

Обеспечение несоударения и безопасного расхождения большого числа космических аппаратов при выведении разгонным блоком «Фрегат»

© А.В. Симонов, И.М. Морской, Е.С. Гордиенко,
А.Л. Воробьев, В.Г. Поль

АО «НПО Лавочкина», Московская обл., Химки, 141402, Россия

Предложена методика формирования циклограммы отделения большого числа космических аппаратов на одной орбите, а также определения программы ориентации разгонного блока, обеспечивающей безопасное расхождение аппаратов как между собой, так и с самим разгонным блоком. Рассмотрено применение этой методики как для одновременного и последовательного отделения космических аппаратов, так и комбинации действий по отделению аппаратов. При этом относительные скорости отделения объектов могут быть одинаковыми или отличаться. Приведены рекомендации по проведению маневров разгонного блока по его уходу с орбиты отделения после завершения всех операций, при которых обеспечивается выполнение требований по незагрязнению поверхности космических аппаратов со стороны двигателя разгонного блока. Разработанная методика многократно апробирована при кластерных запусках разгонного блока «Фрегат».

Ключевые слова: траектория, выведение, разгонный блок, космический аппарат, кластерный запуск

Введение. В процессе кластерных запусков часто одновременно выводится несколько космических аппаратов (КА). При проектировании траектории выведения обязательно учитываются требования по обеспечению их безопасного расхождения с разгонным блоком (РБ). Также необходимо выполнить ограничения по уровню загрязнения отделенных спутников продуктами работы как маршевого двигателя на последующих активных участках, так и двигателей системы ориентации и стабилизации РБ. При отделении нескольких КА на одной или пересекающихся орбитах требуется обеспечить отсутствие опасных сближений и соударений отделенных объектов между собой. В АО «НПО Лавочкина» накоплен значительный опыт по разработке и реализации одновременного выведения большого числа космических аппаратов с помощью РБ «Фрегат» (РБФ).

Цель настоящей статьи — описание разработанной методики, позволяющей оптимизировать циклограмму отделения большого числа КА и ориентации головного блока при реализации этих операций как в случае одновременного, так и для последовательного отделения большого числа аппаратов, обеспечивающее несоударение и безопасное расхож-

дение. Также рассматривается вопрос проведения последующих маневров разгонного блока, гарантирующих отсутствие загрязнения поверхности КА продуктами работы двигателей РБ.

Описание разгонного блока «Фрегат». Данный блок разработан для выведения различных полезных нагрузок на широкий спектр орбит искусственных спутников Земли и межпланетных траекторий [1]. Условно эти орбиты и траектории, являющиеся целевыми для средств выведения, можно подразделить [2, 3]:

1) на круговые с широким диапазоном высот и наклонений:

- низкие с высотами орбиты до 1000 км, в том числе солнечно-синхронные (ССО);
- средневысотные с высотами от 1000 до 25 000 км, используемые в основном для спутников связи и навигации;
- геостационарные (ГСО), лежащие в плоскости экватора и имеющие высоту около 36 тыс. км;

2) эллиптические:

- геопереходные (ГПО), адаптированные под запуски геостационарных спутников с апогейными двигательными установками (ДУ), характеризующиеся высотой апогея, как правило, 36 тыс. км или большей величиной, достигающей 60...80 тыс. км (супергеопереходные);
- типа «Молнии» (высота апогея 42 тыс. км);
- высокоапогейные с высотами апогея 200...400 тыс. км для научных исследований и полетов к Луне;
- для перелетов в точки либрации системы Земля — Солнце (высота апогея 1,5 млн км);

3) отлетные гиперболические (для межпланетных перелетов, полетов к астероидам, кометам, в окрестности Солнца и т. п.).

Полеты РБ по всем указанным траекториям уже были осуществлены. Спектр этих орбит визуально представлен на рис. 1. Для выведения полезных нагрузок на высокоэнергетические орбиты наряду с основной модификацией РБФ часто используется и вариант с дополнительными сбрасываемыми баками — «Фрегат-СБ» [4]. В НПО Лавочкина разрабатывается разгонный РБФ следующей ступени энерговооруженности — «Фрегат-СБУ» [5].

Система управления (СУ) РБФ позволяет реализовать до семи маневров с помощью маршевой двигательной установки (МДУ) и до 10 маневров на двигателях системы ориентации и обеспечения запуска (СОЗ) [6]. Отличительная особенность РБФ — возможность одним запуском вывести несколько КА на различные орбиты [7]. Для этого в аппаратном и программном обеспечении СУ РБФ предусмотрена возможность подачи нескольких команд на отделение полезной нагрузки.

