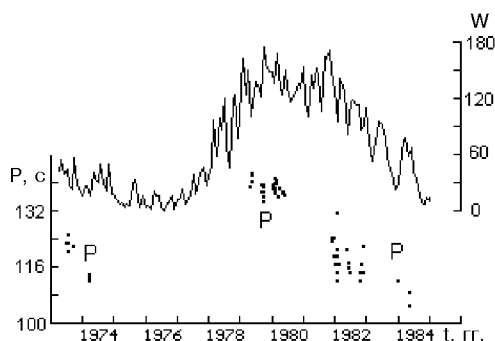


Рис. 1. Изменение периода  $P$  собственного вращения ИСЗ «Мидас-4» и чисел Вольфа  $W$  солнечной активности на протяжении 1973—1984 гг.

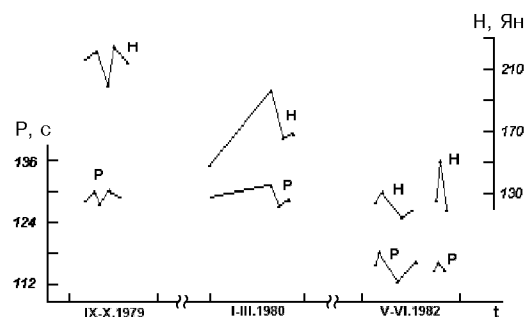


Рис. 2. Фрагменты сопоставления солнечной активности  $H$  на  $\lambda = 10.7$  см и периодов  $P$  собственного вращения ИСЗ «Мидас-4» на отдельные моменты наблюдений

венного вращения.

Гироскопический момент в  $i$ -е моменты времени представим в виде

$$K_i = L_i \omega_{\text{пр}} \sin \beta_i, \quad (3)$$

где  $\omega_{\text{пр}}$  — угловая скорость прецессии,  $\beta$  — угол между осью вращения и направлением приложения силы.

Отсюда возмущающий момент можно оценить соотношением

$$M_L = dL/dt. \quad (4)$$

К сожалению, величина  $M_L$  есть сумма всех действующих на КА возмущений в рассматриваемом временном интервале, которая не дает четкого представления о природе этих возмущений и их взаимодействии. Разделение суммарного возмущающего момента на составляющие его компоненты, обусловленные природой явления, и предопределяет конечную цель поставленной задачи.

В зависимости от высоты полета спутника, его веса и формы, внутреннего устройства, число компонентов и их значимость будет разной [2]. Поэтому в одном случае достаточно учесть воздействие на поверхность ИСЗ только потока излучения от Солнца, а в другом — еще и влияние со стороны земной атмосферы или магнитного поля Земли.

Исходя из накопленного опыта, мы пришли к выводу, что для спутника сложной формы (корпус, панели солнечных батарей, антенны и т. п.) решение задачи лучше проводить фрагментарно. То есть, действие тех или иных возмущений на каждый из основных элементов поверхности КА определять отдельно, в зависимости от ориентации фрагмента поверхности относительно направления на предполагаемый источник возмущений. А характер взаимодействия прямого и отраженного от земной поверхности солнечного излучения с фрагментами поверхности КА определять путем расчета соответствующих фазовых функций, которые вводятся в значение величины эффективной площади рассеивания набегающих потоков фрагментом поверхности ИСЗ. На конечном этапе суммируются значения всех фрагментарных возмущений, и проводится их сравнительное сопоставление с величиной  $M_L$ .

В зависимости от формы спутника число фрагментов может быть разным. Так поверхность ИСЗ серии «Мидас» (рис. 3) мы разделили на два независимых фрагмента: цилиндр (корпус) и плоскость (панели солнечных батарей). Для объекта «Метеор» (рис. 4) выделено три фрагмента: цилиндр (корпус), плоскость (панели солнечных батарей) и вогнутый овал (антенна).

