

Summary

The algorithm of the calculation of the disintegration of the combined breaking is offered in problem nonlinear dynamics deformed solids. The Approximation of the field of the current in gap between central points of the accounting cell is presented in the manner of linear function instead of part-constant distribution. On base chosen approximations between nearby cell in nodes difference nets is built model of the mechanism of the exchange flow masses, pulse and energy. The Equations describe motion in the field of plastic and elastic deformation, but their decisions allow to build as field unceasing parameter motion, so - and on horse race when turning through fronts of the waves.

К.почевые слова: Deformation, strain, pressure, wave, equation, calculation, loading, elastic limit, compression, plastic wave, differential equation, fast wave, slow wave, diagram, description, longitudinal, transverse section, coordinates, time, disintegration, breaking.

Алматынский технологический университет

Поступила 05.09.2009 г.

УДК 629.015: 531.55.001

*С.Р. Бсенгали, Т. Сулейменов, *А.К. Жамиева, Ж.Б. Бакыт, Н. Османова*

О ЧИСЛЕННОМ РЕШЕНИИ УРАВНЕНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТ

Приведен анализ математических постановок задач для определения возмущенного движения искусственных спутников Земли по наземным измерениям, так как не всегда удастся решить ту или иную конкретную задачу, не смотря на наличие разнообразных методов и решения, и, во-вторых, в большинстве случаев не удастся проверить правильность полученного результата и оценить его точность [1]. Эти обстоятельства связаны с некоторыми особенностями задачи небесной механики и являются наиболее сложными с точки зрения анализа существования и единственности их решения и наиболее трудоемкими с точки зрения его фактического получения. Поэтому дефект, который может быть допущен на этапе постановки такой задачи, часто весьма трудно выявить, анализируя окончательный результат. В этой связи при решении такого рода задач нужно привлечь кибернетические методы для выявления первопричины дефектов в модели и учет их в реальности, это с одной стороны, а с другой, получение в компьютерном моделировании элементов орбит искусственных спутников [2]. Такие данные мог бы служить как детерминированные базы знаний экспертных систем и средств технической диагностики в рассматриваемой области исследования.

Для примера нами рассмотрены дифференциальные уравнения возмущенного движения искусственных спутников. Пусть искусственный спутник движется в пространстве под действием притяжения материальной точки и добавочной возмущающей силы. Возмущающая сила является произвольной функцией времени положения и скорости искусственного спутника. Тогда в прямоугольных абсолютных системах координат X, Y, Z можно записать следующее дифференциальное уравнения:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= x' \\ \frac{dx}{dt} &= -\mu \frac{x}{r^3} + Fx \\ \frac{dy}{dt} &= y' \\ \frac{dy}{dt} &= -\mu \frac{y}{r^3} + Fy \\ \frac{dz}{dt} &= z' \end{aligned} \tag{1}$$

• **Физика-математика гылымдары**

$$\frac{dz}{dt} = \frac{z}{r^3} + F_z$$

где F_x, F_y, F_z - проекции возмущающей силы F , $\mu = G(M+m)$, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, G - гравитационная постоянная.

Здесь возмущающие силы могут быть вызваны следующими причинами:

во - первых, нецентральностью поля притяжения Земли, обусловленной сжатием ее и неравномерным распределением масс внутри ее, во - вторых, влияние Солнца, Луны и соседних планет.

Для решения этой задачи рассмотрим движения искусственного спутника относительно Земли. В геоцентрической системе уравнения движения с учетом второй зональной гармоники Земли запишется следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V_x, \\ \frac{dy}{dt} &= (Q^2 - A)x + 2QV_y - yV_x, \\ \frac{dz}{dt} &= V_z, \\ \frac{dV_x}{dt} &= (Q^2 - A)x - 2QV_y - V_x, \\ \frac{dV_y}{dt} &= (Q^2 - A)y + 2QV_x - V_y, \\ \frac{dV_z}{dt} &= -V_z \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} A &= B [a_{00} + C(D - 1)], \quad B = \frac{1}{r} \frac{R}{r}, \\ C &= \frac{3}{2} \frac{f R^2}{r^3}, \quad D = \frac{1}{2} \frac{J_2}{r^2}, \quad \text{"00} = \frac{7}{8} P \\ \text{"02} &= -\frac{7}{8} \frac{J_2}{r^2}, \quad \text{"11} = \frac{1}{2} \frac{J_2}{r^2}, \quad \text{"22} = \frac{1}{2} \frac{J_2}{r^2}, \quad V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \end{aligned}$$

где p_0, P_2 - коэффициенты разложения потенциала ускорения силы притяжения Земли в ряд, R - средний радиус Земли, ρ - плотность среды, γ - коэффициент сопротивления среды, Q - угловая скорость.

Для решения данного уравнения нами принят алгоритм Верле, который успешно применен в методе молекулярной динамики.

Опишем более подробно алгоритм метода молекулярной динамики и расчеты некоторых структурных и кинетических функций. Классические уравнения движения Ньютона интегрируются различными методами. Если обозначим x_l, y_l, z_l - начальные координаты искусственного спутника системы, то алгоритм Верле представляет собой следующую процедуру на каждом шаге с номером n . Сначала рассчитывается положение искусственного спутника

$$\begin{aligned} x^{(n+1)} &= x^{(n)} + \Delta t * V_x, \\ y^{(n+1)} &= y^{(n)} + \Delta t * V_y, \\ z^{(n+1)} &= z^{(n)} + \Delta t * V_z, \end{aligned}$$

Δt - временной шаг интегрирования.