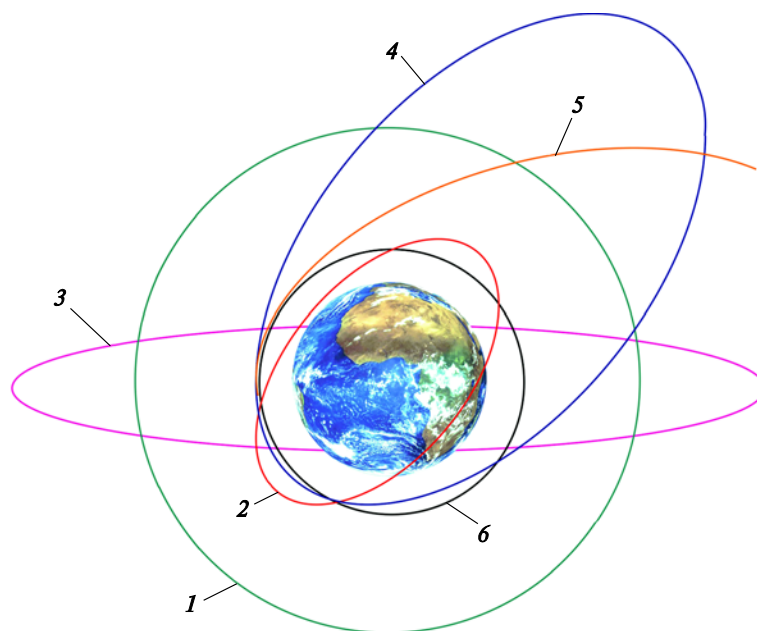


Рис. 1. Реализованные целевые орбиты разгонного блока «Фрегат»

На пассивных участках этапа выведения и при отделении космических аппаратов РБФ может обеспечивать практически любую, но программируемую еще до запуска ориентацию:

- трехосную;
- с программным склонением;
- закрутку вокруг задаваемого направления.

При разработке траекторий разгонных блоков для кластерных запусков, помимо требований, предъявляемых со стороны каждого из выводимых аппаратов, необходимо учитывать системные требования [8–11]:

- обеспечение безопасного расстояния расхождения выводимых КА – КА и КА – РБ;
- выполнение требований по уровню загрязнения поверхности КА продуктами работы двигателей РБ.

Сближения космических объектов обычно считаются опасными, если расстояния при этом будут меньше 10...20 габаритных размеров наибольшего из сближающихся тел, поэтому при типовых размерах КА и РБ порядка нескольких метров опасными считаются сближения на расстояниях менее 200 м. Согласно разработке траектории, допустимый уровень загрязнения КА считается превышенным при нахождении аппарата на расстоянии менее 500 м внутри конуса с углом 30° относительно оси маршевого двигателя РБ «Фрегат» во время проведения активного участка на МДУ или 100 м для маневра на ДУ СОЗ.

Обеспечение расхождения нескольких одновременно отделяемых космических аппаратов. Рассмотрим вариант, при котором от головного блока одновременно должны быть отделены несколько КА. Для упрощения методики определения направлений отделения примем, что все аппараты отделяются с одинаковыми относительными скоростями. Такому случаю удовлетворяет выведение тридцати шести КА OneWeb на круговую орбиту высотой 450 км. Аппараты установлены на диспенсере на пяти уровнях («этажах»): четыре КА на верхнем уровне и восемь КА на остальных уровнях. Обозначение КА определяется:

- установочным номером на уровне 1–8;
- уровнем К, А, В, С, D.

Продольная ось диспенсера направлена соосно с продольной осью OX РБ. Орты направлений отделений КА лежат в плоскости YOZ связанной системы координат разгонного блока. Первый КА в ряду отделяется в направлении оси OY РБ, второй — под углом 45° к оси OY , третий — в направлении оси OZ . Другие аппараты установлены также с шагом через каждые 45° . Модуль скоростей отделения для всех КА одинаков и равен $0,32$ м/с. Аппараты отделяются группами по 4 через один — 1, 3, 5, 7-й или 2, 4, 6, 8-й. Необходимо определить оптимальную ориентацию связанных осей РБФ, обеспечивающую безопасное расхождение отделяемых объектов. Минимальное расстояние при сближениях КА между собой с вероятностью 3σ (99,7 %) должно превышать 200 м. Длительность выведения от старта до окончания циклограммы отделения не должна превышать 5 ч. Следовательно, с учетом выведения на орбиту отделения циклограмму требуется осуществить в течение не более чем двух с половиной витков.

Для решения задачи введем в рассмотрение угол α между осью OY и вектором орбитальной скорости \mathbf{V} (рис. 2).

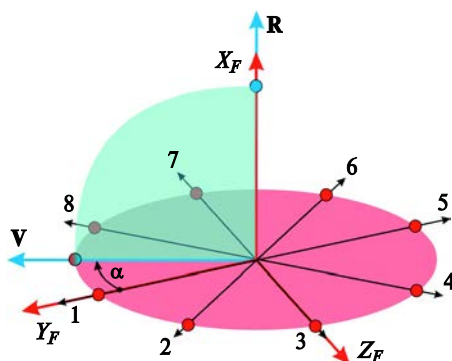


Рис. 2. Направления отделения космических аппаратов и определение угла α

Задача максимизации расхождения решается с помощью выбора значения угла α , при котором минимальное значение проекций скоростей отделения из всех пар объектов (каждая пара КА между собой и каждый из КА с РБ) на вектор орбитальной скорости $\Delta \mathbf{V}_{ij}$ было бы максимальным:

$$F = \max \min \mathbf{V}_{ij} \alpha.$$

Оптимальное значение угла составило 19° ; отделения КА от головного блока (ГБ) выполняются с шагом 1150 с. При номинальном значении скорости отделения обеспечивается минимальное расстояние более 460 м для пар КА, сближающихся на минимальное расстояние — 3-А и 2-В, 1-В и 8-С, 8-А и 7-А, 6-В и 5-В, 2-Д и 1-Д, 4-С и 3-С, 7-С и 6-Д. График расхождения КА 3-А и 2-В показан на рис. 3. Для остальных пар графики будут аналогичными. Последняя четверка КА отделяется через 3,9 ч после старта. Таким образом, требования по длительности выведения выполняются.