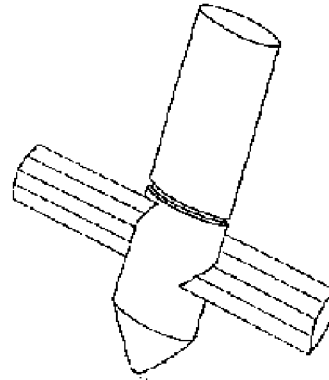


Рис. 3. Макет ИСЗ «Мидас-4»

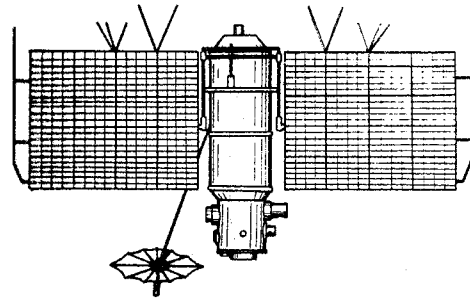


Рис. 4. ИСЗ «Метеор»

Возмущающий момент, порожденный прямым солнечным излучением, определялся нами как

$$M_{\odot} = \frac{A_0 S_{\text{эф}}}{c} \cdot r, \quad (5)$$

где  $A_0$  — солнечная постоянная,  $c$  — скорость света,  $r$  — плечо приложенной силы,  $S_{\text{эф}}$  — суммарная площадь эффективного сечения ИСЗ [5].

Для ИСЗ «Мидас» ее можно представить суммой

$$S_{\text{эф}} = F_1 S_1 + F_2 S_2, \quad (6)$$

$$F_1 = \frac{1}{\pi} [\sin \psi + (\pi - \psi) \cos \psi] \sin \varepsilon_1 \sin \theta_1, \quad (7)$$

$$F_2 = \cos \varepsilon_2 \cos \theta_2, \quad (8)$$

где  $F_1, F_2$  — соответственно фазовые функции, описывающие рассеивание света от цилиндра и от плоскости,  $S_1$  — площадь сечения корпуса ИСЗ,  $S_2$  — площадь панелей солнечных батарей,  $\psi$  — фазовый угол;  $\varepsilon_1$  и  $\theta_1$  — углы падения и отражения света относительно продольной оси корпуса спутника,  $\varepsilon_2$  и  $\theta_2$  — углы падения и отражения относительно нормали к панели солнечной батареи.

Для ИСЗ серии «Метеор» в формуле (6) добавля-

ется еще один член  $F_3S_3$ , учитывающий рассеяние света антенной.

Влияние на вращение ИСЗ теплового и отраженного солнечного излучения от поверхности Земли рассчитывалось по методике, детально описанной в работе [1], с учетом ориентации фрагментов поверхности исследуемого спутника к направлению излучения.

Аэродинамический момент определялся как

$$M_a = F_a r, \quad (9)$$

где  $r$  — плечо приложения силы лобового сопротивления  $F_a$ , которую мы рассчитывали согласно [2] по формуле

$$F_a = -\rho V_0^2 \int_S \left( 2\varepsilon C^3 + (1 - \varepsilon) \frac{u}{V_0} C^2 + (1 - \varepsilon) C \right) dS. \quad (10)$$

Здесь  $C = (\mathbf{e}_{V_0} \cdot \mathbf{n}) = n_y \sin \delta + n_z \cos \delta$  — косинус угла между нормалью и направлением вектора движения ИСЗ,  $V_0$  — орбитальная скорость ИСЗ,  $\rho$  — плотность атмосферы,  $u$  — скорость движения молекул атмосферы,  $\varepsilon$  — доля зеркально отраженных от поверхности ИСЗ молекул,  $S$  — площадь поперечного сечения спутника.

