

1. Кирш Ю. А., Зажирей В. Д. Особенности физиологического действия поливинилпирролидона и его композиций с лекарственными веществами // Синтетические полимеры медицинского назначения. — Ташкент: Медицина, 1984.— С. 154—162.
2. Платз Н. А., Васильев А. Е. Физиологически активные полимеры. — М.: Химия, 1986.—296 с.
3. Синтез, свойства и применение полимеров на основе N-виниллактамов. — Ташкент: Фан, 1990.—231 с.
4. Сидельковская Ф. А. Химия винилпирролидона и его полимеров. — М.: Наука, 1970.—110 с.
5. Справочник по кровезаменителям и препаратам крови / Под. ред. А. И. Бурназяна. — М.: Медицина, 1969.—148 с.
6. Чміленко Ф. А., Коробова І. В., Даниленко Л. Н. Іонометрическе определение полимерного ПАВ с использованием неорганического или органического анионов как противо-

иона электродно-активного вещества // Журн. аналит. химии.—2000.—55, № 11.—С. 1179—1183.

USE AND IONOMETRIC QUALITY SURVEILLANCE OF PREPARATIONS BASED ON POLYVINYL PYRROLIDONE

F. A. Chmilenko, I. V. Korobova, O. V. Mikulenko,
T. S. Chmilenko, M. V. Kharun

We consider the use polyvinylpyrrolidone as a component of medicinal preparations for the elongation of the action of biological-active substances and for the decrease of the intoxication of the organism working under extreme conditions. The ionometric method for the control of the polymer content of the medicinal forms of dezintoxic type is proposed.

УДК 629.78

ПОСТРОЕНИЕ БЕСКОНФЛИКТНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

© А. В. Кузнецов, В. А. Ларин, Т. В. Лабуткина

Дніпропетровський національний університет

Запопоновано методику «швидкої» перевірки можливостей механічних конфліктів (зіткнень) між спутниками орбітального уgrupuvannya, призначену для аналізу «багатосупутниковых» систем на початкових етапах проектування.

В настоящее время проектируются и вводятся в эксплуатацию все новые нестационарные спутниковые системы. Космический сегмент многих из них включает в себя до 100 и более космических аппаратов, что значительно усложняет задачи анализа и синтеза, решаемые при проектировании. Поэтому есть необходимость разработки новых эффективных методов проектирования «многоспутниковых» систем.

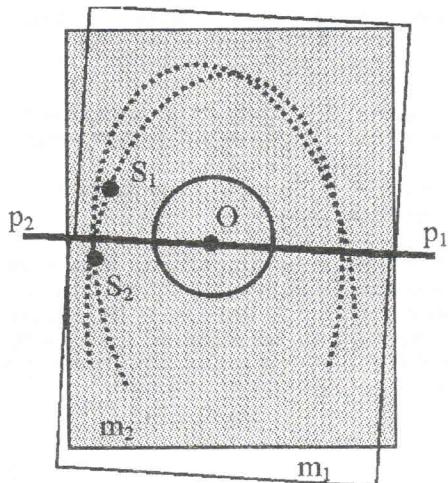
Построение оптимальной для целей эксплуатации орбитальной группировки (выбор параметров кеплеровых орбит) — сложная задача, требующая анализа многих вариантов проектных решений. Каждое из них приемлемо лишь в том случае, если выполняется важнейшее условие нормального функционирования системы, — исключена возможность механических «конфликтов» (столкновений) между спутниками. При этом следует учитывать, что «реальный» спутник движется по возмущенной орбите и в каждый момент времени может находиться на некотором расстоянии от номинального положения.

Один из подходов к решению задачи анализа возможности механических конфликтов — моделирование движения спутников системы и исследова-

ние изменения расстояния между ними. Однако в случае «многоспутниковых» систем это требует существенных временных затрат. Поэтому на начальных этапах проектирования такой подход неудобен.

В данной статье предложена методика «быстрой» проверки возможности конфликтов для спутниковых систем, параметры орбит которых (эксцентриситет e , высота перигея h_p , аргумент перигея ω , наклонение i , долгота восходящего узла Ω и время прохождения перигея τ) различаются только значениями Ω и τ .

