

ОЦЕНКА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ ПО ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

к. ф.-м.н. В.А. Ямницкий, к.т.н. Г.Н. Валевахин, А.Н. Роянов
(представил д.т.н., проф. В.П. Деденок)

Приводятся результаты моделирования и анализа космической обстановки на этапах выведения и начального участка полета группы КА с целью избежания столкновений фрагментов запуска. В рамках моделирования рассматривается случай оценки движения группировки спутников, включающей до 13 космических объектов с орбитой типа "Сич-1М".

Поскольку при разделении космических объектов действует большое количество случайных факторов, влияющих на движение группировки, оценка их движения должна выполняться методом математического моделирования со случайным распределением параметров и статистической обработкой данных [1].

При описании движения группировки спутников подлежали учету следующие случайные механизмы:

1. Разброс параметров вывода ракеты-носителя на орбиту.

В рамках проводимых расчетов случайным вариациям подлежат оскулирующие элементы орбиты на момент разделения, которые подчиняются нормальному закону распределения с нулевым матожиданием и априорно известной дисперсией. Отклонения суммируются с априорными значениями оскулирующих элементов, после чего определяется вектор состояния модуля выведения на момент разделения.

2. Разброс ориентации выводящего модуля в момент разделения.

Неточности работы систем выведения приводят к отклонениям ориентации объекта от соответствующих проектных условий.

В рамках проводимых расчетов предполагалось, что ориентация объекта отличается от проектной на три малых угла: малый поворот вокруг осей X , Y , Z , а случайные вариации отклонений ориентации подчиняются нормальному закону распределения с нулевым матожиданием и априорно известной дисперсией. Далее, с учетом известной ориентации и ее отклонений, вычисляется кватернион положения выводящего модуля в ИСК на момент разделения.

3. Разброс скоростей разделения.

В рамках моделирования принято, что в момент начала моделирова-

ния разделение объектов уже произошло. При этом “проектные” параметры разделения, т.е. положение 12 спутников по отношению к ЦМ выводящего модуля, модули и направления скоростей разделения априорно известны. Для спутников типа “Січ-1М” считается, что разделение спутников происходит в плоскости $X-Z$ выводящего модуля под углами 45, 135, 225 и 315 градусов к оси X .

Считается, что случайные вариации модулей отклонений скоростей разделения подчиняются “усеченному” (т.е. взятому по модулю) нормальному закону распределения с нулевым матожиданием и априорно известной дисперсией, причем дисперсия пропорциональна проектной скорости разделения и произвольно ориентирована по отношению к “проектной” скорости разделения V_x [2].

Генерируется единичный вектор R , равномерно распределенный по сфере, компоненты единичного вектора R домножаются на случайный модуль отклонения и суммируются с “проектной” скоростью разделения, после чего производится переход в инерциальную систему координат, для чего используется кватернион положения выводящего модуля в ИСК и кватернионы направления разделения для каждого спутника.

4. Разброс скоростей при ориентации спутников.

Ориентация спутников начинается, как правило, непосредственно после операции принудительного разделения. В любом случае по завершении процесса ориентации каждый спутник получит некоторую дополнительную скорость.

В рамках моделирования сделаны следующие предположения:

- процесс получения дополнительной скорости происходит мгновенно по завершении периода ориентации;
- время ориентации зависит от вращательного момента, полученного спутником при разделении, который пропорционален отклонению скорости разделения от “проектной” величины (при “проектном” разделении это не требуется) и имеет случайные вариации, распределенные по нормальному закону;
- дополнительная скорость, полученная спутником по завершении ориентации, также в первом приближении пропорциональна отклонению скорости разделения от “проектной” величины и имеет случайные вариации, распределенные по нормальному закону;
- направление дополнительной скорости, полученной при ориентации, произвольно (равномерно распределено по сфере).