Метод опробован на четырех космических аппаратах серий «Мидас» и «Метеор». Полученные результаты подтвердили, что для объектов серии «Мидас» (высота полета 3500—3780 км) достаточно рассматривать влияние двух возмущающих моментов, порожденных прямым солнечным излучением и излучением от земной поверхности. Для объектов серии «Метеор» (высота 860 км) необходимо учитывать как минимум четыре источника возмущений — кроме двух вышеназванных, еще аэродинамический момент и возмущение со стороны магнитного поля Земли. Причем последние два момента являются преобладающими. Если вращение спутников «Мидас» на протяжении всего этапа исследо-

ваний происходило стабильно вокруг их продольных осей, реагируя только на изменения потока солнечного излучения, то КА «Метеор» вращался в двух разных режимах. Постоянно испытывая торможение (рис. 5), вращение вначале осуществлялось вокруг направления близкого к направлению «спутник — центр Земли», с медленным разворотом корпуса ИСЗ вокруг направления вектора его движения. А с конца 1979 года данный объект вошел в режим «кувыркания», что довольно ощутимо сказалось на величине его момента инерции и влияния на вращение спутника аэродинамического и магнитного моментов (рис. 6).

В табл. 1 приведены результаты исследований по ИСЗ серии «Мидас»: период собственного вращения ИСЗ, поток солнечного излучения на  $\lambda = 10.7$  см, момент количества движения ИСЗ, гироскопический момент  $K$ , его изменение, значения возмуще-

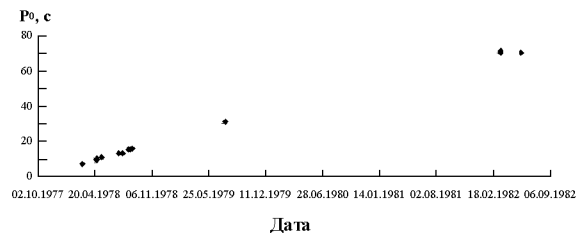


Рис. 5. Изменение периода собственного вращения ИСЗ «Метеор» со временем

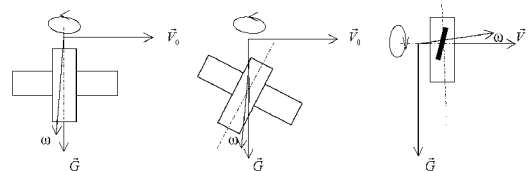


Рис. 6. Изменение положения оси собственного вращения и продольной оси ИСЗ относительно основных орбитальных осей

Таблица 1. Результаты определения величины возмущений, действующих на вращение ИСЗ серии «Мидас»

ИСЗ	Дата	P, с	H, $10^{-22}$ Вт/(м <sup>2</sup> Гц)	L, кг·м/с	K, мН·м	M <sub>L</sub> , мкН·м	M <sub>S</sub> , мкН·м	M <sub>O</sub> , мкН·м
«Мидас-3»	18.03.82	96.4	180	30.6561	3.160	—	3.4	20.2
	23.03.82	97.5	116	30.3166	3.123	23.4	3.2	22.4
	24.03.82	98.8	113	30.5421	3.145	—	2.5	23.7
«Мидас-4»	23.03.82	113.6	117	25.2714	2.528	18.0	2.3	16.3
	24.03.82	112.6	113	25.4958	2.546	—	2.3	15.4
	25.03.82	113.5	115	25.2937	2.528	18.0	2.4	18.2
«Мидас-7»	22.03.82	124.1	126	22.7095	2.238	11.0	2.2	18.7
	23.03.82	123.6	117	22.8050	2.248	04.3	1.8	25.9
	24.03.82	123.5	115	22.8272	2.252	37.8	2.2	20.1
	24.03.82	121.6	112	23.1725	2.290	20.8	2.0	18.4
	25.03.82	122.7	115	22.9798	2.269	17.1	2.0	27.5

Таблица 2. Результаты определения величины возмущений, действующих на вращение ИСЗ «Метеор»