Рассматривается движение по кеплеровым орбитам (будем называть их номинальными). Принято упрощающее положение: «возмущенный» спутник в каждый момент времени может находиться внутри ограниченного сферой (назовем ее критической). Центр сферы совпадает с номинальным положением спутника, а радиус R_{kp} равен максимально допустимому отклонению от этого положения (R_{kp} определяется, исходя из предполагаемой точности корректировки орбиты). Под конфликтной ситуацией понимается сближение спутников на расстояние L_{kp} , меньшее двух радиусов критических сфер ($L_{kp} < 2R_{kp}$).

Рис. 1. Плоскости орбит спутников S_1 и S_2

Проверка возможности конфликтных ситуаций осуществляется для спутников, находящихся в различных орбитальных плоскостях. Пусть, например, рассматриваются орбитальные плоскости m_1 и m_2 (рис. 1), число спутников в которых n_1 и n_2 соответственно. Вначале для анализа выбираются по одному спутнику в каждой из этих орбитальных плоскостей. Например, спутник S_1 (с параметрами h_p , e , ω , i , Ω_1 , τ_1) в плоскости m_1 и S_2 (с параметрами h_p , e , ω , i , Ω_2 , τ_2) в плоскости m_2 .

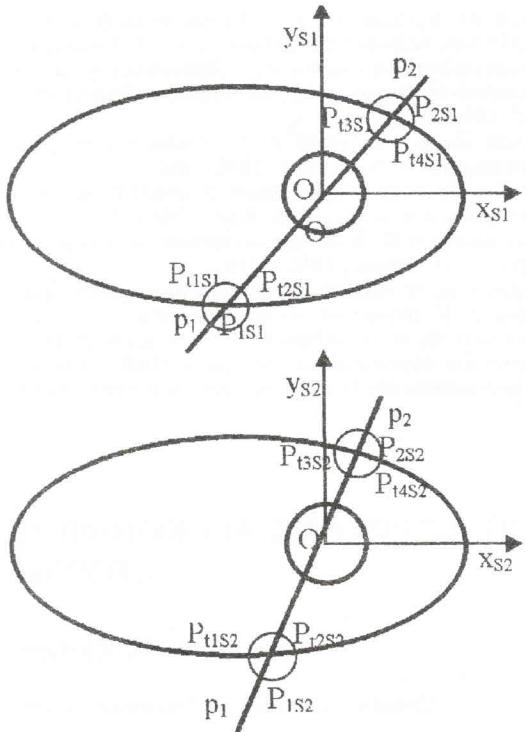
Для каждого из этих спутников находятся координаты соответствующей геоцентрической орбитальной системы для точек пересечения их траекторий с линией пересечения плоскостей m_1 и m_2 (прямой p_1p_2 на рис. 1, 2) — координаты точек P_{1S1} , P_{2S1} в системе $Ox_{S1}y_{S1}z_{S1}$ для спутника S_1 и точек P_{1S2} , P_{2S2} в системе $Ox_{S2}y_{S2}z_{S2}$ для спутника S_2 (в этих точках возможно максимальное сближение спутников, поэтому будем называть их опасными).

Прямую, являющуюся линией пересечения орбитальных плоскостей m_1 и m_2 (p_1p_2), задает система уравнений, каждое из которых определяет соответствующую плоскость:

$$\begin{aligned} A_1x + B_1y + C_1z &= 0, \\ A_2x + B_2y + C_2z &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где $A_1 = \sin(i)\sin(\Omega_1)$, $B_1 = -\sin(i)\cos(\Omega_1)$, $C_1 = \cos(i)$, $A_2 = \sin(i)\sin(\Omega_2)$, $B_2 = -\sin(i)\cos(\Omega_2)$, $C_2 = \cos(i)$.

