Мақалада спинтроникаға арналған көлемді материал ретінде Co_5Zn_{21} интерметалиді негізіндегі қорытпаны белгілі бір жағдайда қолдану мүмкіндіктері қарастырылады. Спинтроникада әліде қолданылатын қажетті қасиеттер (жартылай өткізгішті және ферромагнитті) жыйынтығы бар материалдар, жұқа қабықша ретінде жасалатын. Бізге белгілісі әдебиеттерде әлі де спинтроникаға арналған көлемді материалдарды алу жөніндегі мәліметтер кездеспейді. Көлемді материалдарды қолдану, спинтроника мүмкіндігін біршама кеңейту мүмкін. Сонымен қатар ұсынылып отырылған материалдың Кюри температурасы, бөлме температурасынан біршама жоғары ($T_к$=398К) болғандығы өте маңызды. Бұның бәрі ұсынылып отырылған Co_5Zn_{21} интерметалиді негізіндегі көлемді материал спинтроникада қолданыс табады деген сенімге арқау болады. Бұған қоса қажет болған жағдайда Co_5Zn_{21} интерметалиді негізіндегі үлгілерді жұқа қабықша ретінде жасау мүмкіндігі бар.

Поступила 07.07.2015 г.

N E W S
OF THE NATIONAL ACADEMY OF SCIENCES OF THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN
PHYSICO-MATHEMATICAL SERIES
ISSN 1991-346X
Volume 4, Number 302 (2015), 246 – 249

EXCLUSION OF SMALL DENOMINATORS IN THE TWO-BODY PROBLEM

M. D. Shinibaev[1], A. A. Bekov[1], E. A. Akinbekov[2], B. N. Rakhimzhanov[3], M. K. Baubekova[4], G. A. Abdulaeva[4]

[1]JSC «National Center of Space Researches and Technologies», Almaty, Kazakhstan;
[2]South-Kazakhstan State University after M.Auezov, Shymkent, Kazakhstan;
[3]Kokshetausky State University after Sh.Ualikhanov, Kokshetau, Kazakhstan;
[4]South-Kazakhstan State Pedagogical Institute, Shymkent, Kazakhstan.
E-mail: shinibaev_maxsut@mail.ru, bekov@mail.ru

Keywords: resonance, orbits, small denominator, the gravitational field, the force function, Earth satellite, polar coordinates.

Abstract. It is known that the problems of the mechanics of space flight in the majority cannot be solved in closed form in quadratures, therefore, apply various approximate methods for solving systems of differential equations of motion. One of the important methods of the study of perturbed motion of a space object associated with the construction of new types of intermediate orbits. All intermediate orbit, used in mechanics of space flight, can be divided into three types [1,3]:

1) the unperturbed Keplerian orbit;
2) semi-analytical intermediate orbit;
3) Nekipelova intermediate orbit.

Each of them has certain advantages and flaws. Give a brief description of the intermediate orbit.

The choice of the Keplerian orbit best when the eccentricity of the investigated orbit is small and the amount of time the movement is small. As soon as the eccentricity of the orbit is equal to and greater than the limit Laplace e = 0,667 of keplero the ellipse becomes unacceptable, so as decision submitted by the ranks, becoming divergent and to save the required accuracy of the calculations required values have to take into account a large number of members of these series.

Furthermore the orbits of type 1, 2 and type 3 can be resonant. That is, regardless of the decision of the investigator (in the odds) appear «small denominators». Therefore, as of today universal variables without «small denominators» is the question of the hour.

In the article are built such variables in the problem of two bodies.

УДК 531.1+629.195

ИСКЛЮЧЕНИЕ «МАЛЫХ ЗНАМЕНАТЕЛЕЙ» В ЗАДАЧЕ ДВУХ ТЕЛ

М. Д. Шинибаев[1], А. А. Беков[1], Е. А. Акинбеков[2], Б. Н. Рахимжанов[3], М. К. Баубекова[4], Ж. А. Абдулаева[4]

[1]АО «НЦКИТ», Алматы, Казахстан;
[2]Южно-Казахстанский государственный университет им. М. Ауезова, Шымкент, Казахстан;
[3]Кокшетауский государственный университет им. Ш.Уалиханова, Кокшетау, Казахстан;
[4]Южно-Казахстанский государственный педагогический институт, Шымкент, Казахстан

Ключевые слова: резонанс, орбита, малый знаменатель, поле тяготения, силовая функция, спутник Земли, полярные координаты.

Аннотация. Известно, что задачи механики космического полета в большинстве своем не могут быть проинтегрированы в замкнутом виде в квадратурах, поэтому применяются различные приближенные методы решения систем дифференциальных уравнений. Один из актуальных методов изучения возмущенного движения космического объекта связан с построением новых типов промежуточных орбит. Все промежуточные орбиты, применяемые в механике космического полета можно условно разделить на три вида [1, 3]:

1) невозмущенные кеплеровские орбиты;

2) полуаналитические промежуточные орбиты;

3) некеплеровские промежуточные орбиты.

