

**Статистическое уточнение импульса последействия
маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат»
для повышения точности выведения
космических аппаратов**

© А.В. Симонов, А.Л. Воробьёв, С.Д. Ковалёва,
Е.С. Гордиенко, П.Е. Розин, А.В. Косенкова

АО «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»,
г. Химки, Московская область, 141402, Россия

Как показывает практика, наибольшее влияние на точность выведения полезной нагрузки на целевую орбиту оказывают ошибки измерений датчиков комплекса командных приборов, а также разброс импульса последействия маршевого двигателя. Рассмотрен способ повышения точности выведения разгонным блоком «Фрегат» на заданную орбиту путем уточнения импульса последействия его маршевого двигателя. По результатам запусков проведен пересчет фактических ошибок по линейным параметрам реализованных орбит в отклонения импульса последействия. Затем путем статистического анализа в несколько итераций было уточнено среднее значение импульса последействия, что позволило значительно уменьшить ошибки выведения и подтвердить корректность разработанной методики.

Ключевые слова: разгонный блок, выведение, точность выведения, маршевый двигатель, импульс последействия

Введение. Опыт, накопленный в результате осуществления более 100 запусков разгонного блока (РБ) «Фрегат», показал высокую точность его выведения для широкого спектра орбит, по многим параметрам этот РБ опережает своих конкурентов [1]. Достигается это в том числе за счет использования интегрированной инерциально-спутниковой системы управления (СУ), в которой в едином контуре функционирует инерциальная терминальная система, корректируемая по данным спутниковой навигации. Бортовой вычислительный комплекс СУ РБ «Фрегат» на активных участках (АУ) реализует полноценное решение краевой задачи выведения на орбиту вместо упрощенной отработки заданной характеристической скорости с заранее определенными программными значениями углов и угловых скоростей. Система управления контролирует до трех заданных параметров орбиты, при этом варьируются длительность работы маршевого двигателя (МД) и ориентация продольной оси по каналам тангажа и рыскания [2].

Точность выведения определяется ошибками двух видов — инструментальными и методическими. В общем случае инструментальные

ошибки оказывают большее влияние на точность выведения. К ним относятся:

- ошибка выставки гиостабилизированной платформы (ГСП) по азимуту;
- ошибка калибровки акселерометров;
- уход ГСП;
- ошибка, обусловленная дискретностью времени выдачи команды на выключение МД;
- разброс импульса последействия;
- вычислительная погрешность бортового вычислительного комплекса;
- ошибка определения текущих координат автономной спутниковой системы навигации.

Наибольшее влияние на точность выведения оказывают ошибки комплекса командных приборов (датчики углов, угловых скоростей и акселерометры), а также разброс импульса последействия (ИПД) маршевого двигателя [3]. Все эти ошибки имеют случайный характер. Ошибки датчиков имеют, как правило, нулевое математическое ожидание либо очень близки к этому значению, и их практически невозможно определить в ходе запуска средствами объективного контроля. Ошибка ИПД двигателя, наоборот, довольно хорошо определяется через различие значений между характеристической скоростью, сообщенной по результатам измерений СУ и скорректированной по отклонениям фактических значений параметров орбиты. Номинальное значение ИПД МД учитывается СУ при отработке маневра и реализуется путем досрочного выключения двигателя. Для каждого активного участка рассчитывается время упреждения выдачи команды через расчетное значение массы головного блока и номинальные значения тяги ИПД, удельной тяги и импульса последействия двигателя.

Цель настоящего исследования — поиск способов повышения точности выведения полезных нагрузок на целевые орбиты разгонным блоком «Фрегат».

Алгоритм учета импульса последействия системой управления в процессе отработки активного участка. Типовой график набора характеристической скорости [4, 5] в процессе активного участка на МД РБ показан на рис. 1.

В процессе маневра СУ РБ отрабатывает следующую последовательность режимов и команд.

1. Двигатели малой тяги, входящие в состав двигательной установки системы ориентации, стабилизации и обеспечения запуска, включаются за 55 с до подачи команды «КЗ» («команда на зажигание») на включение МД [6]. Это необходимо для создания начальной

перегрузки, прижимающей компоненты топлива к горловинам топливозаборных устройств, находящихся в баках РБ. Характеристическая скорость, набираемая на этом участке, как правило, составляет 1,0...3,0 м/с в зависимости от массы головного блока.

