электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

УДК 629.786, 629.783

Исследование эволюции орбиты микроспутника Бауманец-2

***Иванов С.Г.**, студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
«Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

***Калдаров И.С.**, студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
«Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

***Гришко Д.А.**, студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
«Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

Научный руководитель: Баранов А.А., к.ф.-м.н. доцент,
в.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша
kafsm3@sm.bmstu.ru

Студенческий микроспутник Бауманец-2, в настоящее время создаваемый на предприятии «НПО Машиностроение» совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана, предназначен для решения научно-образовательных задач. Помимо выполнения научных экспериментов и осуществления съёмки земной поверхности, создаваемый космический аппарат (КА) призван вовлечь студентов ракетно-космических специальностей в процесс изготовления, испытаний и эксплуатации космической техники.

В рамках создания наземного сегмента сопровождения полёта проектируемого КА студентами МГТУ им. Н.Э. Баумана осуществлён численный долговременный прогноз его движения вокруг Земли, исследованы особенности эволюции параметров орбиты.

Движение космического аппарата в центральном поле притяжения может быть описано системой дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах [1]:

$$
\begin{cases}
\frac{dp}{dt} = 2 \cdot r \cdot \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot T \\
\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{\sqrt{p \cdot \mu}} \cdot \frac{sinu}{sini} \cdot W \\
\frac{di}{dt} = \frac{r}{\sqrt{p \cdot \mu}} \cdot cosu \cdot W \\
\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left(S \cdot sin\vartheta + T \cdot \frac{e \cdot r}{p} + T \cdot \left(1 + \frac{r}{p}\right) \cdot cos\vartheta\right) \\
\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \cdot \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left(-S \cdot cos\vartheta + T \cdot \left(1 + \frac{r}{p}\right) \cdot sin\vartheta - \frac{e \cdot r}{p} \cdot ctgi \cdot sinu \cdot W\right) \\
\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{p \cdot \mu}}{r^2} \cdot (1 - \frac{r^3}{p \cdot \mu} \cdot ctgi \cdot sinu \cdot W)
\end{cases}
$$

В данной системе уравнений возмущающие ускорения S, T, W можно рассматривать как сумму радиальной, трансверсальной и бинормальной составляющих ускорений, возникающих вследствие нецентральности реального поля тяготения Земли и наличия атмосферы на высотах функционирования КА:

$$S = S_{\text{грав}} + S_{\text{атм}};\ T = T_{\text{грав}} + T_{\text{атм}}\ ; W = W_{\text{грав}} + W_{\text{атм}}.$$

Компоненты возмущающего гравитационного ускорения определяются как частные производные от гравитационного потенциала Земли, который обычно представлен в виде ряда Лежандра [2]:

$$U = \frac{fM}{r}\left\{1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{r_0}{r}\right)^n P_n(\sin\varphi) + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{r_0}{r}\right)^n P_{n,m}(\sin\varphi)\left[C_{n,m}\cos m\lambda + S_{n,m}\sin m\lambda\right]\right\},$$

где r_0 – экваториальный радиус планеты, $sin\varphi = sini \cdot sinu$, тогда выражение для компонент гравитационного ускорения имеет вид:

$$\begin{cases} S = \frac{\partial U}{\partial r} \\ T = \frac{1}{r}\frac{\partial U}{\partial u} \\ W = \frac{1}{r \cdot sinu}\frac{\partial U}{\partial i} \end{cases}$$

Проекции возмущающего ускорения от сопротивления атмосферы определяются формулами [2]:

$$T = -\Phi_a \frac{1 + e \cdot cos\,\vartheta}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cdot cos\,\vartheta}},$$

$$S = -\Phi_a \frac{e \cdot sin\,\vartheta}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cdot cos\,\vartheta}},$$

$$W = 0,$$

где Φ_a – множитель, учитывающий конструктивный баллистический коэффициент, плотность атмосферы регламентирована ГОСТ [3]:

