

УДК 521.31

Спиридонов А. А., Баранова В. С., Черный В. Е., Евчик В. Е., Шалатонин И. А.,  
Лешкевич С. В., Ушаков Д. В., Саечников В. А.

## ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь

Представлены результаты апробации метода начального определения орбиты неизвестного СМКА в групповом запуске из 40 спутников, использующего доплеровские измерения над наземной станцией приема и статистический анализ относительной частоты успеха параметров пролета при отсутствии данных в базе орбитальных параметров. Показано, что диапазоны поиска орбитальных параметров спутника можно уменьшить за счет моделирования запуска.

Прогнозирование движения сверхмалых космических аппаратов (СМКА) – нано и пикоспутников – является одной из основных задач баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета от решения которой зависит успешная эксплуатация спутника. Причем, по мере развития СМКА и повышением уровня сложности выполняемых ими научных задач, ужесточаются и требования к точности прогнозирования его движения. Для прогнозирования будущих пролетов СМКА над наземной станцией приема (НСП) и обработки информации используется аналитические модели SGP (*Simplified General Perturbations* – упрощенная модель общих возмущений) с начальными орбитальными данными в формате TLE (*two-line elements* – двухстрочный набор элементов), предоставляемыми объединённым центром космических операций США (JSpOC- Joint Space Operations Center USA). В последнее время из-за роста количества запускаемых спутников качество TLE файлов по СМКА снизилось, а при групповых запусках этого класса космических аппаратов информация в течении первых нескольких недель может быть неполная. Поэтому получение собственных начальных данных для аналитических и численных моделей прогнозирования движения СМКА на основе траекторных измерений и данных бортового навигационного приемника является актуальной проблемой. Самый доступный способ траекторных измерений для университетской НСП – это пассивные однопроходные (СМКА-НСП) доплеровские измерения радиосигналов телеметрии. В работах [1-2] был представлен метод определения орбиты неизвестного СМКА на основе вероятностной оценки параметров приема по данным доплеровских измерений радиосигнала телеметрии, где для решения используется четырёхпараметрический вектор состояния.

В данной работе рассматривается апробация разработанного метода для определения начального вектора состояния неизвестного СМКА по доплеровским измерениям в первые дни группового запуска при отсутствии данных в базе орбитальных параметров системы JSpOC. В случае группового запуска СМКА можно существенно сократить диапазон изменения неизвестных орбитальных параметров на основе анализа данных по запуску и TLE файлов идентифицированных КА.

В работе представлено определение и идентификация орбиты СМКА для группового запуска 01.04.2022 по доплеровским измерениям радиосигналов телеметрии. НСП БГУ за период времени с 12.04.2022 г. до 15.04.2022 г. провела 47 измерений времени приема и частоты радиосигналов телеметрии неизвестного СМКА из этого группового запуска. Для численного моделирования задачи определения орбитальных параметров были отобраны 10 измерений на 5 пролетах и 20 измерений на 11 пролетах за период от 14.04.2022 г. до 15.04.2022 г. Была рассчитана средняя частота  $\langle f^{\text{exp}} \rangle = 437.240$  МГц (оценка номинальной частоты радиосигналов) и доплеровский сдвиг частоты  $\Delta f_i^{\text{exp}} = f_i^{\text{exp}} - \langle f^{\text{exp}} \rangle$  радиосигналов телеметрии. Проводился анализ информации провайдера запуска о групповом запуске с участием 40 спутников, который был осуществлен с космической станции «Мыс Канаверал»

(28°29'20" СШ, 80°34'40" ЗД) двухступенчатой ракетой-носителем Falcon 9 FT (время активной части траектории  $\tau_a = 559$  с). Расчетные параметры орбиты имели наклонение  $i = 97,38^\circ$ , период  $T = 5680$  с (высота  $H = 500$  км). Время запуска 01 апреля 2022 г., 16:24:17 UTC. Используя эти данные и предстартовый расчет орбиты [3], был определен вектор состояния малого спутника  $\mathbf{X}(t_e) = (94,67 \text{ мин}, 97,38^\circ, 174,6^\circ, 162,9^\circ)$  на момент эпохи старта  $t_e = 16:35:17$  UTC. Затем на основе этого вектора состояния малого спутника выполнялось прогнозирование на момент определения орбиты  $t_{OD}$ , которое совпадает с одним из времен приема радиосигналов телеметрии неизвестного малого спутника. Учитывались только вековые возмущения аргумента широты  $u$  и долготы восходящего узла  $\Omega$ . Был оценен вектор состояния  $\mathbf{X}(t_{OD}) = (T_{OD}, i_{OD}, u_{OD}, \Omega_{OD}) = (94,67 \text{ мин}, 97,38^\circ, 35^\circ, 188,5^\circ)$  на момент времени определения орбиты  $t_{OD} = 21:05:05$  UTC 15.04.2022. По результатам оценки вектора состояния  $\mathbf{X}(t_{OD})$  выбирались диапазоны изменения периода  $T$  от 5660 до 5690 с с шагом 1 с, наклонения  $i$  от  $97,350^\circ$  до  $97,410^\circ$  с шагом  $0,005^\circ$ , аргумента широты  $u$  от  $30^\circ$  до  $70^\circ$  с шагом  $1^\circ$  и долготой восходящего узла  $\Omega$  от  $186,5^\circ$  до  $190,5^\circ$  с шагом  $0,5^\circ$ .