2. Основной участок работы МД [7], происходит набор практически всей величины характеристической скорости между командами «КЗ» и «ГК» («главная команда» на выключение двигателя). В процессе работы МД система управления РБ для парирования возмущений периодически пересчитывает краевую задачу для выхода на заданные параметры орбиты и вносит корректировки в параметры управления по моменту выдачи команды «ГК» и углам тангажа и рыскания. Примерно за 1-2 с до момента выключения МД такие итерации прекращаются, и корректировки в программу управления больше не вносятся.

3. Импульс последствия учитывается СУ как часть активного участка в интервале от момента выдачи команды «ГК» до момента («ГК» + 10 с). Его влияние рассчитывается через номинальное значение ИПД, задаваемого в составе полетного задания.

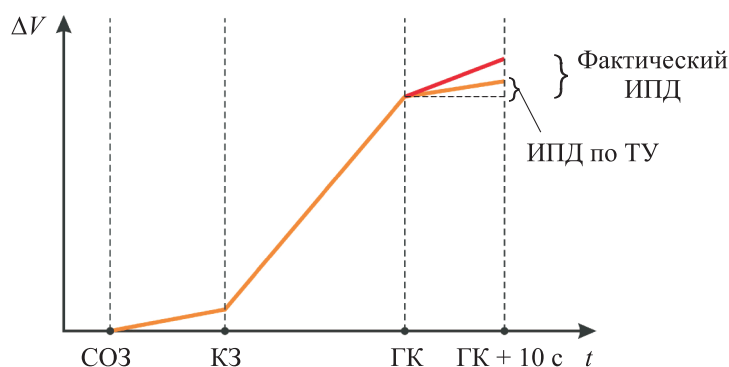


Рис. 1. Типовой график набора характеристической скорости в процессе активного участка на маршевом двигателе РБ «Фрегат»

При проведении баллистических расчетов принималось, что тяга маршевого двигателя С5.92 [8, 9] для режима большой тяги (БТ) равна 2016 кгс, для режима малой тяги (МТ) — 1407 кгс. Согласно техническим условиям на двигатель, допуск на величину тяги составляет ± 100 кгс. Значение ИПД равно 570 кгс·с для режима БТ, 420 кгс·с — для режима МТ. Величина ИПД может отклоняться от приведенных значений на ± 20 %.

Статистика результатов запусков. Почти во всех запусках РБ «Фрегат» отмечалось превышение реализованной высоты апогея по отношению к ее номинальному значению. В табл. 1 приведены отклонения по некоторым из запусков — на высокие круговые и эллиптические орбиты. При запусках на круговые орбиты указаны

параметры переходных орбит. Для представленных в таблице случаев отклонения высоты апогея наиболее наглядны, поэтому приведены значения только этого параметра (столбец с этими значениями обозначен Δh_a). Значения допуска приведены для уровня 3σ .

Таблица 1

Результаты некоторых запусков РБ «Фрегат» на высокие орбиты

Номер запуска	Δh_a , км	Допуск 3σ , км	$\Delta h_a/\sigma$, σ
1	14,3	25,0	1,716
2	13,3	25,0	1,596
3	8,0	25,0	0,960
4	17,3	25,0	2,076
5	16,3	25,0	1,956
6	18,3	25,0	2,196
7	13,9	25,0	1,668
8	14,1	25,0	1,692
9	13,0	25,0	1,560
10	42,1	25,0	5,052
11	108,7	105,0	3,106
12	73,5	105,0	2,100
13	58,0	105,0	1,657
14	23,8	105,0	0,680
15	77,4	105,0	2,211
16	84,5	105,0	2,414
17	41,8	105,0	0,836
18	45,0	105,0	0,900
19	57,6	110,0	1,571
20	43,8	110,0	1,195
21	60,5	110,0	1,650
22	48,9	110,0	1,334
23	36,7	110,0	1,001
24	2157,8	3400,0	1,904
25	25,1	100,0	0,753
26	44,3	100,0	1,329
27	33,0	110,0	0,900
28	17,6	100,0	0,528
29	22,9	100,0	0,687
30	31,5	85,0	1,112
31	17,4	85,0	0,614
32	13,2	85,0	0,466
33	33,5	85,0	1,182
34	11184,6	80000,0	0,419
35	-3,3	18,5	-0,535
36	1,9	18,5	0,308
37	0,2	18,5	0,032
38	5,3	18,5	0,859
39	4,5	18,5	0,730
40	24,1	150,0	0,482
41	49,3	140,0	1,056