Затем, вычисляется величина ускорения по следующим формулам

• Физико-математические науки

$$a_{i,R^{(n+1)}} = \frac{F_i^{(n+1)}}{m}$$

$$\frac{d^2 R_i^{(n+1)}}{dt^2} = \frac{F_i^{(n+1)}}{m}$$

где F_{ix}, F_{iy}, F_{iz} - составляющая силы по оси X, Y, Z , и представляет собой правую часть уравнений (1) действующей на искусственному спутнику со стороны других тел системы на $n + 1$ -м шаге по времени, при этом силы F_{ix}, F_{iy}, F_{iz} равны

$$F_i^{(n+1)} = \sum_{l=1,1,1} \frac{R_i^{(n+1)} - R_i^{(n)}}{R^{i+4}} \frac{dv(R^{(n+1)})}{dR}$$

Здесь

$$R = iR_x + lR_y + R_z,$$

$$R_j = R_x + R_y + R_z,$$

$$R = \sqrt{(R_x - R_i)^2 + (R_y - R_j)^2 + (R_z - R_k)^2},$$

$$R_i = i(R_x - R_i) + j(R_y - R_j) + k(R_z - R_k).$$

По этим формулам подсчитываются координаты и по найденному ускорению новое значение скорости и координаты, в частности для координат

$$x_i^{(n+1)} = x_i^{(n+1)} + \frac{1}{2} \Delta t (v_{ix}^{(n+4)} + v_{ix}^{(n+1)}),$$

$$y_i^{(n+1)} = y_i^{(n+1)} + 2 \Delta t (v_{iy}^{(n+4)} + v_{iy}^{(n+1)}),$$

$$z_i^{(n+1)} = z_i^{(n+1)} + \frac{1}{2} \Delta t (v_{iz}^{(n+4)} + v_{iz}^{(n+1)}).$$

Если i - координата искусственного спутника окажется $x_i > L, y_i > L, z_i > L$, то вводятся новая координата

$$x' = x_i - L,$$

$$y' = y_i - L,$$

$$z' = z_i - L.$$

а если, наоборот, $x_i < 0$, то

$$x' = x_i + L,$$

$$y' = y_i + L,$$

$$z' = z_i + L,$$

где L - допустимой интервал для координаты.

Данной процедурой осуществляется корректировка координат искусственного спутника системы.

Здесь следует заметить, что ускорение i - искусственного спутника вычисляется исходя из взаимодействия со всеми космическими телами, попадающими в определенный радиус взаимодействия.

С учетом этого строится матрица ускорений

$$\begin{aligned}\vec{a}_1 &= 0 + \vec{a}_{12} + \vec{a}_{13} + \dots + \vec{a}_{1N}, \\ \vec{a}_2 &= \vec{a}_{12} + 0 + \vec{a}_{13} + \dots + \vec{a}_{2N}, \\ \vec{a}_i &= \vec{a}_{i1} + \vec{a}_{i2} + \vec{a}_{i3} + \dots + 0 + \dots + \vec{a}_{iN}, \\ \vec{a}_N &= \vec{a}_{N1} + \vec{a}_{N2} + \vec{a}_{N3} + \dots + \vec{a}_{Ni} + 0.\end{aligned}$$

Очевидно, что вычисление ускорений требует расчета только верхней половины указанной матрицы.

Таким образом, в результате численного решения уравнения (2) можно получить следующие параметры орбит искусственных спутников:

- P_s – период обращения вокруг Земли
- e – эксцентриситет орбиты
- i – наклон орбиты к плоскости экватора
- Ω^0 – долгота восходящего узла
- ω – аргумент перигея и др.

Иными словами вектор состояния искусственный спутник – ориентир, подлежащий оцениванию по результатам измерений и моделированию, можно записать в виде:

$$Z_2 = \{P_s, e, i, \Omega^0, \omega\}$$

Полученный вектор состояния поможет создать динамическую базу знаний для экспертных систем и системы технического прогнозирования элементов орбит и решения уравнения (2) написанная на языке FORTRAN PS4. Данная разработанная программа может быть использована в «Квантово - оптической системе Сажень-С» в полигоне Сары-Шаган (Казахстан) [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Брандин В.Н., Разоренов Г.Н. Определение траекторий космических аппаратов, 1978. - 216 с.
2. Arbib M.A. Common Framework for Automata Theory and Control Theory. – J. Soc. Int. appl. Math., No.2, 1965, p. 5 – 13.
3. Есенгали С.Р. О методе расчета момента запуска геостационарных спутников по эволюционной диаграмме.// Материалы международной научно – практической конференции. «Актуальные проблемы науки», Выпуск VI, том III, стр. 21 – 23, Р.Ф., Кузнец, 2009 г.

Резюме

Осы жұмыста алгоритм Верле негізінде Жердің жасанды серіктерінің ұйытқулы қозғалысын анықтауға арналған сандық есептердің математикалық аспектілерін талдау келтірілген. Қазіргі кезде кең көлемде белгілі және молекулалық динамика облысында қолданылып жүрген сандық әдістің арқасында ұйытқулы қозғалысты зерттеу жеңілденеді.

Summary

In persisting work is brought analysis mathematical aspect numerical calculation for determination of the outraged motion artificial satellite on base of the algorithm Verlet. The Studies of the outraged motion is simplified due to using to him broadly known and well recommended itself numerical methods from area molecular dynamics.

*Евразийский Национальный университет им. Л.Н.Гумилева. г. Астана;
*Интеллектуальная школа Первого Президента Республики Казахстан,
г. Астана*

Поступила 10.11.2009 г.