Координаты точек P_{1S1} и P_{2S1} должны удовлетворять уравнению, описывающему траекторию движ-

Рис. 2. Картина в плоскости орбит спутников S_1 и S_2

жения спутника S_1 , — уравнению эллипса, записанному, в частности, в системе $Ox_{S1}y_{S1}z_{S1}$ с учетом $z_{S1} = 0$. Кроме того, так как эти точки находятся на линии пересечения плоскостей m_1 и m_2 , их координаты должны удовлетворять уравнению плоскости орбиты спутника S_2 , которое записано в геоцентрической экваториальной системе. Поэтому для нахождения координат точек P_{1S1} (x_{P1S1} , y_{P1S1}) и P_{2S1} (x_{P2S1} , y_{P2S1}) решается система

$$\frac{(x_{S1} - (a - r_p))^2}{a^2} + \frac{y_{S1}^2}{b^2} = 1,$$

$$\begin{aligned} A_2(m_{S111}x_{S1} + m_{S112}y_{S1}) + B_2(m_{S121}x_{S1} + m_{S122}y_{S1}) + \\ + C_2(m_{S131}x_{S1} + m_{S132}y_{S1}) = 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где r_p — радиус перигея, a , b — большая и малая полуоси орбит спутников системы, а элементы матрицы M_{S1} , с использованием которой выполняется переход от координат геоцентрической орбитальной системы координат спутника S_1 к координатам геоцентрической экваториальной системы задаются выражениями

$$m_{S111} = \cos(\Omega_1)\cos(\omega) - \sin(\Omega_1)\sin(\omega)\cos(i),$$

$$m_{S112} = -\cos(\Omega_1)\sin(\omega) - \sin(\Omega_1)\cos(\omega)\cos(i),$$

$$\begin{aligned}m_{S121} &= \sin(\Omega_1)\cos(\omega) + \cos(\Omega_1)\sin(\omega)\cos(i), \\m_{S122} &= \cos(\Omega_1)\cos(\omega)\cos(i) - \sin(\Omega_1)\sin(\omega), \\m_{S131} &= \sin(\omega)\sin(i), \\m_{S132} &= \cos(\omega)\sin(i).\end{aligned}$$

Координаты точек P_{1S2} (x_{P1S2} , y_{P1S2}) и P_{2S2} (x_{P2S2} , y_{P2S2}) определяются путем решения системы уравнений

$$\begin{aligned}\frac{(x_{S2} - (a - r_p))^2}{a^2} + \frac{y_{S2}^2}{b^2} &= 1, \\A_1(m_{S211}x_{S2} + m_{S212}y_{S2}) + B_1(m_{S221}x_{S2} + m_{S222}y_{S2}) + \\+ C_1(m_{S231}x_{S2} + m_{S232}y_{S2}) &= 0,\end{aligned}\quad (3)$$

где

$$\begin{aligned}m_{S211} &= \cos(\Omega_2)\cos(\omega) - \sin(\Omega_2)\sin(\omega)\cos(i), \\m_{S212} &= -\cos(\Omega_2)\sin(\omega) - \sin(\Omega_2)\cos(\omega)\cos(i), \\m_{S221} &= \sin(\Omega_2)\cos(\omega) + \cos(\Omega_2)\sin(\omega)\cos(i), \\m_{S222} &= \cos(\Omega_2)\cos(\omega)\cos(i) - \sin(\Omega_2)\sin(\omega), \\m_{S231} &= \sin(\omega)\sin(i), \\m_{S232} &= \cos(\omega)\sin(i).\end{aligned}$$

Так как положение «возмущенного» спутника не совпадает с номинальным, проверку возможности механического конфликта следует выполнять для точек орбиты, координаты которых удовлетворяют условиям

$$\begin{aligned}(x_{S1} - x_{P1S1})^2 + (y_{S1} - y_{P1S1})^2 &< R_{kp}, \\(x_{S1} - x_{P2S1})^2 + (y_{S1} - y_{P2S1})^2 &< R_{kp}\end{aligned}$$

в случае спутника S_1 и

$$\begin{aligned}(x_{S2} - x_{P1S2})^2 + (y_{S2} - y_{P1S2})^2 &< R_{kp}, \\(x_{S2} - x_{P2S2})^2 + (y_{S2} - y_{P2S2})^2 &< R_{kp}\end{aligned}$$

в случае S_2 . Таким образом, рассматриваются «опасные» участки орбиты — ограниченные окружностями, радиусы которых равны R_{kp} , а центры — в точках P_{1S1} , P_{2S1} для спутника S_1 и P_{1S2} , P_{2S2} для S_2 .