Далее для всех возможных наборов параметров орбиты ( $T, i, u, \Omega$ ) из диапазонов их изменения параметры пролета (угол места  $el$  и доплеровский сдвиг частоты  $\Delta f_i^{calc}$ ) СМКА над НСП в момент времени измерения  $t_i$  численно рассчитаны в модели возмущённого кругового движения. Относительная частота успеха  $\beta$  для заданного набора орбитальных параметров  $\mathbf{X}(T, i, u, \Omega)$  рассчитывалась как:

$$\beta = (N_1 / N) \cdot 100\% ,$$

где  $N_1$  - количество точек измерения с углом места  $el > 0$  и отклонением расчетного доплеровского сдвига частоты  $\Delta f_i^{calc}$  от измеренного доплеровского сдвига частоты  $\Delta f_i^{exp}$  менее  $\Delta f_{max}$  (максимальная ошибка, связанная с нестабильностью частоты бортового передатчика).

Наконец, неизвестные параметры орбиты спутника определяются путем анализа по максимальному значению относительной частоты успеха  $\beta$ . При отсутствии однозначного орбитального определения необходимо уменьшить шаг изменения орбитальных параметров или увеличить количество точек измерений. На рисунке 1 представлены зависимости количества возможных наборов параметров орбиты ( $T, i, u, \Omega$ ) от относительной частоты успеха  $\beta$  этого набора параметров орбиты по данным измерений для 10 и 20 точек. Оказалось, что существует 871 (для 10 точек измерений) и 42 (для 20 точек измерений) наборов параметров орбиты с  $\beta$  в интервале 50–60 % и всего два набора параметров орбиты  $\mathbf{X}_1 = (5672 \text{ с}, 97,400^\circ, 54^\circ, 188,5^\circ)$  и  $\mathbf{X}_2 = (5672 \text{ с}, 97,400^\circ, 54^\circ, 188,0^\circ)$  для 20 точек и 10 наборов параметров орбиты для 10 точек с  $\beta > 80\%$ . После уменьшения шага изменения долготы восходящего узла  $\Omega$  до  $0,25^\circ$  только один набор параметров орбиты  $\mathbf{X} = (5672 \text{ с}, 97,400^\circ, 54^\circ, 188,25^\circ)$  имел максимальное значение относительной частоты успеха  $\beta=90\%$ , что позволило однозначно определить вектор состояния неизвестного СМКА на основе обработки доплеровских измерений.

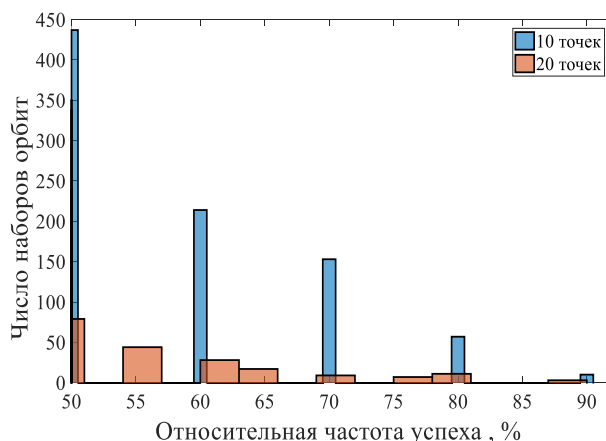


Рисунок 1 – Число возможных наборов орбит (с  $\beta$  выше 50%) в зависимости от  $\beta$

На основе полученного вектора состояния были спрогнозированы последующие сеансы радиосвязи с неизвестным СМКА, приняты и декодированы радиосигналы его телеметрии. Декодированные пакеты телеметрии позволили идентифицировать чилийский университетский наноспутник PlantSat. После публикации системой JSpOC обновленной базы данных усредненных орбитальных параметров в формате TLE были численно промоделированы параметры наведения антенных систем и доплеровский сдвиг частоты в моменты времени приема радиосигналов телеметрии для каждого из спутников группового запуска 01.04.2022 г. На основе метода идентификации неизвестного СМКА путем сканирования базы данных орбитальных параметров в формате TLE [1] был однозначно определен наноспутник PlantSat разработанный студентами и инженерами Чилийского университета. Это подтвердило полученные результаты и применимость метода определения начального вектора состояния неизвестного СМКА в первые дни группового запуска по доплеровским измерениям на нескольких пролетах над НСП, использующего модель возмущенного кругового движения и статистический анализ относительной частоты успеха параметров пролета при отсутствии данных в базе орбитальных параметров.

#### Список литературы

1. Spiridonov A. A. Small Satellite Orbit Determination Using Single Pass Doppler Measurements. / A. A. Spiridonov, V. A. Saetchnikov, D. V. Ushakov, V. E. Cherny, A. G. Kezik // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. –2022. –Vol.3, № 4. – P. 162-170.
2. Small satellite orbit determination using the university ground station / A. A. Spiridonov, V. A. Saetchnikov, D. V. Ushakov, V. E. Cherny, A. G. Kesik // Proc. 2020 IEEE 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace, Pisa, Italy, 22 – 24 June 2020 / IEEE; edited by A. Buffi and M. Marracci. – Pisa, 2020.–P. 117–121.
3. Orbital Parameters Pre-launch Calculation Methods for a Piggyback Launched University Small Satellite / A. Spiridonov, V. Baranova, D. Ushakov, V. Saetchnikov, V. Cherny // Proc. 2022 IEEE 9 th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), Pisa, Italy, 27-29 June 2022 / IEEE; edited by M. Marracci. – Pisa, 2022. – P. 486-490.