Дата	$L$ , кг·м/с	$M_3$ , мкН·м	$M_c$ , мкН·м	$M_a$ , мкН·м	$\Sigma M_{1,2,3}$ , мкН·м	$\Delta M_\Sigma$ , мкН·м	$M_L$ , мкН·м	$\Delta M_{mag}$ , мкН·м
07.03.78	736.96	2.53	5.6	32.2	40	—	—	—
24.04.78	539.40	3.64	12.7	32.2	49	—	—	—
27.04.78	513.07	3.32	11.8	38.8	54	5	100	95
11.05.78	573.02	3.17	9.4	31.6	44	—	—	—
12.05.78	465.33	3.19	9.6	27.3	40	-4	90	94
12.07.78	400.25	2.78	7.8	85.4	96	—	—	—
24.07.78	385.46	3.85	16.1	61.4	81	—	—	—
15.08.78	343.41	4.10	21.0	182.3	207	—	—	—
22.08.78	332.34	3.51	13.4	153.7	170	-37	18	55
29.08.78	321.95	3.01	9.2	144.2	156	-14	18	32
20.07.79	165.37	3.82	15.7	42.1	62	—	—	—
15.03.82	544.16	2.15	4.6	104.1	111	—	—	—
16.03.82	533.97	2.15	4.7	166.5	173	62	112	50
26.05.82	542.16	3.54	13.7	128.6	146	—	—	—

ний со стороны земного излучения, а также прямого солнечного излучения.

В табл. 2 для объекта «Метеор» приведены: кинетический момент, возмущающий момент со стороны земного излучения, возмущающий момент со стороны прямого солнечного излучения, аэродинамический момент, а также сумма трех первых моментов, далее их разница между ближайшими наблюдениями, значение момента  $M_L$ , изменение магнитного момента, действующего на ИСЗ в интервале между двумя ближайшими наблюдениями.

Воздействие магнитного момента на спутник оценивалось как разность между значением экспериментально установленного момента  $M_L$  и действующими на ИСЗ на данном интервале трех первых моментов  $\Delta M_\Sigma$ . Полученные значения хорошо согласуются с теоретическими выводами относительно величины магнитных возмущений, характерных для высот 850—900 км [2]. Изменение влияния магнитного момента на объект в течение всего интервала наблюдений обусловлено, на наш взгляд, изменением ориентации спутника и вектора его собственного магнитного момента к внешнему магнитному полю Земли.

1. Басс В. П. Негравитационные возмущения ИСЗ «Эталон» // Наблюдения искусственных небес. тел.—1990.—№ 86, ч. I.—С. 81—104.
2. Белецкий В. В., Яншин А. М. Влияние аэродинамических

сил на вращательное движение искусственных спутников. — К.: Наук думка, 1984.—188 с.

3. Епишев В. П., Исак И. И., Найбауер И. Ф. и др. Проявление возмущающих эффектов в собственном вращении ИСЗ серии «Мидас» и их связь с солнечной активностью // Сб. тез. Междунар. науч. конф. «Околосемная Астрономия — 2003». — М.—Терскол: ИА РАН, 2003.—С. 31.
4. Епишев В. П., Игнатович С. I., Мотрунич I. I. та ін. Розвиток наукових напрямків лабораторії космічних досліджень Уж-НУ // Наук. вісн. Ужгородського ун-ту. Сер. Фізика.—2002.—№ 12.—С. 14—26.
5. Микиша А. М., Смирнов М. А. Вековая эволюция высокоорбитальных космических объектов под действием светового давления // Столкновения в околоземном пространстве (Космический мусор). — М.: Космосинформ, 1993.—С. 252—271.

#### A PROCEDURE FOR DETERMINATION OF VALUE AND NATURE OF DISTURBANCES ACTING ON ROTATION OF AES

V. P. Epishev, I. I. Isak, I. I. Motrunich, E. J. Novak

A procedure for the estimation of value and nature of non-gravitational disturbances acting on the rotation of artificial Earth satellites (AES) is described. It is based on high-accuracy determination of own rotation period and orientation of unguided space objects. The procedure is applied to results of observations of AES of the «Midas» (altitude of flight is about 3700 km) and «Meteor» (about 860 km) types. The form of satellites is a combination of a body-cylinder and two solar arrays. In addition, the AES of the «Meteor» type have parabolic-reflector aerial.