Координаты точек P_{t1S1} (x_{t1S1} , y_{t1S1}) и P_{t2S1} (x_{t2S1} , y_{t2S1}) (рис. 2), ограничивающих опасный участок орбиты, определяются путем решения системы уравнений

$$\begin{aligned}\frac{(x_{S1} - (a - r_p))^2}{a^2} + \frac{y_{S1}^2}{b^2} &= 1, \\(x_{S1} - x_{P1S1})^2 + (y_{S1} - y_{P1S1})^2 &= R_{kp}^2,\end{aligned}\quad (4)$$

а координаты точек P_{t3S1} (x_{t3S1} , y_{t3S1}) и P_{t4S1} (x_{t4S1} , y_{t4S1}) — из системы уравнений

$$\begin{aligned}\frac{(x_{S1} - (a - r_p))^2}{a^2} + \frac{y_{S1}^2}{b^2} &= 1, \\(x_{S1} - x_{P2S1})^2 + (y_{S1} - y_{P2S1})^2 &= R_{kp}^2,\end{aligned}\quad (5)$$

Аналогично рассчитываются координаты точек P_{t1S2} , P_{t2S2} и P_{t3S2} , P_{t4S2} для спутника S_2 .

С использованием найденных координат точек P_{t1S1} , P_{t2S1} , P_{t3S1} , P_{t4S1} по формулам, приведенным в [1], определяются истинные аномалии, соответствующие положению спутника S_1 в этих точках — θ_{t1S1} , θ_{t2S1} , θ_{t3S1} , θ_{t4S1} , и далее — моменты времени t_{1S1} , t_{2S1} , t_{3S1} , t_{4S1} прохождения спутником этих точек. Таким же образом находятся моменты времени t_{1S2} , t_{2S2} , t_{3S2} , t_{4S2} для спутника S_2 .

Далее рассматривается интервал времени $[\tau_{\min}, \tau_{\max} + T]$, где $\tau_{\min} = \min(\tau_1, \tau_2)$, $\tau_{\max} = \max(\tau_1, \tau_2)$ (рис. 3), а T — период обращения спутников. Если на этом интервале отрезок $[t_{1S1}, t_{2S1}]$ или $[t_{3S1}, t_{4S1}]$ пересекается с соответствующим из отрезков $[t_{1S2}, t_{2S2}]$ или $[t_{3S2}, t_{4S2}]$, то при выбранном значении параметров орбит спутников S_1 и S_2 между ними возможна конфликтная ситуация.

Если для спутника S_1 найдены опасные отрезки времени, то для любого из остальных $n_1 - 1$ спутников орбитальной плоскости m_1 , например спутника S_i , опасные отрезки времени определяются путем сдвига по оси времени опасных отрезков спутника S_1 на величину разности моментов τ_i и τ_1 времени прохождения перигея спутниками S_i и S_1 соответственно:

$$\Delta_{ti} = \tau_i - \tau_1.$$

При этом

$$\begin{aligned}[t_{1S1}, t_{2S1}] &= [t_{1S1} + \Delta_{ti}, t_{2S1} + \Delta_{ti}], \\[t_{3S1}, t_{4S1}] &= [t_{3S1} + \Delta_{ti}, t_{4S1} + \Delta_{ti}].\end{aligned}$$

Аналогично находятся опасные отрезки времени для любого из остальных $n_2 - 1$ спутников орбитальной плоскости m_2 , например спутника S_j :