При условиях, принятых при моделировании, интегрирование движения компонент группы распадается на три участка:

- интегрирование уравнений движения для каждого из объектов от момента разделения до момента окончания ориентации;
- интегрирование уравнений движения для каждого объекта от момента окончания ориентации до максимального времени ориентации для всей группы объектов. Этот этап необходим для “выравнивания вре-

мени” по всем объектам, начальные условия берутся из первого этапа интегрирования с добавлением случайного разброса скоростей, вызванного процессом ориентации;

– интегрирование уравнений движения для каждого из объектов от момента “выравнивания времени” до априорно указанного времени завершения процесса обычно несколько превышающего время прохождения одного витка. На этом этапе собственно и происходит накопление статистического материала для определения характеристик движения группы, а интегрирование ведется по методу Адамса.

Результаты интегрирования для каждого объекта в виде массива векторов состояния запоминаются, а накопление статистического материала отделено от процесса интегрирования. Производится поиск локального минимального расстояния в процессе движения группы объектов в течение заданного времени (в пределах одной реализации).

При моделировании набора реализаций (т.е. при осуществлении метода Монте-Карло) на основании локального минимума ищется также глобальный минимум по всем реализациям. Одновременно определяется и вероятность возникновения столкновения, для чего глобальный минимум сопоставляется с характерными размерами объектов.

Обычно для более или менее надежного определения вероятности соударения разделившихся объектов требуется от 1000 до 10000 реализаций, что требует весьма существенных затрат машинного времени (от 2 до 20 часов на ЭВМ с $f = 100$ МГц) [4]. С целью оперативного получения предварительных оценок вероятности столкновения на малом (100...200) количестве реализаций используется прием оперативного построения гистограммы минимальных расстояний, представляющий собой (с определенными ограничениями) плотность распределения минимальных расстояний. При наличии такой гистограммы не представляет труда аналитически ее интерполировать с помощью подходящего распределения и вычислить вероятность соударения как вероятность нахождения минимального расстояния в диапазоне от нуля до удвоенного характерного размера объекта.

При исследовании группового движения спутников типа “Січ-1М” возник вопрос о допустимых величинах случайных отклонений, значения которых в литературе отсутствуют. С этой целью было проведено отдельное исследование влияния отдельных групп случайных отклонений и их возможных сочетаний на вероятность столкновения разделившихся спутников.

В первую очередь исследовался “проектный” запуск без включения каких-либо случайных параметров. Как и следовало ожидать, все реализации в этом случае повторяют друг друга, давая минимальное расстояние 6091 м, достигаемое на 6520 секунде после разделения (несколько больше одного витка).

При задании “штатных” дисперсий параметров орбиты вывода, равных соответственно : наклонение орбиты - $0,1^\circ$, долгота восходящего

узла – 1° , аргумент перигентра – 1° , аргумент широты – $0,5^\circ$, эксцентриситет – $0,01^\circ$, период обращения – $1''$, минимальное сближение сократилось до 5854 м, образовав узкое распределение в районе 6000 м. К ошибкам вывода ракеты-носителя добавлялся ”штатный” разброс ориентации выводящего модуля по отношению к ОСК: малые повороты вокруг осей $X, Y - 4^\circ$, а вокруг оси $Z - 10^\circ$.

При этом минимальное расстояние сократилось до 65 м при 405 реализациях, изменился характер распределения минимальных расстояний. Он приобрел ”биномиальный” характер, захватывающий нулевое значение, что свидетельствует о высокой вероятности столкновений спутников. Соответствующие данные приведены на рис.1а).