Значительное влияние импульса последствия на высоту апогея объясняется двумя основными факторами. Во-первых, влияние сообщаемой характеристической скорости маневра на радиус апогея прямо пропорционально квадрату величины большой полуоси орбиты:

$$\frac{\partial R_a}{\partial V_\pi} = \frac{4V_\pi a^2}{\mu}.$$

Во-вторых, из-за значительных величин сообщаемой характеристической скорости на таких активных участках расход топлива также будет больше, а конечная масса головного блока в конце активного участка, соответственно, меньше. Следовательно, при практически неизменной величине ИПД ускорение от него при запусках на высокие орбиты окажет большее влияние на высоту апогея, чем при запусках на низкие орбиты.

Таким образом, избыток или недостаток тяги вследствие отклонения ИПД при выведении на высокоапогейные эллиптические орбиты имеют значительно большее влияние, чем при запусках на низкие орбиты.

Для удобства сравнения различных по типу орбит и восприятия данных в качестве единицы измерения выбрана величина стандартного отклонения (σ), рассчитываемая как частное от деления величины допуска по этому параметру на 3.

Полетные задания для СУ РБ «Фрегат» для запусков, характеристики которых приведены в табл. 1, были рассчитаны для номинального значения ИПД, равного 570 кгс·с и 420 кгс·с для режимов «БТ» и «МТ» соответственно.

Среди данных, приведенных в табл. 1, выделяются два случая — с номерами запусков 10 и 11. Их абсолютные отклонения выходят за величину допуска, а относительные превышают уровень 3σ . Несмотря на это, они были взяты в обработку для расчета математического ожидания и стандартного отклонения.

Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, поделенное на этот параметр, для каждого из запусков, указанных в табл. 1, приведено на рис. 2.

Согласно результатам статистической обработки данных о фактически реализованных значениях высоты апогея, величина превышения по этому параметру имеет систематический характер и в большинстве случаев близка одному стандартному отклонению допуска по этому параметру орбиты. Среднее значение равно 1,334, стандартное отклонение — 0,927. Отклонения в отрицательную сторону практически отсутствуют.

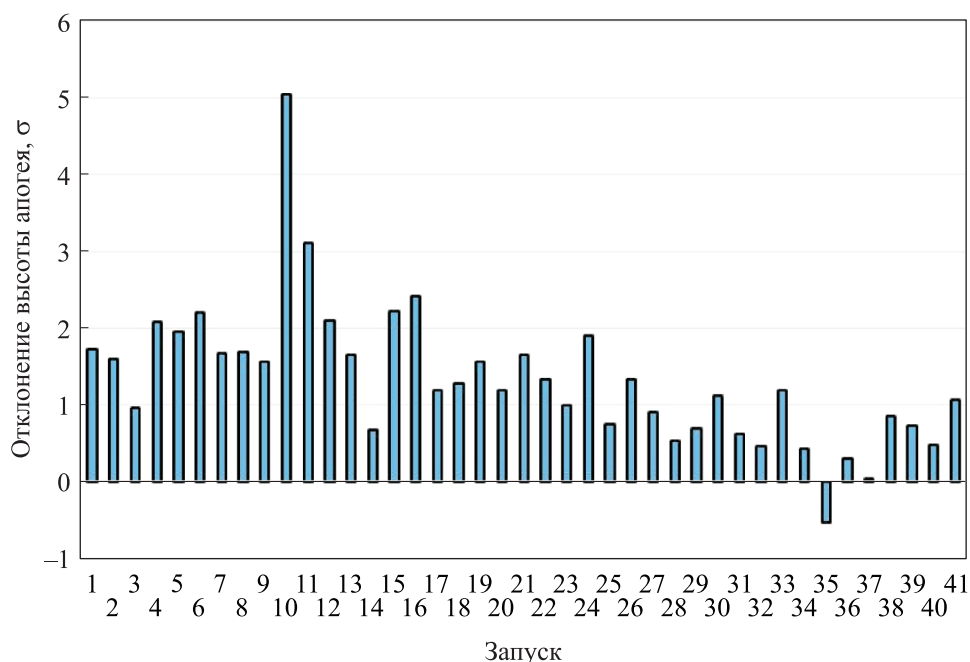


Рис. 2. Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, полученное при запусках РБ для номинального значения ИПД