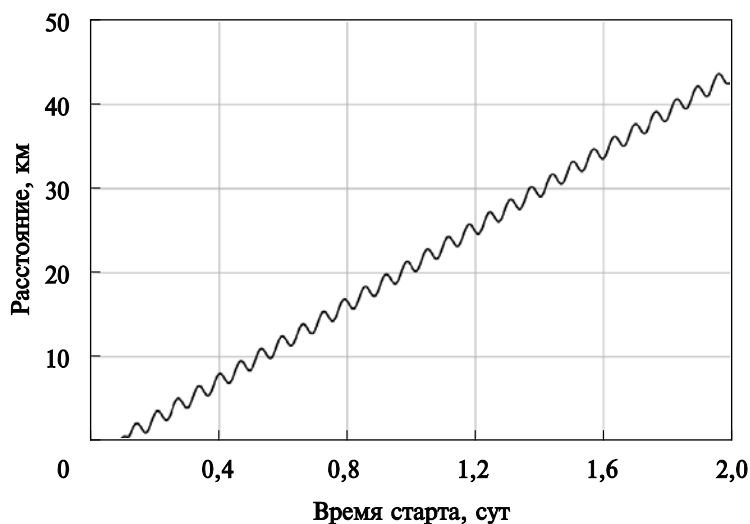


Рис. 3. Изменение расстояния между космическими аппаратами 3-А и 2-В в течение первых двух суток полета

Моделирование процесса отделения и расхождения методом Монте-Карло (10 тыс. случаев) с учетом отклонения скорости отделения по модулю ($0,016$ м/с или $\pm 5\%$) и направлению ($\pm 7,0^\circ$) показывает, что величины минимальных расстояний при сближениях будут выше 200 м. Требования по обеспечению минимальных расстояний при сближениях КА выполняются.

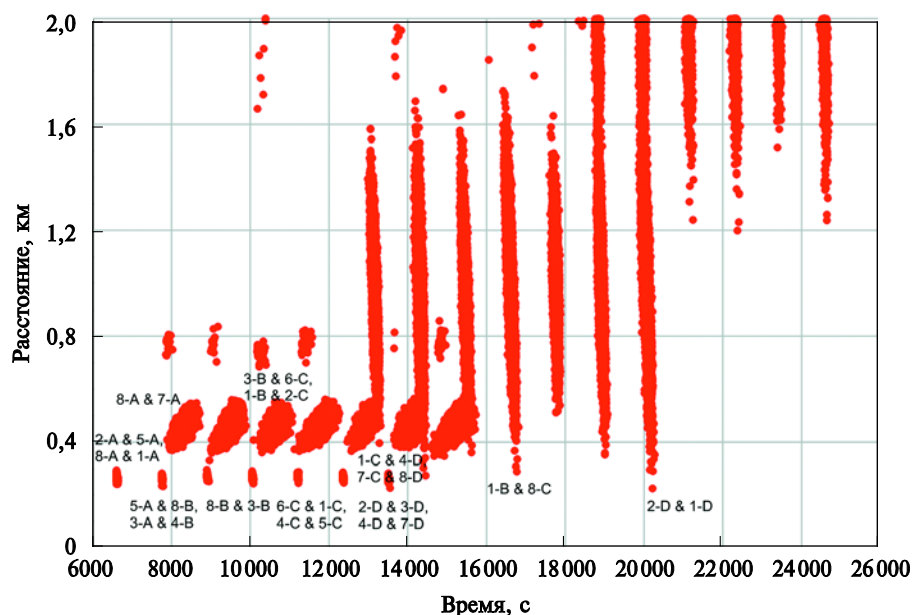


Рис. 4. Расстояния при сближениях космических аппаратов

Результаты моделирования расхождения КА — КА на расстоянии менее 2 км приведены на рис. 4.

Обеспечение безопасного расхождения космических аппаратов, отделяемых последовательно в режиме фиксированной трехосной ориентации. Рассмотрим решение задачи обеспечения безопасного расхождения КА, отделяемых последовательно в режиме фиксированной трехосной ориентации, на примере попутного выведения полезной нагрузки Flock-2k, включающей сорок восемь наноспутников Dove типа Cubesat. Аппараты расположены в двенадцати пусковых контейнерах, установленных по шести по осям $+Z$ и $-Z$ связанной системы координат РБФ. КА должны быть отделены попарно. Таким образом, получаем двадцать четыре отделения.

Для снижения возмущений от отделений КА принято, что система управления РБФ на всем участке отделения реализует режим трехосной ориентации. Получить циклограмму участка отделения, обеспечивающую максимально интенсивное расхождение КА, можно при максимальном различии проекции векторов отделения КА от вектора орбитальной скорости. Это достигается выбором момента отделения КА от ГБ. Определение ориентации РБФ и построение циклограммы отделения приведены на рис. 5. Время отделения рассчитано так, чтобы разность проекций между относительными скоростями на текущую орбитальную скорость РБФ для соседних отделений была одинаковой и при этом максимальной.

