

9. Severny A. B. Some instrumental problems of magnetic field measurements of the Sun and stars / A. B. Severny (in rus.: Некоторые инструментальные вопросы измерения магнитных полей Солнца и звезд) // Bulletin of Crimea astrophysical observatory, 1977. – Vol. 56. – P. 142–148.
10. Skomorovsky V. I. Mosaic for magnetic field measurements / V. I. Skomorovsky (in rus.: Мозаика для измерения магнитных полей) // Issledovaniye po geomagnetizmu, aeronomii s fizike Solnza, 1974. – Vol. 26. – P. 220–221.
11. Solanki S. K. Sunspots: An overview / S. K. Solanki // Astron. Astroph. Rev., 2003. – Vol. 11. – P. 153–286.
12. Stenflo J. O. Magnetic-field structure of the photospheric network / J. O. Stenflo // Solar Phys., 1973. – Vol. 32, № 1. – P. 41–63.
13. Stenflo J. O. Diagnostics of solar magnetic fluxtubes using a Fourier transform spectrometer / J. O. Stenflo, J. W. Harvey, J. W. Brault, S. Solanki // Astron. Astrophys. – 1984. – Vol. 131. P. 333–346.
14. Venglinsky E. Direct magnetic field measurements in sunspot umbra and penumbra by 146 spectral lines / E. Venglinsky, V. Lozitsky (in ukr.: Прямі вимірювання магнітного поля в тіні й півтіні сонячних плям по 146 спектральних лініях) // Bulletin Kyiv. Nation. Univ., Astronomiya, 2012. – № 49. – P. 25–27.
15. Zemanek E. N. Splitting of some spectral FeI lines in magnetic field / E. N. Zemanek, A. P. Stefanov (in rus.: Расщепление некоторых спектральных линий FeI в магнитном поле) // Bulletin Kyiv. Nation. Univ., Astronomiya, 1976. – № 18. – P. 20–36.

Надійшла до редколегії 21.10.16

В. Лоцицкий, д-р физ.-мат. наук,
Киевский национальный университет имени Тараса Шевченко, Киев
С. Осипов, канд. физ.-мат. наук,
Главная астрономическая обсерватория НАН Украины, Киев

ІЗМЕРЕННЯ МАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ В СОЛНЕЧНЫХ ПЯТНАХ ПО СПЕКТРАЛЬНЫМ ЛИНИЯМ С РАЗЛИЧНЫМИ ФАКТОРАМИ ЛАНДЕ

Представлены результаты прямых измерений магнитного поля в солнечных пятнах, которые наблюдались на горизонтальном солнечном телескопе АЦУ-5 ГАО НАН Украины в июне-июле 2015 г. Магнитные поля измерялись по зеемановскому расщеплению нескольких линий FeI, MnI и NiI, расположенных в спектре близости линий FeI 5434.5 Å и FeI 6093.66 Å. Эффективные факторы Ланде g_{eff} этих линий – от –0.22 до 2.14. Обнаружены существенные отличия измеренных напряженностей как для линий с разными, так и близкими величинами g_{eff} . Линия FeI 5434.5 Å ($g_{\text{eff}} = -0.014$) в некоторых местах солнечных пятен обнаруживает достоверное расщепление, соответствующее магнитным полям напряженностью до 2.5 кГс. Во всех исследованных случаях линия FeI 6094.419 Å с отрицательным фактором Ланде ($g_{\text{eff}} = -0.22$) расщепляется в спектрах пятен подобно линиям с позитивным фактором Ланде ($g_{\text{eff}} > 0$). Обсуждены возможные причины этого эффекта.

Ключевые слова: Солнце, солнечные пятна, эффект Зеемана, магнитные поля, прямые измерения, факторы Ланде.