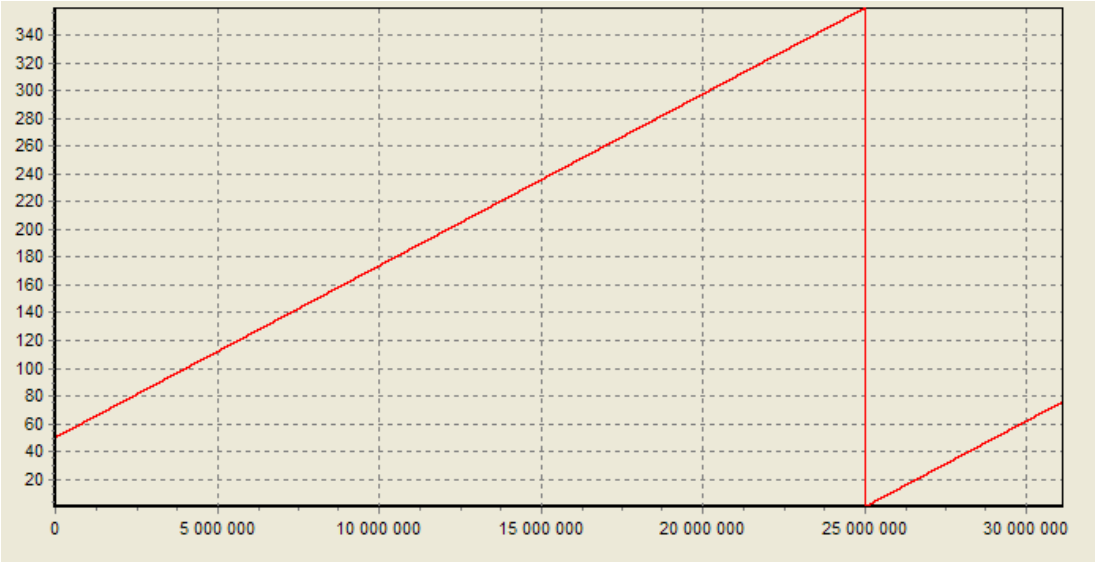
$$\Phi_a = S_к \frac{\mu}{p}(1 + e^2 + 2e \cdot cos\,\vartheta) \cdot \rho,$$

где $S_к$ – конструктивный баллистический коэффициент, вычисляемый по формуле [4]:

$$S_к = \frac{C_{x_a} F_M}{2m},$$

Функционирование КА Бауманец-2 согласно технической документации предполагается в двух основных режимах: с поддержанием орбитальной ориентации (C_{xa}=2.91) для целевого использования и в режиме свободного полёта (C_{xa}=4.0), для которого авторами был выбран самый неблагоприятный режим с углом атаки 45° и углом скольжения 45°. Поле притяжения Земли учитывалось с точностью до 8-ой зональной гармоники, индекс солнечной активности был принят равным 150, что соответствует максимальному прогнозному значению на 2013-2016 годы. Моделирование проводилось для двух возможных границ высот (500 и 800 км) с эксцентриситетом 0.01. Влияние солнечного давления в силу малой парусности КА не учитывалось.

Результаты моделирования для случая свободного полёта на высоте 500 км представлены ниже на рисунках 1 и 2.



Ри. 1. Изменение долготы восходящего узла орбиты в течение года. По горизонтальной оси отложены секунды, по вертикальной – градусы