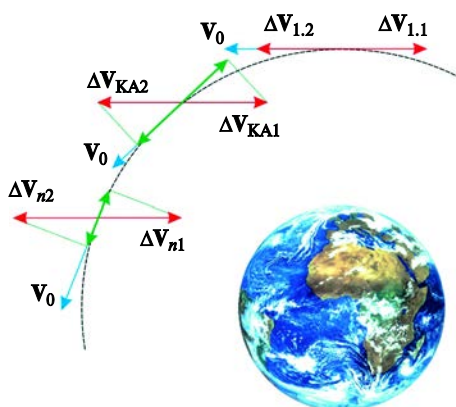


Рис. 5. Направления отделения космических аппаратов при последовательном отделении в режиме трехосной ориентации разгонного блока «Фрегат»

Результаты оптимизации приведены в табл. 1, где t — интервал времени от начала циклограммы отделения, с; Δt — интервал времени от предыдущего отделения, с; r, n, b — проекции ортов скорости отделения на оси орбитальной системы координат; Δn — разность проекций между текущей и предыдущей скоростями отделения на ось n орбитальной системы координат ($\Delta n = 0,042$).

Таблица 1

Циклограмма отделения космического аппарата Dove

t	Δt	Проекции ортов скорости отделения			
		n	b	r	Δn
0,00	—	1,000	0,000	0,000	—
260,00	260,00	0,958	То же	0,286	0,042
369,00	109,00	0,917	»	0,400	То же
454,00	85,00	0,875	»	0,484	»
526,00	72,00	0,833	»	0,553	»
591,00	65,00	0,792	»	0,611	»
649,00	58,00	0,759	»	0,661	»
704,00	55,00	0,708	»	0,706	»
756,00	52,00	0,667	»	0,745	»
805,00	49,00	0,625	»	0,781	»
852,00	47,00	0,583	»	0,812	»
897,00	45,00	0,542	»	0,841	»
941,00	44,00	0,500	»	0,866	»
984,00	43,00	0,458	»	0,889	»
1025,00	41,00	0,417	»	0,909	»
1066,00	41,00	0,375	»	0,927	»
1106,00	40,00	0,333	»	0,943	»

t	Δt	Проекции ортов скорости отделения			
		n	b	r	Δn
1146,00	40,00	0,292	0,00	0,957	0,042
1184,00	38,00	0,250	То же	0,968	То же
1223,00	39,00	0,208	»	0,978	»
1261,00	38,00	0,167	»	0,986	»
1299,00	38,00	0,125	»	0,992	»
1337,00	38,00	0,083	»	0,997	»
1374,00	37,00	0,042	»	0,999	»

В рассматриваемом случае в качестве критерия опасного сближения принято расстояние 50 м. В табл. 2 приведены характеристики всех сближений КА на расстояние менее 200 м в течение первых двух витков после отделения последней пары аппаратов. Данные собраны в порядке возрастания времени при сближении. Дальность между всеми телами со временем возрастает (см. рис. 3). После 35 000 с полета сближения с дальностью менее одного километра отсутствуют. При этом угол наклона кривой, отображающий скорость расхождения КА, прямо пропорционален относительной скорости разделения аппаратов.

Таблица 2

Сближение космического аппарата Dove

Космический аппарат 1	Космический аппарат 2	Время от старта, с	Расстояние, км
Flock-B-4	Flock-B-6	28 294	0,192
Flock-A-4	Flock-A-5	28 295	0,101
Flock-B-4	Flock-B-5	28 301	0,101
Flock-A-3	Flock-A-4	28 333	0,118
Flock-B-3	Flock-B-4	28 336	0,118
Flock-A-2	Flock-A-3	28 363	0,149
Flock-B-2	Flock-B-3	28 365	0,149

Запуск состоялся в июле 2017 г. Все 48 КА Dove были успешно выведены на орбиту совместно с еще 24 микро- и наноКА. Суммарно при этом запуске были сформированы три солнечно-синхронные орбиты с различными высотами. По числу одновременно выведенных аппаратов (73) этот запуск является рекордом в истории российской космонавтики.

Обеспечение безопасного расхождения космических аппаратов, отделяемых с различными относительными скоростями. Рассмотрим более общий случай — отделение КА, установленных на РБФ несимметрично, с различными скоростями отделения. Подобный запуск состоялся 5 июля 2019 г. Исходные данные по скоростям

и направлениям отделения приведены в табл. 3. Направление отделения в связанной системе координат РБ определяется двумя углами:

- широтой — от плоскости YZ до направления отделения, положительный отсчет в сторону оси $+X$;
- долготой — в плоскости YZ , положительный отсчет от оси $+Y$ в сторону оси $+Z$.

Тридцать четыре КА из состава полезной нагрузки ECM SmallSat Cluster-M установлены в шести контейнерах. Все аппараты, расположенные в одном контейнере, имеют одинаковое направление отделения. Скорости отделения КА разной массы, как правило, различны.