V. Lozitsky, Dr. Sci.,
Astronomical Observatory of Taras Shevchenko National University of Kyiv, Kyiv
S. Osipov, Ph. D.,
Main Astronomical Observatory of National Academy of Science of Ukraine, Kyiv

MAGNETIC FIELD MEASUREMENTS IN SUNSPOTS USING SPECTRAL LINES WITH DIFFERENT LANDE FACTORS

Results of direct measurements of magnetic fields in sunspots are presented. Observations were carried out in June-July 2015 on Horizontal Solar Telescope AtsU-5 of Main Astronomical Observatory of National Academy of Science of Ukraine. Magnetic fields were measured by the Zeeman splitting of some spectral lines of FeI, MnI and NiI placed nearby FeI 5434.5 Å and FeI 6093.66 Å. Effective Lande factors of these lines, g_{eff} , are in range from –0.22 to 2.14. Significant differences were found both for lines with different and closest values of g_{eff} . In some places of sunspots, FeI 5434.5 Å line ($g_{\text{eff}} = -0.014$) displays a reliable splitting which corresponds to magnetic field strengths up to 2.5 kG. In all cases under study, FeI 6094.419 Å line with negative Lande factor ($g_{\text{eff}} = -0.22$) has the sign of splitting as a line with positive Lande factor ($g_{\text{eff}} > 0$). The possible reasons of this effect are discussed.

Key words: Sun, sunspots, Zeeman effect, magnetic fields, direct measurements, Lande factors.

УДК 521

М. Ковальчук, канд. фіз.-мат. наук,
Є. Вовчик, канд. техн. наук,
М. Стоділка, д-р фіз.-мат. наук,
А. Білінський, інж.,
О. Баран, канд. фіз.-мат. наук,
М. Гірняк, інж., К. Мартинюк-Лотоцький, інж.,

Астрономічна обсерваторія Львівського національного університету імені Івана Франка, Львів

ВИЗНАЧЕННЯ ЧАСУ ІСНУВАННЯ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ ЗАЛЕЖНО ВІД ЕЛЕМЕНТІВ ОРБИТИ

Для опису руху штучних супутників Землі (ШСЗ) у нецентральному полі земного тяжіння за наявності опору атмосфери використано диференціальні рівняння Лагранжа для елементів орбіти. Досліджено зв'язок між елементами орбіти ШСЗ на певний момент часу та подальшою тривалістю існування супутника. Описано методику, що дає можливість швидко і надійно оцінити час існування ШСЗ на орбіті. Для порівняння наведено спостережувані терміни існування супутників на орбіті, що дало змогу провести тестування запропонованої методики розрахунку. Різниця між розрахованим і спостережуваним часом існування ШСЗ не перевищує 2–3 дб, що достатньо для отримання прогностів про час життя супутників на орбіті.

Ключові слова: штучні супутники Землі, елементи орбіти, час існування супутника.

Вступ. Одним із важливих питань, що пов'язані з проблемою збурення орбіти ШСЗ, є досить надійне визначення часу його існування на орбіті.

На рух ШСЗ діє цілий ряд збурюючих факторів, найважливішими з яких є:

- 1) несферичність Землі;
- 2) опір атмосфери;
- 3) гравітаційний вплив Місяця і Сонця;
- 4) світловий тиск.

© Ковальчук М., Вовчик Є., Стоділка М., Білінський А., Баран О., Гірняк М., Мартинюк-Лотоцький К., 2017

Однак найбільші збурення в русі супутників на висотах менше 500 км, а, отже, і в тривалості їх існування на орбіті зумовлені двома першими факторами – нецентральною полем тяжіння Землі і збільшенням/зменшенням густини атмосфери [1].

Рівняння орбітального руху ШСЗ Збурююча дія гравітації Місяця, Сонця та світлового тиску на рух супутника на висотах менше 500 км є на 2-3 порядки менша від впливу несферичності Землі та опору атмосфери [2]. З огляду на те, цими збуреннями в першому наближенні будемо нехтувати.