Уточнение импульса последействия маршевого двигателя РБ «Фрегат». По результатам обработки данных телеметрической информации в 2019 г. по состоявшимся к тому времени запускам было установлено, что среднее значение фактического ИПД больше номинального примерно на 15 %. Пример подобного превышения также показан на рис. 1. Система управления РБ не может парировать такое возмущение, так как управление двигателем после момента «ГК» невозможно.

Определить точное фактическое значение ИПД довольно проблематично. Это можно было бы сделать, напрямую проинтегрировав значения кажущегося ускорения, измеренного акселерометрами на участке от момента «ГК» до момента, на котором ускорение, а значит, и тяга двигателя становятся равными нулю. Для получения репрезентативных результатов такого расчета потребовалось бы знать значения ускорения с шагом по времени около 0,1 с или менее. На практике телеметрическая информация на борту РБ «Фрегат» формируется с шагом 4 с, т. е. в десятисекундный интервал попадают две или три точки с данными. Обработка такой прореженной информации практической ценности не представляет. Поэтому фактическое значение ИПД для каждого из запусков было определено упрощенно через избыточные значения характеристических скоростей маневров и отклонений высоты апогея. Иными словами, считали, что отклоне-

ние высоты апогея вызвано в основном отклонением тяги ИПД от номинального значения.

Согласно методике, среднее значение ИПД определяли в следующей последовательности.

1. Определение величины характеристической скорости маневра, необходимой для выведения на орбиту с номинальным значением высоты апогея. С этой целью решалась краевая задача для активного участка с параметрами, максимально приближенными к летным: уточненными по результатам запуска значениями тяги и удельной тяги МД, а также значением начальной массы ГБ, уточненной по взвешенной массе полезной нагрузки и результатам расчета заправки РБ компонентами топлива. Эти значения масс с определенной точностью, связанной с погрешностью заправки, можно считать окончательными. Баллистические расчеты для разработки полетного задания проводятся раньше и не могут учитывать эти значения. Определить такое значение характеристической скорости другим способом не представляется возможным. Например, качественное моделирование маневра по данным телеметрической информации невозможно, так как информация передается с довольно низкой частотой (1 раз в 4 с).

2. Определение избыточной составляющей характеристической скорости маневра через отклонение высоты апогея между значением, полученным на шаге 1, и фактическим значением, полученным по результатам запуска.

3. Расчет значения тяги ИПД через массу ГБ в конце маневра, полученного на шаге 1, и избытку характеристической скорости, полученному на шаге 2.

4. Расчет среднего значения тяги ИПД с использованием данных по всем запускам.

Последующие полетные задания для СУ РБ были рассчитаны в соответствии с интегральной тягой ИПД МД, равной $570 \times 1,15 = 655,5$ кгс·с для режима «БТ» и $420 \times 1,15 = 485$ кгс·с для режима «МТ». Результаты запусков с обновленным значением ИПД на высокие эллиптические и круговые орбиты приведены в табл. 2 и на рис. 3. Обозначения в табл. 2 аналогичны используемым в табл. 1.

Таблица 2

Результаты запусков РБ «Фрегат» на высокие орбиты с повышенным значением ИПД при расчете номинальных траекторий

Номер запуска	Δh_a , км	Допуск 3σ , км	Δh_a , σ
42	1,5	25,0	0,180
43	11,7	25,0	1,404
44	7,1	25,0	0,852
45	44,3	150,0	0,886
46	39,4	110,0	1,075
47	6,7	85,0	0,236

