

ОБРАТНАЯ ЗАДАЧА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО РАДИОЛОКАЦИОННЫМ НАБЛЮДЕНИЯМ НА МАЛЫХ ИНТЕРВАЛАХ ВРЕМЕНИ

Ерохин В.И., Кадочников А.П., Сотников С.В.

*Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского, Санкт-Петербург
vka@mil.ru*

Рассмотрена задача нахождения (в реальном масштабе времени) кеплеровых элементов орбиты космического объекта по наблюдаемой одной или несколькими радиолокационными станциями траектории космического объекта на малом (по сравнению с периодом обращения) интервале времени. Указанная задача является некорректной, в силу чего небольшие погрешности исходных данных (наблюдаемых координат) приводят к значительным изменениям оценок кеплеровых элементов орбиты. Кроме того, в силу определенных технических причин, наблюдаемые координаты могут содержать грубые ошибки (выбросы).

Предложены новые алгоритмы, основанные на нелинейном методе наименьших квадратов и методах бинарной классификации нормальных и аномальных измерений, позволяющие получать устойчивые решения задачи оценивания кеплеровых элементов орбиты по возмущенным радиолокационным измерениям одной или нескольких радиолокационных станций.

Приведено описание алгоритма, его теоретическое обоснование, представлены иллюстративные численные примеры.