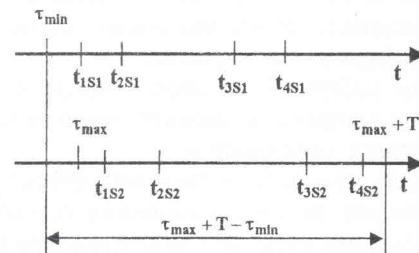


Рис. 3. Рассматриваемый отрезок времени

$$[t_{1Sj}, t_{2Sj}] = [t_{1S1} + \Delta_{ej}, t_{2S1} + \Delta_{ej}],$$

$$[t_{3Sj}, t_{4Sj}] = [t_{3S1} + \Delta_{ej}, t_{4S1} + \Delta_{ej}],$$

где $\Delta_{ej} = \tau_j - \tau_1$. Если для какой-либо пары спутников, принадлежащих различным орбитальным плоскостям, опасные отрезки времени перекрываются, то при выбранном проектном решении возможны механические конфликты, и необходимо его скорректировать.

Предложенный подход позволяет анализировать возможность конфликтных ситуаций на несколько порядков быстрее по сравнению с исследованием изменения расстояния между спутниками при моделировании их движения, так как при моделировании на каждом шаге по времени выполняется ряд вычислений с применением численных методов, а в рассматриваемом случае для анализа конфликтов между спутниками двух орбитальных плоскостей

один раз и только для одной пары спутников этих плоскостей решаются системы уравнений (2)–(5) и далее рассматриваются опасные отрезки времени

Представленная методика может быть использована для анализа «многоспутниковых» систем на начальных этапах проектирования.

1. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990.—448 с.

CONSTRUCTING NON-CONFLICT ORBITAL SATELLITE CONSTELLATION

A. V. Kuznetsov, V. A. Larin, T. V. Labutkina

A method for «quick» checking of the possibility of mechanical conflicts (collisions) between satellites of a constellation is proposed. The method is suitable for the analysis of multi-satellite constellations in the early stages of their design.

УДК 612.82

ЗВУКОВЫЕ ВЛИЯНИЯ НА ДВИГАТЕЛЬНУЮ АКТИВНОСТЬ ПАЛЬЦЕВ ВЕРХНЕЙ КОНЕЧНОСТИ

© Е. А. Ильченко

Дніпропетровський національний університет

Досліджується характер взаємодії структур, що керують рухом м'язів, скорочення яких приводить до дії пальців руки людини. У проведених дослідах були отримані механограми скорочення пальців руки під впливом на слуховий аналізатор звукових подразнень різної частоти.

Анализ таких біологіческих систем, как пальцы, которые можно рассматривать как отдельные физиологические единицы в составе более сложной системы кисти руки, позволяет определить оптимальные условия работы этой системы [1–4].

Внешними воздействиями, ведущими к сдвигу «рабочего диапазона» пальца, могут служить: отягощение, длительная работа [5], изменение кровоснабжения работающих мышц [4], различные травматические нарушения верхних конечностей [1]. Именно анализ таких воздействий позволяет выяснить условия, обеспечивающие оптимальное сгибание пальцев руки человека.

Предметом работы было исследование воздействия звуковых влияний на двигательную активность пальцев верхних конечностей.

Звук может изменять конечный эффект двигательной реакции за счет изменения соотношения между отдельными звенями двигательного аппарата [1–4].

Для физиологических реакций важное значение имеет сила внешних раздражителей.

В наших исследованиях регистрировались механограммы пальцев руки человека, вызванные стимуляцией активных точек предплечья на фоне звукового раздражителя различной силы и высоты.

Для изучения возможного влияния звуковых колебаний на двигательную реакцию пальцев верхней конечности использовался низкочастотный генератор сигналов Г3-118. Испытуемый надевал головные телефоны, к которым подавали различные по частоте и уровню интенсивности электрические звуковые колебания. Использовались частоты 1, 5, 10, 15 кГц при уровне интенсивности звуковых колебаний 60 дБ.

Был также разработан и использован модулятор, посредством которого периодически (с частотой 1–2 Гц) изменялась амплитуда звуковых колебаний.

Было обнаружено, что звуковые колебания оказывают различные влияния на динамику амплитуд-