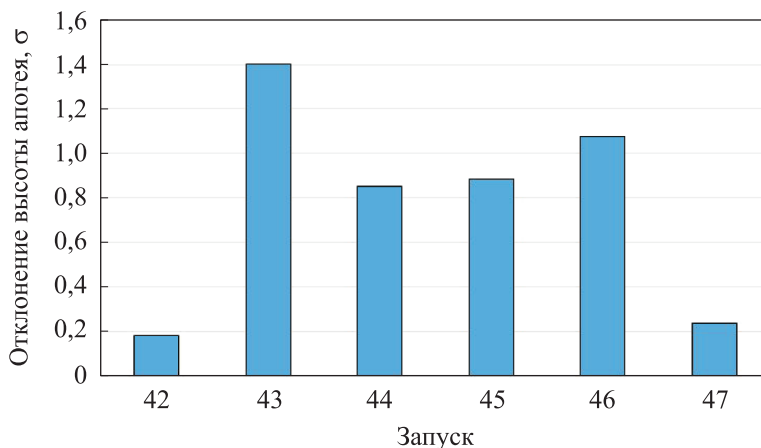


Рис. 3. Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, полученное при запусках РБ для значения ИПД, повышенного на 15 %

Статистическая обработка данных, представленных в табл. 2 и на рис. 3, показывает, что среднее значение отклонения по высоте апогея уменьшилось до 0,772, т. е. на 42 %. Стандартное отклонение также уменьшилось — до 0,479, т. е. на 48 %. После обработки этих данных в 2022 г. было принято решение о дальнейшем увеличении расчетной интегральной тяги ИПД до максимально возможной величины, находящейся на границе допуска, т. е. на 20 % от номинального. Результаты обработки данных с этих запусков будут позднее — их предполагается осуществить в четвертом квартале 2022 г. и далее.

Заключение. Рассмотренный способ повышения точности выведения полезных нагрузок на целевые орбиты разгонным блоком «Фрегат» применим при уточнении импульса последействия маршевого двигателя РБ. Как показывает практика, этот фактор имеет существенное влияние на получаемые отклонения параметров орбиты.

По результатам запусков был пересчитаны фактические ошибки линейных параметров орбит в отклонения импульса последействия. Затем по результатам статистического анализа было уточнено среднее значение импульса последействия, что позволило значительно уменьшить ошибки выведения и подтвердить корректность разработанной методики.

Приведенные результаты свидетельствуют о том, что отклонения параметров орбит уменьшились более чем на 40 %.

Работы по дальнейшему повышению точности выведения будут продолжены.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Дишель В.Д., Елисеева М.А., Мулюкин А.М., Сапожников А.И., Симанов М.Л. Системы управления АО «НПЦ АП» в проектах АО «НПО Лавочкина». *Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2022, № 2, с. 76–81.

- [2] 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. 16–25.
- [3] Dishel V.D., Sapozhnikov A.I., Malishev A.V. High-precision guaranteed validity estimation methods application for integrated inertial navigation solution of orbital vehicles. *Advances in the Astronautically Sciences*, 2017, vol. 161, pp. 353–372.
- [4] 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.
- [5] Симонов А.В., Морской И.М., Гордиенко Е.С., Воробьев А.Л., Поль В.Г. Обеспечение несоударения и безопасного расхождения большого числа космических аппаратов при выведении разгонным блоком «Фрегат». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8 (104). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2007>
- [6] Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат». *Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2014, № 1, с. 44–46.
- [7] Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «Фрегат». *Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина»*, 2014, № 1, с. 47–49.
- [8] Неватус И.С. Конструктивные особенности двигательной установки разгонного блока «Фрегат». *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2017, т. 1, № 13, с. 163–164.
- [9] Дерягин Ю.А., Дубовицкий А.В. Маршевый двигатель межорбитальных космических буксиров «Фрегат», «Фрегат-СБ». *Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2014, № 1, с. 41–43.

Статья поступила в редакцию 25.07.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симонов А.В., Воробьев А.Л., Ковалёва С.Д., Гордиенко Е.С., Розин П.Е., Косенкова А.В. Статистическое уточнение импульса последствия маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат» для повышения точности выведения космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2218>

Симонов Александр Владимирович — канд. техн. наук, заместитель начальника отдела АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика средств выведения и межпланетных космических аппаратов. e-mail: SimonovAV@laspace.ru

Воробьев Александр Леонидович — ведущий математик АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика средств выведения и межпланетных космических аппаратов. e-mail: VorobevAL@laspace.ru