Таблица 3

Характеристики отделения космических аппаратов

Космический аппарат	Направление отделения	Скорость отделения, м/с	Отделяемая масса, кг
DOT-1	$+X (83^\circ; 0^\circ)$	1,160	20,7
CarboNIX	$+X (83^\circ; 180^\circ)$	1,250	21,0
Momentus	$+Y (-14^\circ; 0^\circ)$	1,391	17,1
Lemur-2-26		1,161	5,1
Lemur-2-27			
Lemur-2-28			
Lemur-2-29			
Сократ	$+Y+Z (0^\circ; 45^\circ)$	1,530	2,8
АМГУ-1 ВДНХ-80		1,581	2,6
BeeSat-9	$+Y+Z (0^\circ; 45^\circ)$	1,389	1,10
BeeSat-10		1,376	0,33
BeeSat-11		1,362	
BeeSat-12		1,348	
BeeSat-13		1,335	
EXO CONNECT		1,559	2,68
JAISAT-1		1,669	2,30
LightSat		1,614	2,48
BeeSat-5	$-Y (-14^\circ; 180^\circ)$	1,486	0,33
BeeSat-6		1,471	
BeeSat-7		1,457	
BeeSat-8		1,442	
AMICAL		1,428	1,93
MOVE ИВ		1,327	1,21
LYCKY-7		1,313	1,33
SEAM-2		1,344	3,72
SONATE		1,278	4,15
Lemur-2-22		$-Y (-14^\circ; 180^\circ)$	1,161
Lemur-2-23			
Lemur-2-24			
Lemur-2-25			

Космический аппарат	Направление отделения	Скорость отделения, м/с	Отделяемая масса, кг
Somb-2B	-Y-Z (0°; 225°)	1,449	1,93
MTCube		1,279	1,40
TTU 101		1,266	
TRISAT		1,120	5,50
UTE Equador		1,300	4,00

Анализ направлений отделения КА от головного блока показывает, что аппараты можно объединить в две группы:

□ Первая группа состоит из КА DOT-1 и CarboNIX, отделяющихся в направлениях, близких к продольной оси РБФ, так как угол широты равен 83°;

□ Во вторую группу входят все остальные аппараты, отделяемые в направлениях, перпендикулярных продольной оси. Для них угол широты равен 0 или -14°.

Расчеты расхождения [7] свидетельствуют о том, что последовательность отделения КА рекомендуется строить обратно пропорционально скорости отделения аппаратов. Полученная в результате оптимизации циклограмма отделения приведена в табл. 4.

Таблица 4

Циклограмма отделения космических аппаратов

Время от старта, с	Направление отделения космического аппарата				
	+X	+Y	+Y+Z	-Y	-Y-Z
15094,2	DOT-1 CarboNIX	-	-	-	-
15294,2	-	-	JAISAT-1	-	Somb-2B
15344,2	-	Momentus	-	BeeSat-5 BeeSat-6 BeeSat-7 BeeSat-8 AMICAL	-
15394,2	-	-	ВДНХ-80	-	UTE Equador
15444,2	-	Lemur-2-26	-	SEAM-2.0	-
15494,2	-	-	LightSat	-	MTCube, TTU 101
15544,2	-	Lemur-2-27	-	MOVE ПВ LUCKY-7	-
15594,2	-	-	АмГУ-1	-	TRISAT
15644,2	-	Lemur-2-28	-	SONATE	-
15694,2	-	-	EXO CONNECT	-	-

Время от старта, с	Направление отделения космического аппарата				
	+X	+Y	+Y+Z	-Y	-Y-Z
15744,2	-	Lemur-2-29	-	Lemur-2-22	-
15794,2	-	-	Сократ	-	-
15844,2	-	-	-	Lemur-2-23	-
15894,2	-	-	BeeSat-9 BeeSat-10 BeeSat-11 BeeSat-12 BeeSat-13	-	-
15944,2	-	-	-	Lemur-2-24	-
16044,2	-	-	-	Lemur-2-25	-

На переориентацию РБФ из углового положения, обеспечивающего отделение КА первой группы ($\alpha = -83^\circ$), в ориентацию для отделения КА второй группы ($\alpha = 155^\circ$) требуется порядка 200 с. Также для отделения второй группы потребовалось дополнительно развернуть головной блок на минус 45° по углу вращения вокруг продольной оси головного блока. Результаты расчетов расхождения КА на расстояние менее 200 м приведены в табл. 5.

Таблица 5

Сближения космических аппаратов

Космический аппарат		Время от старта, с	Расстояние, км
MOVE ИВ	LYCKY-7	21475,2	0,081
BeeSat-12	BeeSat-13	21810,2	0,104
BeeSat-11	BeeSat-12	21809,2	0,105
Lemur-2-26	Lemur-2-27	16110,2	0,106
BeeSat-10	BeeSat-11	21809,2	То же
BeeSat-9	BeeSat-10	То же	0,107
Lemur-2-29	BeeSat-11	24261,2	То же
Lemur-2-27	Lemur-2-28	16112,2	0,110
Lemur-2-28	Lemur-2-29	16116,2	0,113
EXO-2	EXO-3	9612,2	0,116
EXO-1	EXO-2	9660,2	То же
BeeSat-8	AMICAL	21367,2	0,119
BeeSat-7	BeeSat-8	То же	0,120

Космический аппарат		Время от старта, с	Расстояние, км
CarboNIX	ВДНХ-80	16287,2	0,121
BeeSat-6	BeeSat-7	21367,2	То же
CarboNIX	LightSat	16779,2	0,122
BeeSat-5	BeeSat-6	21367,2	0,123
CarboNIX	JAISAT-1	15679,2	0,143
ВДНХ-80	LightSat	15742,2	0,153
MOVE IIВ	LYCKY-7	27204,2	0,162
MTCube	TTU 101	21595,2	0,170
DOT-1	EXO CONNECT	17327,2	0,188
Lemur-2-29	BeeSat-12	24223,2	0,196

Наихудший случай соответствует дальности около 80 м, что превышает принятый порог безопасных сближений в 50 м (см. табл. 5).