Каждая из них обладает преимуществами и изъянами. Дадим краткую характеристику промежуточных орбит.

Выбор кеплеровской орбиты выгоден, когда эксцентриситет исследуемой орбиты мал и промежуток времени движения невелик. Как только эксцентриситет орбиты становится равным или больше предела Лапласа e = 0,667 кеплеров эллипс становится неприемлемым, так как решения, представленные рядами, становятся расходящимися и для сохранения требуемой точности вычислений искомых величин приходится учитывать большое количество членов этих рядов.

Кроме того все орбиты и типа 1, и типа 2, и типа 3 могут быть резонансными, то есть в решениях независимо от исследования (в коэффициентах) появляются «малые знаменатели». Поэтому на сегодня актуальны универсальные переменные без «малых знаменателей». В статье построены такие переменные в задаче двух тел.

Пусть тело P совершает движение около центра масс тела P_0, тогда в переделах задачи двух тел имеем следующие дифференциальные уравнения движения [1]

$$\left.\frac{d^2x}{dt^2}+\frac{\mu x}{r^3}=0,\ \ \frac{d^2y}{dt^2}+\frac{\mu y}{r^3}=0,\ \ \frac{d^2z}{dt^2}+\frac{\mu z}{r^3}=0\right\} \tag{1}$$

где $\bar{r}, x, y, z$ – радиус-вектор и координаты тела P; $\mu = f(m_0 + m)$; f – постоянная тяготения; m_0 – масса центрального тела P_0; $m \approx 0$ – масса пробного тела P.

Дифференциальные уравнения (1) допускают интегралы площадей:

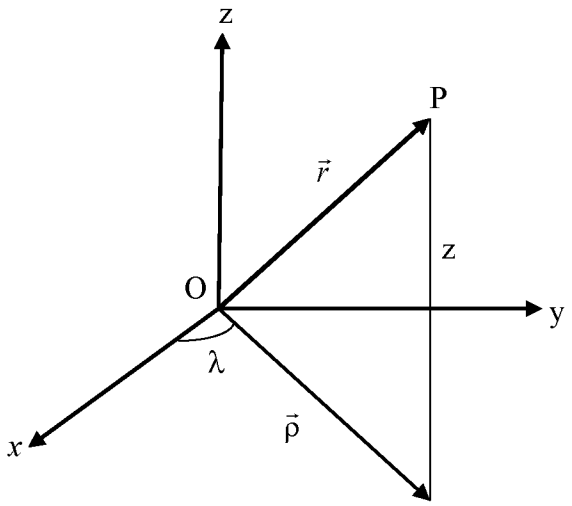
$$\left.y\frac{dz}{dt}-z\frac{dy}{dt}=C_1,\ \ z\frac{dx}{dt}-x\frac{dz}{dt}=C_2,\ \ x\dot{y}-y\dot{x}=C_3\right\} \tag{2}$$

и интеграл энергии

$$V^2=\frac{2\mu}{r}+h,\ V^2=\left(\frac{dx}{dt}\right)^2+\left(\frac{dy}{dt}\right)^2+\left(\frac{dz}{dt}\right)^2 \tag{3}$$

где h – постоянная интеграла энергии и $C=\sqrt{C_1^2+C_2^2+C_3^2}$ – постоянная интеграла площадей.

Перейдем к цилиндрической системе координат ρ, λ, z, где $r=\sqrt{\rho^2+z^2}$, ρ – проекция $\vec{r}$ на плоскость Oxy (где O – центр масс тела P_0), $\lambda = \angle(x, \rho)$ – истинная долгота.



$$x = \rho\cos\lambda,$$
$$y = \rho\sin\lambda,$$
$$z = z.$$

Тогда дифференциальные уравнения (1) будут иметь вид:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d^2\rho}{dt^2} - \rho\left(\frac{d\lambda}{dt}\right)^2 + \frac{\mu\rho}{r^3} = 0, \quad \frac{d}{dt}\left(\rho^2\frac{d\lambda}{dt}\right) = 0; \\ &\frac{d^2z}{dt^2} + \frac{\mu z}{r^3} = 0, \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

Из второго уравнения (4) имеем другую форму записи интеграла площадей

$$\rho^2\frac{d\lambda}{dt} = C, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{C}{\rho^2},$$

где C – постоянная интеграла площадей.