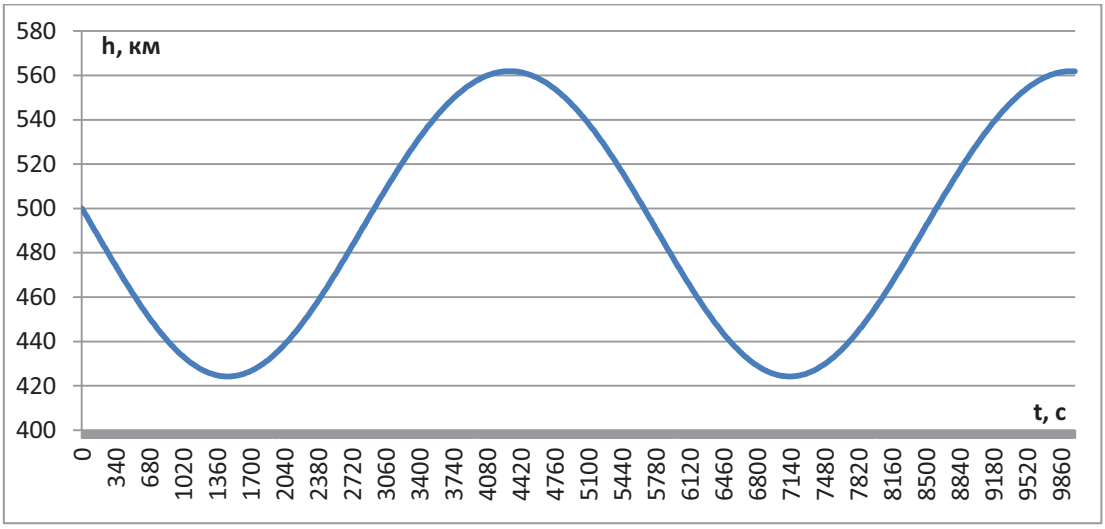


Рис. 2. Изменение высоты полёта в течение первых витков

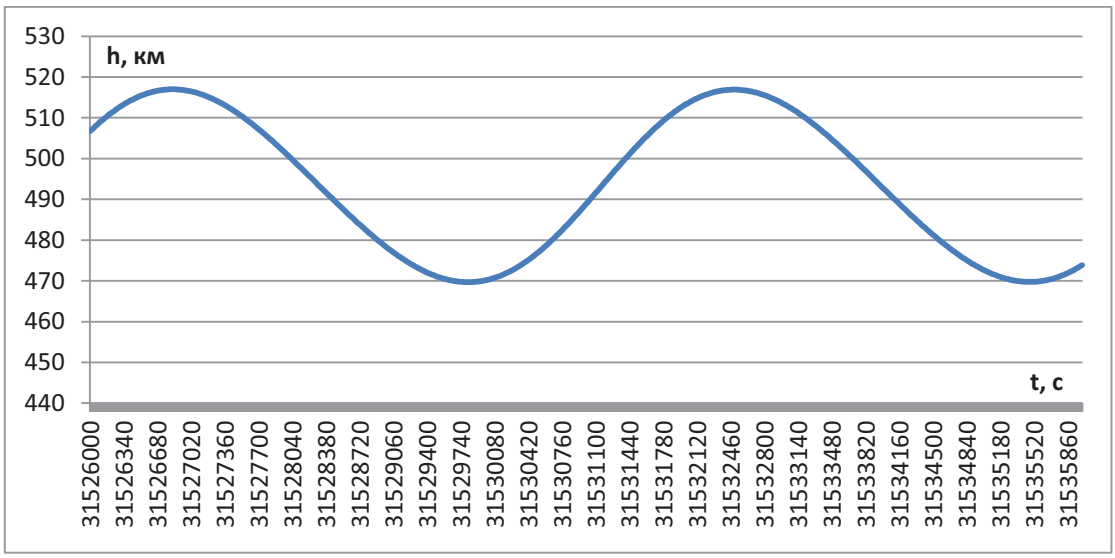


Рис. 3. Изменение высоты полёта в течение последних витков первого года

Изменение долготы восходящего узла, представленное на графике рис. 1, показывает, что выбранная орбита близка к солнечно-синхронной, так как полный разворот плоскости орбиты осуществляется в течение одного года. Как видно из рис. 2 и 3, вследствие влияния атмосферы и сжатия Земли эксцентриситет изначальной орбиты уменьшается, что приводит к уменьшению амплитуды колебаний высоты КА.

На рис. 4 показано изменение высоты полёта КА при учёте только лишь второй зональной гармоники, при этом заметно, что в этом случае не наблюдается эффект уменьшения эксцентриситета, что приводит к неверному оцениванию орбитальных характеристик на длительных интервалах прогнозирования.

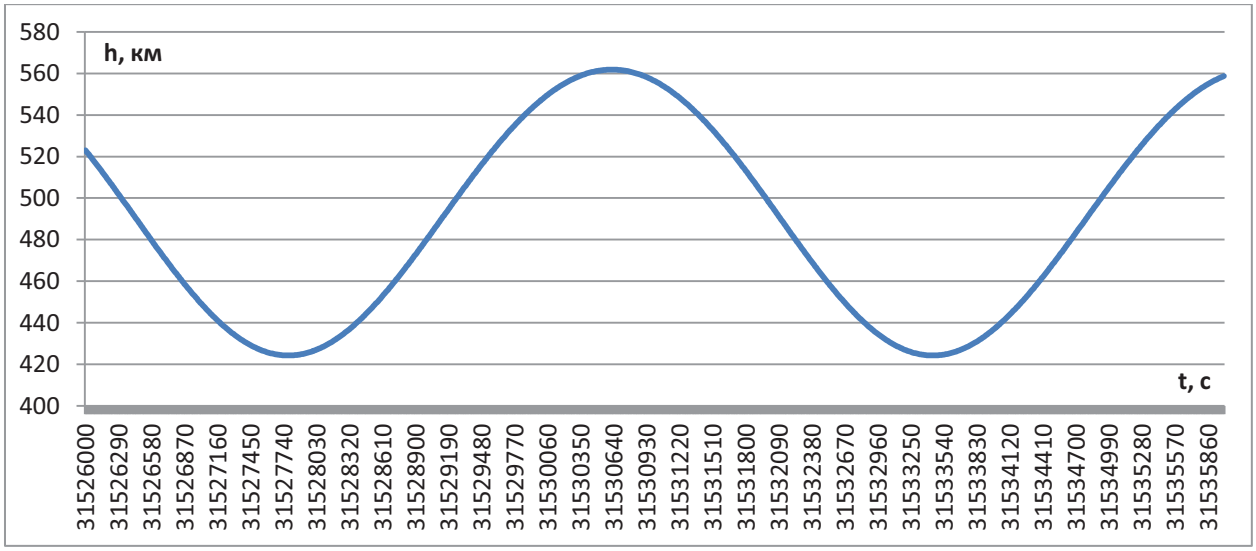


Рис. 4. Изменение высоты полёта в течение последних витков первого года при учёте только второй зональной гармоники

При моделировании полёта КА на высоте 800 км было установлено, что получить солнечно-синхронную орбиту при заданном наклонении можно лишь в течение ограниченного промежутка времени, так как время полного поворота плоскости орбиты не совпадает с временем полного оборота Земли вокруг Солнца. Кроме того, влияние возмущений гравитационного поля на высоте 800 км сказывается значительно слабее, что выражается в малозаметном изменении высот полёта КА между первыми и последними витками первого года.

Список литературы

1. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965.
2. Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы // Учебное пособие. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007.
3. ГОСТ 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2004.
4. Константинов М.С., Каменков Е.Ф. и др. Механика космического полета. Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989.