Обеспечение безопасного увода разгонного блока «Фрегат» с орбиты отделения космического аппарата. В качестве примера обеспечения безопасного увода РБФ с орбиты отделения рассмотрим миссию выведения КА CSO, запущенного РН «Союз-СТ» и РБ «Фрегат-М» из Гвианского космического центра (ГКЦ) в Южной Америке 20 декабря 2018 г. Согласно требованию заказчика, КА должен быть отделен в режиме «закрутка» в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты. Тогда краткосрочное и вековое расхождение РБФ и отделенного КА будет минимальным по сравнению с радиальным направлением или вдоль вектора скорости [12]. Второй активный участок РБФ и последующее за ним отделение КА CSO располагаются в зоне радиовидимости австралийских станций «Нью-Норсия» (New Norcia) и «Донгара» (Dongara). Расчеты показывают, что при следующем сближении этих тел через половину витка расстояние сократится до ≈ 6 м, что создает высокую вероятность опасного столкновения объектов. Также примерно на этом же участке орбиты располагается совместная зона радиовидимости станций «Галлиот» (Galliot), «Бермуды» (Bermuda), «Сент-Юбер» (Saint-Hubert), в которой необходимо провести маневр РБФ для его увода с орбиты отделения КА и последующего входа в атмосферу в заданном районе Индийского океана. Проведение маневра увода в начале зоны видимости станции «Галлиот» до сближения с КА не является оптимальным: для его проведения требуется 532 м/с характеристической скорости при минимальном значении порядка 220 м/с.

Эта задача была решена введением в схему полета промежуточного маневра на двигателях малой тяги (ДМТ) ДУ СОЗ. Он выполня-

ется в зоне радиовидимости станции «Галлиот» до сближения с КА и понижает высоту перигея. Тогда последующее сближение КА и РБФ происходит на расстоянии около 370 м. Далее через 18 мин полета в оптимальной точке в зоне видимости станции «Сент-Юбер» проводится основной маневр увода. Дальность между КА и РБФ при проведении активного участка будет более 14 км. Дополнительно маневр на ДМТ обеспечивает расхождение тел при отказе маршевого двигателя при выполнении основного маневра. Таким образом, требования по обеспечению безопасного расхождения и незагрязнения КА продуктами работы двигателей РБФ выполняются. Реализованная схема участка выведения КА CSO, включающая промежуточный третий маневр на ДМТ СОЗ, приведена на рис. 5, трасса — на рис. 6.

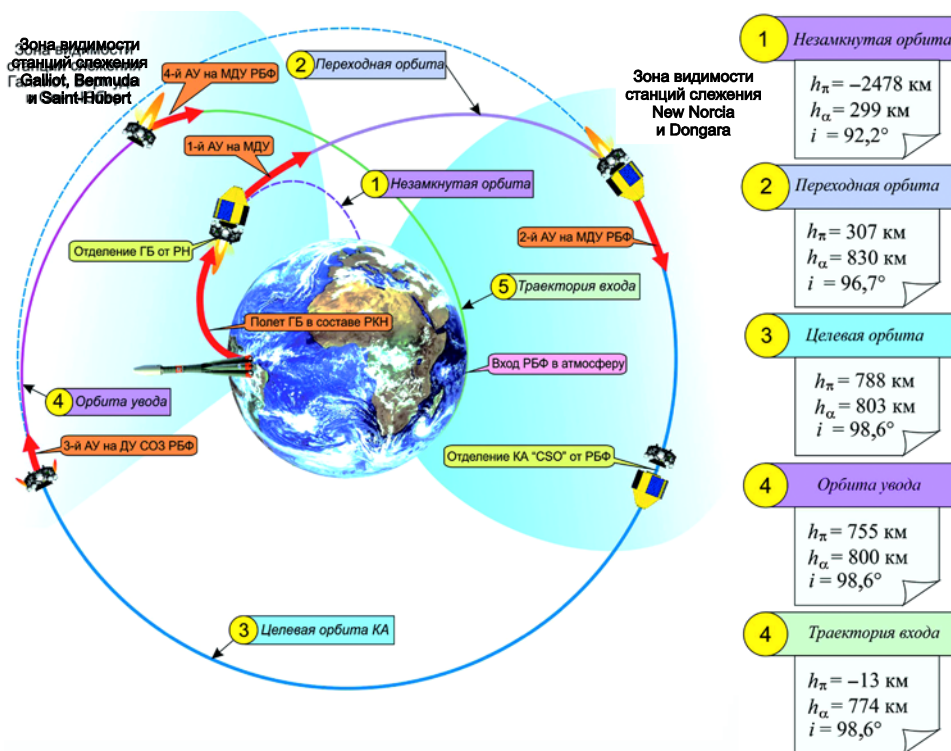


Рис. 5. Схема участка выведения космического аппарата CSO:
РКН — ракета космического назначения