Введем новые безразмерные переменные в следующем виде [2]:

$$w = \frac{C^2}{\mu}\cdot\frac{1}{\rho}, \quad s = \frac{z}{\rho} = \frac{\mu}{C^2}zw, \tag{5}$$

тогда после перехода от (4) к уравнениям Клеро-Лапласа [1]

$$\left.\frac{d^2u}{d\lambda^2} + u = \frac{\mu}{C^2}(1+s^2)^{-\frac{3}{2}}, \quad u = \frac{1}{\rho}, \quad \frac{d^2s}{d\lambda^2} + s = 0,\right\} \tag{6}$$

найдем

$$\left.\frac{d^2w}{d\lambda^2} + w = (1+s^2)^{-\frac{3}{2}}, \quad \frac{d^2s}{d\lambda^2} + s = 0.\right\}, \tag{7}$$

При резонансе из (5) $\rho \to \infty$, $w \to 0$, и в случае отсутствия «финальных движений» z ограниченная функция $z < \rho$, поэтому из (6)-(7) $s = \xi\cdot w$, где $\xi = \frac{\mu z}{C^2}$ – безразмерная ограниченная величина, следовательно, при $\rho \to \infty$ переменные $w \to 0$, $\xi \to 0$, $s \to 0$ позволяют исключить «малые знаменатели».

Таким образом, мы нашли непрерывные универсальные безразмерные переменные w, ξ, s для задачи двух тел, которые не теряют смысла, как в резонансных, так и в нерезонансных областях движения пробного тела, что имеет практическую значимость во всех резонансных задачах теории космического полета.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / В.К.Абалакин, Е.П.Аксенов, Е.А.Гребеников, В.Г.Демин, Ю.А.Рябов.– М.: Наука, 1976.– 864 с.

[2] Шинибаев М.Д. Поступательно-вращательные движения твердого тела в стационарном и нестационарном поле тяготения Земли.– Алматы, 2010.- 132 с.

[3] Шинибаев М.Д. Поступательные движения пассивно гравитирующего тела в центральном и нецентральном поле тяготения.- Алматы: РИО ВАК РК, 2001.- 128 с.

REFERENCES

[1] Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoj mehanike i astrodinamike / V.K.Abalakin, E.P.Aksenov, E.A.Grebenikov, V.G.Demin, Ju.A.Raybov.–M.: Nauka, 1976.-864 s. (in Russ)

[2] Shinibaev M.D. Postupatelno- vrashatelnye dvigenij tverdogo tela v stacionarnom i nestacionarnom pole taygoteniya Zemli.– Almaty: Gilim, 2010.– 132 s. (in Russ).

[3] Shinibaev M.D. Postupatelnye dvigenij passivno gravitiruyoushego tela v centralnom i necentralnom pole taygotenia.- Almaty: RIO VAK RK, 2001.– 128 s. (in Russ).

«КІШІ БӨЛГІШТЕРДІ» ЕКІ ДЕНЕ ЕСЕБІНДЕ ЖОЮ ӘДІСІ

М. Д. Шыныбаев[1], А. А. Беков[1], Е. А. Ақынбеков[2], Б. Н. Рахымжанов[3], М. К. Баубекова[4], Ж. А. Абдулаева[4]

[1]«Ұлттық Ғарыштық Зерттеулер мен Технологиялар Орталығы» АҚ, Алматы, Қазақстан;
[2]М.Әуезов атындағы Оңтүстік Қазақстан мемлекеттік университеті, Шымкент, Қазақстан;
[3]«Ш.Уалиханов атындағы Көкшетау мемлекеттік университеті», Көкшетау, Қазақстан;
[4]Оңтүстік Қазақстан мемлекеттік педагогикалық институты, Шымкент, Қазақстан

Тірек сөздер: резонанс, орбита, кіші бөлгіш, тартылыс өрісі, күш функциясы, Жер серігі, полярлық координаттар.

Аннотация. Ғарыштық ұшу механикадағы дифференциалдық теңдеулер нақты түрде интегралданбайды, сондықтан түрлі жуықтап интегралдау әдістері қолданылады. Ғарыштық объектінің ауытқу қозғалысын зерттеудің өзекті әдістерінің бірі аралық орбитаның жаңа түрін құруға байланысты Ғарыштық ұшу механикасында қолданылатын барлық аралық орбиталарды шартты түрде үшке бөлуге болады:

1) ауытқымаған кеплер орбиталары;

2) жартылай аналитикалы орбиталар, олар кеплер элементтеріне сүйенеді;

3) кеплер элементтеріне тәуелсіз орбиталар.

Бұлардың ерекшеліктеріне байланысты тиімді және тиімсіз жақтары бар.

Қысқаша сипаттама беріп өтейік. Кеплер орбитасы эксцентриситет Лаплас шектеуіне тәуелді, e = 0,667 болғанда шешімді бейнелейтін қатарлар жинақталмай қалады да қолданыстан жарамсыздық танытады.

Тағы да 1,2 типті және 3-ші типті орталық орбиталар резонанстық қозғалыста болуы мүмкін. Осыған байланысты шешімдердегі коэффициенттерде «кіші бөлгіштер» пайда болады. Сондықтан әзір «кіші бөлгішсіз» айнымалыларды орнату өзекті проблема қатарына кіреді.

Мақалада осындай универсалдық айнымалылар екі дене есебінде орнатылды.

Поступила 07.07.2015 г.