Для опису руху ШСЗ в нецентральному полі земного тяжіння за наявності опору атмосфери скористаємося диференціальними рівняннями Лагранжа. Приведемо ці рівняння для елементів орбіти, а саме для довготи висхідного вузла Ω , для нахилу орбіти i , для аргументу перицентра ω , для параметра p , для ексцентриситету e та моменту проходження ШСЗ через перицентр τ на певний момент часу t [3]:

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} \cdot \frac{\partial R}{\partial i} \\ \frac{di}{dt} &= -\frac{1}{\sqrt{\mu p}} \cdot \frac{\partial R}{\partial \Omega} + \frac{\cos i}{\sqrt{\mu p}} \cdot \frac{\partial R}{\partial \omega} \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{\cos i}{\sqrt{\mu p}} \cdot \frac{\partial R}{\partial i} - \frac{2\sqrt{p}}{\sqrt{\mu}} \frac{\partial R}{\partial p} + \frac{1-e^2}{e\sqrt{\mu p}} \frac{\partial R}{\partial e} \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{2\sqrt{p}}{\sqrt{\mu}} \frac{\partial R}{\partial \omega} \\ \frac{de}{dt} &= -\frac{1-e^2}{e\sqrt{\mu p}} \frac{\partial R}{\partial \omega} - \frac{p}{\mu e} \frac{\partial R}{\partial \tau} \\ \frac{d\tau}{dt} &= \frac{p}{\mu e} \frac{\partial R}{\partial e} \end{aligned} \tag{1}$$

У цих формулах через часткові похідні збурюючої (пертурбаційної) функції R по елементах орбіти виражені проекції збурюючого прискорення на радіус-вектор r , на перпендикуляр до нього в площині еліпса і на перпендикуляр до площини еліпса; μ – маса Землі. Для нашого випадку ця збурююча функція складається із збурюючої функції R_1 , що описує проекції збурюючого прискорення за рахунок несферичності Землі, та збурюючої функції R_2 , що описує проекції збурюючого прискорення, що створює сила опору атмосфери:

$$R = R_1 + R_2, \tag{2}$$

де $R_1 = \frac{f\mu}{r} - \frac{\varepsilon}{3r^3} (3 \sin^2 \psi - 1)$; тут $\varepsilon = f\mu a^2 (\alpha - \frac{m}{2})$; $m = \frac{u^2}{g_a} a$; f – прискорення сили земного тяжіння; ψ – геоцентрич-

на широта супутника; α – стиск: $\alpha = \frac{a-b}{a}$, a і b – екваторіальний і полярний радіуси Землі; u – кутова швидкість обертання Землі, g_a – прискорення сили земного тяжіння на екваторі; m – маса супутника.

Рівняння орбіти супутника має вигляд:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta}, \tag{3}$$

де ϑ – істинна аномалія. Звідси випливає, що мінімальне значення радіус-вектора r досягається при $\vartheta = 0$. Тоді відповідна точка орбіти – перицентр – називається перигеєм h_p . Максимальне значення r досягається при $\vartheta = \pi$, ця точка називається апогеєм h_a .

Далі приведемо формули для збурюючої функції R_2 , що описує проекції збурюючого прискорення, що створює сила опору атмосфери:

$$R_2 = \frac{C_D \cdot S}{m} \cdot \frac{\rho V^2}{2} = B \cdot \frac{\rho V^2}{2}, \tag{4}$$

де m – маса супутника (як і в R_1), V – швидкість руху супутника по орбіті, C_D – коефіцієнт аеродинамічного опору, S – площа перерізу ШСЗ, поперечного до вектора швидкості V , B – так званий балістичний коефіцієнт, ρ – густина атмосфери на певній висоті [4].

