

**ОБРАТНАЯ ЗАДАЧА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ
КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО УГЛОВЫМ НАБЛЮДЕНИЯМ
НА МАЛОЙ ДУГЕ**

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

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

Определение орбиты космического объекта (КО) по угловым наблюдениям является распространенной астрономической задачей. Она характеризуется двумя основными особенностями (проблемами): невозможностью получения аналитического решения в замкнутой форме и низкой чувствительностью угловых координат к значительным вариациям большой полуоси и эксцентриситета орбиты при определенных ракурсах наблюдения. Последняя особенность делает обратную задачу плохообусловленной, что создает существенные трудности в определении параметров орбиты. Путям преодоления указанных трудностей и посвящена данная работа, в которой рассматривается задача определения «мгновенных» значений элементов кеплеровской орбиты космического объекта по не одновременным наблюдениям его угловых координат наземной системой оптических и пассивных радиолокационных средств на «малой дуге» (интервале времени, существенно меньшем периода обращения КО). Метод решения задачи представлен в виде следующих этапов (подзадач): 1. Предварительная аппроксимация координатных измерений круговой орбитой. Радиус указанной орбиты определяется путем численной одномерной минимизации суммы квадратов ошибок попадания координат КО в одну плоскость в зависимости от радиуса аппроксимируемой круговой орбиты. 2. Частичное построение эллиптической орбиты - определение большой полуоси, эксцентриситета и времени прохождения перигея путем МНК-аппроксимации геоцентрического расстояния КО по формулам невозмущенного движения Кеплера. Данная подзадача решается путем численной минимизации суммы квадратов ошибок попадания координат КО в одну плоскость в зависимости от геоцентрического расстояния КО, которое, в свою очередь, зависит от большой полуоси, эксцентриситета и времени прохождения перигея. 3. Получение оценок наклона орбиты и долготы восходящего узла. Подзадача решается путем определения направляющих косинусов вектора нормали к плоскости орбиты по массиву координат КО в инерциальной геоцентрической системе координат методом наименьших квадратов и последующего вычисления наклона орбиты и долготы восходящего узла по известным формулам. 4. Итерационное уточнение всех элементов кеплеровской орбиты. Подзадача решается нелинейным МНК с использованием аналитического представления производных, вычислительной схемы Гаусса-Ньютона и начальных приближений всех элементов орбиты, полученных на этапах 2, 3. Как показали вычислительные эксперименты, предложенный в данной работе метод может успешно решать поставленную задачу при соблюдении важного требования пространственного распределения средств наблюдения.