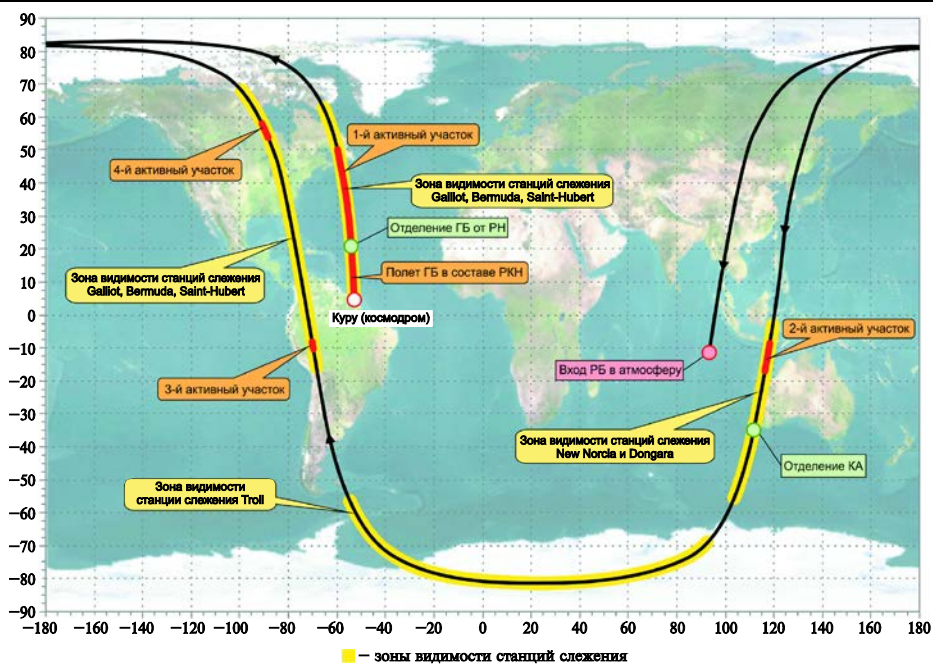


Рис. 6. Трасса участка выведения космического аппарата CSO

Заключение. В процессе исследования авторы настоящей статьи пришли к следующим выводам.

1. При разработке траекторий РБ одними из важных требований являются:

- 1) обеспечение безопасного расхождения выводимых КА как между собой, так и с РБ;
- 2) выполнение требований по уровню загрязнения поверхности КА продуктами работы двигателей РБ.

2. Для обеспечения расхождения нескольких одновременно отделяемых КА необходимо выбирать ориентацию головного блока так, чтобы максимизировать минимальную разность проекций их скоростей отделения на вектор орбитальной скорости.

3. При последовательном отделении нескольких КА на одной орбите в режиме трехосной ориентации углы разворотов связанных осей ГБ выбираются так, чтобы максимизировать минимальную проекцию скорости отделения на вектор орбитальной скорости в течение всей циклограммы отделения.

4. В случае возможности выбора последовательности отделяемых КА рекомендуется их отделять в порядке уменьшения скорости отделения.

5. Разработанная методика была многократно апробирована при кластерных запусках РБ «Фрегат».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 3–9.
- [2] Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полетов межорбитального космического буксира «Фрегат». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 10–15.
- [3] Лагно О.Г., Иваненко Ю.М., Дмитриев В.В., Вербицкая Н.Ф. От блока «Л» до РБ «Фрегат». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 2, с. 180–182.
- [4] Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБ». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2011, № 1, с. 9–12.
- [5] Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Федоскин Д.И., Лемешевский С.А., Яковлев Б.Д., Жумаханов Н.Б., Порешнев А.Ю., Викуленков А.В. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБУ». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 2, с. 147–156.
- [6] Морозов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак Е.А., Жучков А.Г., Дишель В.Д., Залихина Е.Е., Паронджанов В.Д. Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 16–26.
- [7] Симонов А.В., Морской И.М. Особенности разработки траектории разгонного блока «Фрегат» при выведении большого числа космических аппаратов. *Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований*, Химки, НПО Лавочкина, 2017, с. 403–410.
- [8] Santoni F., Piergentili F., Ravaglia R. Nanosatellite cluster launch collision analysis. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 26, no. 3, pp. 618–627.
- [9] Аваряскин Д.П., Щербаков М.С. Анализ параметров отделения группы наноспутников при кластерном запуске с орбитальной ступени ракеты-носителя «Союз». *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2016, т. 15, № 1, с. 9–17. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-9-17
- [10] Аваряскин Д.П. Программа отделения группировки наноспутников при кластерном запуске с орбитальной ступени. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2016, т. 59, № 6, с. 499–506. DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-499-506
- [11] Аваряскин Д.П., Белоконов И.В. Методика выбора программы отделения группы наноспутников от космической платформы. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2018, т. 61, № 5, с. 450–457. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-450-457
- [12] Левантовский В.И. *Механика космического полета в элементарном изложении*. Москва, Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1980, 512 с.