Для того, щоб система рівнянь (1), що описує рух супутника, була замкнутою, вводиться додаткове диференціальне рівняння, що визначає залежність істинної аномалії від часу t [5]:

$$r^2 \left(\frac{d\vartheta}{dt} + \frac{d\omega}{dt} + \cos i \frac{d\Omega}{dt} \right) = \sqrt{p f \mu}, \tag{5}$$

де похідні $\frac{d\omega}{dt}$ і $\frac{d\Omega}{dt}$ визначаються відповідними рівняннями з системи (1). На основі співвідношення (5) маємо

$$\frac{dt}{d\vartheta} = \frac{1}{\sqrt{\frac{p^2 \mu}{r^2} - \frac{d\omega}{dt} - \cos i}} \quad (6)$$

Система рівнянь (1) і (6) повністю визначає рух супутника. Вона є системою диференціальних рівнянь відносно елементів орбіти Ω, i, ω, p, e і часу t . Момент часу t і момент проходження ШСЗ через перицентр τ зв'язані з істинною аномалією ϑ рівнянням

$$t - \tau = \frac{p^{3/2}}{\sqrt{\mu_0}} \int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \quad (7)$$

При безпосередньому інтегруванні системи рівнянь (1) і (6) числовими методами може накопичитися велика похибка у визначенні шуканих параметрів, оскільки за весь час життя ШСЗ може здійснити навколо Землі тисячі обертів N , а крок інтегрування – обмежений. У такому випадку вигідно ввести нову незалежну змінну – аргумент широти u ; цей аргумент зв'язаний кількістю обертів N таким співвідношенням: $N = \frac{u}{2\pi}$, а з елементами орбіти – істинною аномалією ϑ і кутовою відстанню ω від висхідного вузла Ω [5]:

$$u = \vartheta + \omega. \quad (8)$$

Слід зазначити, що інтегрування рівнянь по змінній u є дуже вигідним для розрахунків, оскільки інтегрування по u проводиться від 0 до 2π . Для інтегрування був вибраний крок $\Delta\vartheta = 6^\circ$, для рівняння орбіти (3) – крок $\Delta p = 5$ км.

Постановка задачі. У даній роботі досліджено зв'язок між елементами орбіти ШСЗ на певний момент часу t та подальшою тривалістю існування супутника. Розроблена методика дає можливість швидко і надійно визначити час існування ШСЗ на орбіті.

Спостережуваний матеріал. Вхідні дані, необхідні для розрахунків рівнянь руху 15-ти супутників в елементах орбіти, взяті з бази даних USSTRATCOM [6]. На певний момент часу t вони наведені в табл. 1.

У роботі [7] розраховані балістичні параметри $q \sim \frac{1}{B}$, якими ми скористалися для досліджуваних нами супутників.

Оцінка часу існування супутника на орбіті Формули (3) і (7) дають можливість обчислити кількість обертів N супутника на орбіті від певного моменту часу t :

$$N = 2 \frac{p^2}{r^2} \int_0^{\vartheta} \frac{\cos \vartheta d\vartheta}{(1 + e \cdot \cos \vartheta)^3} \quad (9)$$

Таблиця 1

Елементи орбіт ШСЗ

№	№ _{шсз}	Дата на момент t	i , град	Ω , град	e	ω , град	ϑ , град	n_0 , витків за добу
1	12908	02.09.05	26.19	160.13	.0551	207.60	149.40	14.92
2	13578	02.08.05	98.88	140.32	.0021	226.30	133.70	15.28
3	14491	16.05.05	29.08	170.19	.0059	036.40	324.00	15.51
4	14814	01.08.05	73.99	036.82	.0007	162.45	199.87	15.65
5	20299	02.12.05	34.02	081.92	.0772	165.10	197.39	14.49
6	26873	02.09.05	82.46	344.22	.0006	231.08	129.01	15.85
7	27250	02.12.05	97.66	032.90	.0014	149.05	211.20	15.41
8	28505	02.01.06	82.55	262.48	.0120	089.41	270.60	15.79
9	28728	01.07.05	63.73	042.94	.0406	133.10	230.44	15.16
10	28743	16.08.05	63.71	250.36	.0331	120.96	242.52	15.27
11	28762	08.07.05	63.43	019.23	.0408	115.19	249.21	15.10
12	28771	02.10.05	63.61	097.67	.0351	124.50	238.91	15.21
13	28861	08.09.05	62.94	172.29	.0328	145.96	216.33	15.15
14	28873	27.09.05	96.34	097.51	.0020	199.59	160.46	15.88
15	28880	13.10.05	42.40	025.49	.0108	135.33	225.37	16.03