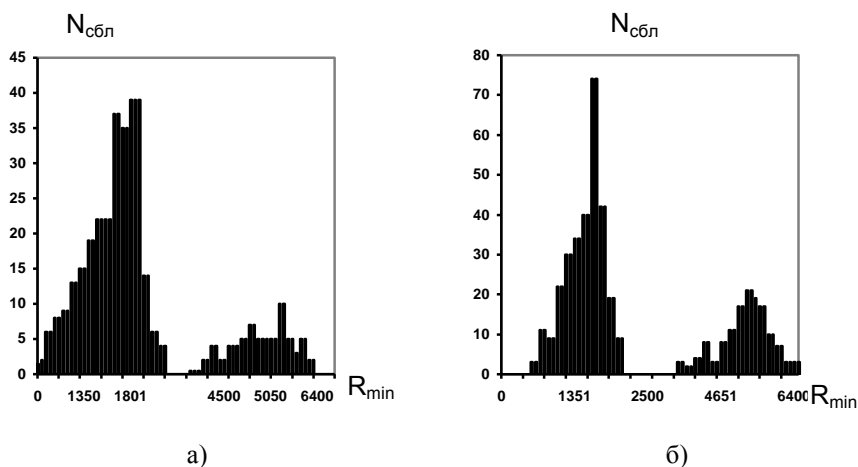


Рис.1. Моделирование выведения 12 космических аппаратов одной РН (а – штатная схемой разведения, 405 реализаций; б – корректированная схема разведения, 468 реализаций); вероятность столкновения фрагментов на первом витке: а – около 0,1%, б – менее 0,001%

В связи с этим ”штатные” величины разброса ориентации выводящего модуля были сокращены до следующих значений: малый поворот вокруг осей $X, Y - 2^\circ$, а вокруг оси $Z - 4^\circ$.

При таких разбросах ориентации выводящего модуля гистограмма минимальных распределений отделилась от нулевого значения, сохраняя одногорбый характер, а минимальное сближение составило 454 м.

Далее к ошибкам вывода ракеты-носителя добавлялся разброс скоростей разделения, равный 10%. При этом гистограмма минимальных сближений приобрела характерный двугорбый вид, причем первый горб характеризует сближение в середине витка, второй - на завершении первого витка. Первый горб гистограммы захватывает нулевое значение при

минимальном сближении, равном 104 м, что также свидетельствует о высокой вероятности столкновений спутников.

При разбросе скоростей разделения, равном 5%, первый пик отодвинулся от нулевого значения, а минимальное расстояние увеличилось до 337 м.

В завершение к ошибкам вывода ракеты-носителя добавлялся разброс скоростей, приобретенных при автономной ориентации спутников, параметры которого были следующие: время ориентации 100 с, разброс времени ориентации 30%, дополнительная скорость после ориентации 0,3 м/с, разброс скорости после ориентации 20%.

При этих параметрах распределение приобрело “биномиальный” характер с максимумом вблизи нуля и минимальным сближением 42 м, что является недопустимым.

При параметрах ориентации: время ориентации 100 с, разброс времени ориентации 20%, дополнительная скорость после ориентации 0,1 м/с, разброс скорости после ориентации 20%, распределение существенно отодвинулось от нуля, а минимальное сближение составило 1075 м.

Несмотря на удовлетворительные результаты отдельного моделирования одновременный учет всех факторов привел к тому, что вероятность столкновений стала весьма заметной, а минимальное расстояние, зарегистрированное при 500 реализациях, составило 12 м.

С целью получения группы спутников «без столкновений» были сохранены в “штатном” варианте только значения ошибок вывода на орбиту, прочие ошибки дополнительно сокращены: малые повороты вокруг осей X , Y - $1,5^\circ$, а вокруг оси Z - $2,5^\circ$, разброс скоростей разделения 3%, время ориентации 100 с, разброс времени ориентации 20%, дополнительная скорость после ориентации 0,05 м/с, разброс скорости после ориентации 20%.

В этом случае гистограмма (рис.1а) также говорит о ненулевой ошибке столкновений, однако, оценка вероятности столкновений, произведенная по гистограмме, дала величину порядка 0,001% при минимальном зарегистрированном сближении 659 м на 468 реализациях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под ред. Г.Н. Дубошина, – М.: Наука, 1976. – 820 с.
2. Полет космических аппаратов, примеры и задачи / Ю.Ф. Авдеев, А.И. Беляков и др. – Л.: – Машиностроение, 1980. – 254 с.
3. Бранец В.Н., Шмаглевский И.П. Кватернионы. – М.: Наука, 1970. – 320 с.

4. Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: Машиностроение, 1981. – 260 с.