Статья поступила в редакцию 13.05.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симонов А.В., Морской И.М., Гордиенко Е.С., Воробьев А.Л., Поль В.Г. Обеспечение несотрудения и безопасного расхождения большого числа космических аппаратов при выведении разгонным блоком «Фрегат». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2007>

Симонов Александр Владимирович — канд. техн. наук, ведущий специалист АО «НПО Лавочкина». e-mail: alex.simonov@laspace.ru

Морской Игорь Михайлович — ведущий математик АО «НПО Лавочкина». e-mail: morskoy@laspace.ru

Гордиенко Евгений Сергеевич — канд. техн. наук, математик второй категории АО «НПО Лавочкина». e-mail: ges@laspace.ru

Воробьев Александр Леонидович — математик АО «НПО Лавочкина». e-mail: vorobyev.al@laspace.ru

Поль Вадим Георгиевич — канд. техн. наук, ведущий специалист АО «НПО Лавочкина», «Ветеран космонавтики России». e-mail: polvad@laspace.ru

Ensuring non-collision and safe distancing of a large number of spacecraft when launched by the Fregat upper stage

© A.V. Simonov, I.M. Morskoy, E.S. Gordienko, A.L. Vorobyov, V.G. Pol

Lavochkin Association, Moscow Region, Khimki, 141402, Russia

The paper proposes a method for forming a cyclogram of separating a large number (on the order of several tens or more) of spacecraft in one orbit, and determining the upper stage orientation program, which ensures a safe distancing of the spacecraft both among themselves and with the upper stage itself. We consider the application of this technique for the simultaneous and sequential separation of the spacecraft, as well as their combination. In this case, the relative speeds of object separation can be the same or different. We also give recommendations on how to carry out the maneuvers to de-orbit the upper stage after the completion of all operations in which the requirements for spacecraft surface non-contamination from the upper stage engine are met. The developed technique has been repeatedly tested during cluster launches of the Fregat upper stage.

Keywords: trajectory, launch, upper stage, spacecraft, cluster launch

REFERENCES

- [1] Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 3–9.
- [2] Morskoy I.M., Simonov A.V., Lyaskovskaya V.I., Ezhov A.S. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 10–15.
- [3] Lagno O.G., Ivaneko Yu.M., Dmitriev V.V., Verbitskaya N.F. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2017, no. 2, pp. 180–182.
- [4] Morozov V.V., Trunov Yu.V., Komissarov A.I., Pak E.A., Zhuchkov A.G., Dishel V.D., Zalikhina E.E., Parondzhanov V.D. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 16–26.
- [5] Simonov A.V., Morskoy I.M. Osobennosti razrabotki traektorii razgonnogo bloka «Fregat» pri vyvedenii bolshogo chisla kosmicheskikh apparatov [Features of developing the Fregat upper stage trajectory during the launch of a large number of spacecraft]. *Aktualnye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy* [Actual issues of the automatic spacecraft design for fundamental and applied scientific research]. 2017, pp. 403–410.
- [6] Asyushkin V.A., Ishin S.V. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2011, no. 1, pp. 9–12.
- [7] Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V., Fedoskin D.I., Lemeshevsky S.A., Yakovlev B.D., Zhumakhanov N.B., Poreshnev A.Yu., Vikulenkov A.V. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2017, no. 2, pp. 147–156.
- [8] Santoni F., Piergentili F., Ravaglia R. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 26, no. 3, pp. 618–627.
- [9] Avaryashkin D.P., Shcherbakov M.S. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva (natsionalnogo issledovatel'skogo universiteta)* — *Vestnik of Samara University. Aerospace and*

- Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 1, pp. 9–17.
<http://dx.doi.org/10.18287/2412-7329-2016-15-1-9-17>
- [10] Avariaskin D.P. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie — Journal of Instrument Engineering*, 2016, vol. 59, no. 6, pp. 499–506.
<http://dx.doi.org/10.17586/0021-3454-2016-59-6-499-506>
- [11] Avariaskin D.P., Belokonov I.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie — Journal of Instrument Engineering*. 2018, vol. 61, no. 5, pp. 450–457. <http://dx.doi.org/10.17586/0021-3454-2018-61-5-450-457>
- [12] Levantovsky V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii [Mechanics of space flight in an elementary presentation]*. Moscow, Nauka, Glav. red. fiziko-mat. lit. Publ., 1980, 512 p.

Simonov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Lead Mathematician, Lavochkin Association, Research interests: ballistics of launch vehicles and interplanetary spacecraft.
e-mail: alex.simonov@laspace.ru

Morskoy I.M., Lead Mathematician, Lavochkin Association. Research interests: ballistics of launch vehicles and interplanetary spacecraft. e-mail: morskoy@laspace.ru

Gordienko E.S., Cand. Sc. (Eng.), 2nd category Mathematician, Lavochkin Association. Research interests: ballistics of near-Earth and lunar spacecraft.
e-mail: ges@laspace.ru

Vorobyov A.L., Mathematician, Lavochkin Association. Research interests: ballistics of launch vehicles and interplanetary spacecraft. e-mail: vorobyev.al@laspace.ru

Pol V.G., Cand. Sc. (Eng.), Lead Specialist, Lavochkin Association, honorary title — veteran of astronautics of Russia. Research interests: system analysis, ballistics of near-Earth and interplanetary objects. e-mail: polvad@laspace.ru