Примітка: колонки: 2 – номер ШСЗ в каталозі USSTRATCOM [6]; 3 – дата на певний момент t (число, місяць, останні цифри року); 4 – нахил орбіти i ; 5 – довгота висхідного вузла Ω ; 6 – ексцентриситет e ; 7 – аргумент перицентра ω ; 8 – істинна аномалія ϑ ; 9 – кількість орбітальних обертів супутника за добу n_0 .

Таблиця 2

Розраховані і спостережувані терміни існування ШСЗ на орбіті

№	№ _{шсз}	Дата на момент t	h_p , км	h_a , км	ν [5], м ³ /кг · с ²	q [7], кг · с ² /м ³	N	n_{calc} , діб	n_{obs} , діб	Δ_{o-c} , діб
1	12908	02.09.05	306	891	1446	1.035	1397	93	94	+1
2	13578	02.08.05	468	497	1571	1.017	1545	103	102	-1
3	14491	16.05.05	436	517	1779	1.163	1530	100	102	+2
4	14814	01.08.05	472	482	1787	0.642	1147	75	76	+1
5	20299	02.12.05	256	1531	1106	1.013	1092	78	80	+2
6	26873	02.09.05	429	518	1708	0.866	1469	93	96	+3
7	27250	02.12.05	440	454	1482	1.163	1275	83	85	+2
8	28505	02.01.06	350	500	1805	0.839	1607	102	104	+2
9	28728	01.07.05	262	815	537	1.074	500	33	32	-1
10	28743	16.08.05	298	731	1040	1.430	727	81	80	-1
11	28762	08.07.05	243	800	317	1.116	286	19	19	0
12	28771	02.10.05	322	771	886	0.694	1277	84	87	+3
13	28861	08.09.05	288	700	1045	1.197	894	59	57	-2
14	28873	27.09.05	365	392	444	1.040	427	27	29	+2
15	28880	13.10.05	307	387	245	1.096	224	14	13	-1

Примітка: колонки: 2 – номер ШСЗ в каталозі USSTRATCOM [6]; 3 – дата на певний момент t (число, місяць, останні цифри року); 4 і 5 – розраховані висоти перигею h_p і апогею h_a ; 6 – відповідний до них множник ν [5]; 7 – балістичний параметр q [7]; 8 – розрахована кількість обертів N від моменту часу t ; 9 – розрахований термін існування супутника в добах n_{calc} від моменту t ; 10 – спостережуваний час існування ШСЗ в добах n_{obs} від моменту t до дати згорання (дата моменту згорання взята з [8]); 11 – різниця між спостережуваним і розрахованим часом існування ШСЗ в добах Δ_{o-c} .

Для оцінки часу існування супутника перейдемо до інтегрування по змінній u (співвідношення (8)) та скористаємося деякими цілком прийнятними допущеннями: 1) опір атмосфери не викликає збурень довготи вузла Ω , тобто похідна $\frac{d\Omega}{du} = 0$; 2) при малих значеннях ексцентриситету e внаслідок значних змін r похідна $\frac{d\vartheta}{dt} = 0$; 3) протягом одного оберту зміни параметра p , ексцентриситету e і віддалі перигею від вузла ω можна вважати постійними, більше того $\Delta\omega = 0$. Оскільки за один оберт елементи орбіти p і e змінюються дуже мало, можна з високою точністю прийняти, що вказані зміни цих величин за один оберт дорівнюють похідним від цих елементів за кількістю обертів супутника N : $\frac{dp}{dN}$ і $\frac{de}{dN}$, де N пов'язане з u . У свою чергу похідні $\frac{dp}{du}$ і $\frac{de}{du}$ містять постійний множник – балістичний параметр q , який входить до пертурбаційної функції R_2 (4). Цей параметр q пов'язаний з кількістю обертів N супутника на орбіті множником ν [3]:

$$N = \frac{\nu}{q}$$

У роботі [5] подані затабульовані величини ν у строгій залежності від початкових значень висоти перигею h_p і висоти апогею h_a .

Отримані результати. Розрахунки часу існування в обертах N досліджуваних ШСЗ на орбіті від певного моменту часу t наведені в табл. 2. Там також міститься перерахунок цього часу на термін існування супутника в добах n_{calc} . Для порівняння наведено спостережувані терміни існування n_{obs} супутників на орбіті, що дало змогу провести тестування розробленої методики розрахунку.

Висновки. Отримані результати показують, що розроблена в даній роботі методика розрахунку часу життя ШСЗ залежно від елементів орбіти на певний момент часу є обґрунтованою, що підтвердили обчислення моментів падіння супутників на спостережуваному інтервалі часу. Різниця між розрахованим і спостережуваним часом існування ШСЗ не перевищує $\Delta_{o-c} = \pm 2 \div 3$ діб. Отже, точність викладеної методики є достатньою для отримання прогнозів про час існування супутників на орбіті. Для подальшого підвищення точності потрібно враховувати динамічну атмосферу та реальний вплив сонячної активності.

Список використаних джерел

1. Duboshin G.N. *Celestial mechanics (In Russian: Дубошин Г.Н. Небесная механика)*. – М., 1983.
2. Montenbruck O., Gill E. *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*. – Springer Science & Business Media, 2000.
3. Abalakin V.K., Axenov E.P. et al. *Reference guide in celestial mechanics and astrodynamics. (In Russian: Абалякин В.К., Аксенов Е.П. и др. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике)*. – М., 1976.

4. Picone J.M., Hedin A.E., Dro D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues // J. Geophys. Res. – 2002. – V.107, Issue A12. – P. SIA 15–1– SIA 15–16.
5. Ohotzinsky D.E., Eneev T.M., Taratinova G.P. Determination the lifetime of an artificial Earth satellite and investigation of the secular disturbances of its orbit (In Russian: Охотимский Д.Е., Энеев Т.М., Таратинова Г.П. Определение времени существования искусственного спутника Земли и исследования вековых возмущений его орбиты) // УФН. – 1957. – Т.63, Вып.1. – С. 33–50.
6. USSTRATCOM Satellite Orbits Catalogs [Electronic resource]. – [Cited 2017, 28 Feb.]. – Available from: <http://www.space-track.org/>
7. Britavsky N.E., Koshkin N.N., Shakun L.S. Prognosis of lifetime of low-orbit cosmic objects (In Russian: Бритаевский Н.Э., Кошкин Н.Н., Шакун Л.С. Прогноз времени существования низкоорбитальных космических объектов) // "Изучение объектов околоземного пространства и малых тел Солнечной системы": материалы международной научной конференции. – Николаев: Атолл, 2007. – С. 142–147.
8. Heavens-Above GmbH ("Heavens-Above") hosted by DLR/GSOC [Electronic resource]. – [Cited 2017, 28 Feb.]. – Available from: <http://www.heavens-above.com>

Надійшла до редколегії 13.03.17

М. Ковальчук, канд. физ.-мат. наук,
Е. Вовчик, канд. техн. наук,
М. Стодилка, д-р физ.-мат. наук,
А. Билинский, инж.,
А. Баран, канд. физ.-мат. наук,
М. Гирняк, инж., К. Мартынюк-Лотоцкий, инж.,
Астрономическая обсерватория Львовского национального университета имени Ивана Франко

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТЫ

Для описания движения искусственных спутников Земли (ИСЗ) в нецентральной поле земного тяготения при наличии сопротивления атмосферы используются дифференциальные уравнения Лагранжа для элементов орбиты. Исследована связь между элементами орбиты ИСЗ на определенный момент времени и дальнейшей продолжительностью существования спутника. Описана методика, дающая возможность быстро и надежно определить время существования ИСЗ на орбите. Для сравнения приведены наблюдаемые сроки существования спутников на орбите, что позволило протестировать предложенной методики расчета. Разница между рассчитанным и наблюдаемым временем существования ИСЗ не превышает 2–3 суток, что достаточно для получения прогнозов времени жизни спутников на орбите.

Ключевые слова: искусственные спутники Земли, элементы орбит, время существования спутника.

M. Koval'chuk, Ph. D., Ye. Vovchik, Ph. D., M. Stodilka, Dr.Sc., A. Bilinsky, eng.,
O. Baran, Ph.D., M. Hirnyak, eng., K. Martynyuk-Lototsky, eng.,
Astronomical Observatory of Ivan Franko National University of L'viv, L'viv

DETERMINATION OF THE LIFETIME OF ARTIFICIAL SATELLITES OF THE EARTH DEPENDING ON THEIR ELEMENTS OF ORBIT

Lagrange equations for the elements of orbit are used for description of the motion of artificial satellites of the Earth in noncentral Earth's gravity field at the presence of atmospheric drag. Relation between the elements of orbit of satellites at a certain time and further duration of the existence of satellites is investigated. We described the method that enables to define quickly and reliably the lifetime of satellites on an orbit. For comparison, the actual lifetimes of the selected satellites are brought, it gave an opportunity to test the presented calculation method. The error of the calculated and observed times of an existence of satellites does not exceed 2–3 days, so it is sufficiently for predictions of the lifetime of satellites on an orbit.

Key words: artificial satellites of the Earth, elements of an orbit, lifetime of a satellite.

УДК 521.16; 550.34

А. Казанцев, канд. физ.-мат. наук,
Л. Казанцева, канд. физ.-мат. наук,
Астрономічна обсерваторія

Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ

ПОШУК МОЖЛИВИХ ЗВ'ЯЗКІВ ГРАВІТАЦІЙНОГО ВПЛИВУ СОНЦЯ Й МІСЯЦЯ ІЗ ЗЕМЛЕТРУСАМИ

Якщо існує вплив Місяця й Сонця на виникнення землетрусів, то фізична природа такого впливу може бути лише гравітаційною. Можливий гравітаційний вплив викликає рівнодійна припливних сил цих тіл, а не їх окрема дія. Виконано розрахунки припливних сил Місяця й Сонця та їх рівнодійної для різних моментів часу і координат гіпоцентрів. Наведено попередні висновки про можливий вплив цих двох космічних тіл на виникнення землетрусів для різних точок земної поверхні та різних глибин.

Ключові слова: землетрус, припливна сила, Місяць, Сонце.

Вступ. Вплив Сонця й Місяця на землетруси вивчається вже понад століття. В останні роки кількість публікацій на цю тему зростає. В них гравітаційний вплив космічних тіл цілком логічно розглядається не як причина виникнення землетрусів, а як спусковий механізм, що в окремих випадках приводить до вивільнення енергії, накопиченої в надрах Землі самими ж підземними процесами. У переважній більшості публікацій на цю тему шукаються кореляційні зв'язки між кількістю та потужністю сейсмічних подій із фазами Місяця [3, 5, 6], відстанню Місяця від Землі [4], із періодом доби [5, 6].

Зрозуміло, що спусковий механізм дії Місяця й Сонця на виникнення землетрусів може бути лише гравітаційної природи. Зміщення порід в окремих гіпоцентрах відбувається під дією припливних сил. Припливна сила від окремого тіла (F_t) є векторною різницею між силою тяжіння з боку даного тіла в точці гіпоцентра F_h і силою тяжіння в центрі Землі F_c : $F_t = F_h - F_c$. Якщо точно, то слід казати про дію припливного прискорення, оскільки сила тяжіння зовнішнього тіла в центрі Землі та в гіпоцентрі прикладена до мас істотно різної величини. Оскільки термін "припливна сила" широко вживаний, то і ми також будемо його використовувати.