Ковалёва Светлана Дмитриевна — математик второй категории АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика средств выведения и межпланетных космических аппаратов. e-mail: KovalevaSD@laspace.ru

А.В. Симонов, А.Л. Воробьёв, С.Д. Ковалёва, Е.С. Гордиенко, П.Е. Розин, А.В. Косенкова

Гордиенко Евгений Сергеевич — канд. техн. наук, математик первой категории АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика околоземных и лунных космических аппаратов. e-mail: GordienkoES@laspace.ru

Розин Петр Евгеньевич — канд. техн. наук, начальник сектора АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: системы управления околоземных и межпланетных космических аппаратов. e-mail: rozin@laspace.ru

Косенкова Анастасия Владимировна — канд. техн. наук, ведущий инженер-конструктор АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: проектирование околоземных, лунных и межпланетных космических аппаратов. e-mail: TarasovaAV@laspace.ru

Statistical refinement of the Fregat upper stage sustainer afteraction pulse in improving accuracy of the spacecraft launching

© A.V. Simonov, A.L. Vorobyev, S.D. Kovaleva,
E.S. Gordienko, P.E. Rozin, A.V. Kosenkova

Lavochkin Association, JSC
Khimki, Moscow region, 141402, Russia

As it is known from practice, the most important influence on the accuracy of the payload launching into the target orbit is exerted by measurement errors of the command instrumentation system sensors, as well as by the sustainer afteraction pulse spread. A method is considered to increase accuracy of launching into a given orbit using the Fregat upper stage by refining the sustainer afteraction pulse. According to the results of launches, actual errors in the realized orbit linear parameters were recalculated in the afteraction pulse deviations. Then, the afteraction pulse average value was refined by statistical analysis in several iterations, which made it possible to significantly reduce the launching errors and confirm correctness of the developed technique.

Keywords: upper stage, launching, launching accuracy, sustainer, afteraction pulse

REFERENCES

- [1] Dishel V.D., Eliseeva M.A., Mulyukin A.M., Sapozhnikov A.I., Simakov M.L. Sistemy upravleniya AO "NPTs AP" v proyektakh AO "NPO Lavochkina" [JSC SPAAIB control systems in the Lavochkin Association projects]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2022, no. 2, pp. 76–81.
- [2] Morozov V.V., Trunov Yu.V., Komissarov A.I., Pak E.A., Zhuchkov A.G., Dishel V.D., Zalikhina E.E., Parondzhanov V.D. Sistema upravleniya mezhorbitalnogo kosmicheskogo buksira "Fregat" [Control system of the Fregat interorbital space tug]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 16–25.
- [3] Dishel V.D., Sapojnikov A.I., Malishev A.V. High-precision guaranteed validity estimation methods application for integrated inertial navigation solution of orbital vehicles. *Advances in the Astronautically Sciences*, 2017, vol. 161, pp. 353–372.
- [4] Morskoy I.M., Simonov A.V., Lyaskovskaya V.I., Ezhov A.S. Ballisticheskoye obespechenie razrabotki i poletov mezhorbitalnogo kosmicheskogo buksira "Fregat" [Ballistic support in design, development and flight of the Fregat interorbital space tug]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 10–15.
- [5] Simonov A.V., Morskoy I.M., Gordienko E.S., Vorobyov A.L., Pol V.G. Obespechenie nesoudareniya i bezopasnogo raskhozheniya bolshogo chisla kosmicheskikh apparatov pri vyvedenii razgonnym blokom "Fregat" [Ensuring non-collision and safe distancing of a large number of spacecraft when launched by the Fregat upper stage]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 8 (104).
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2007>
- [6] Ageenko Yu.I. Dvigatel stabilizatsii, oriyentatsii i obespecheniya zapuska marshevogo dvigatelya MKB "Fregat" [Stabilization and orientation engine

- ensuring the Fregat IOST sustainer start]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 44–46.
- [7] Aleksandrov L.G., Kuzmin O.A., Makarov V.P. Dvigatel'naya ustanovka reaktivnoy sistemy upravleniya mezhorbitalnym kosmicheskim buksiom "Fregat" [Propulsion System of the Reaction Control System of Fregat Interorbital Space Tug]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 47–49.
- [8] Nevatus I.S. Konstruktivnye osobennosti dvigatel'noy ustanovki razgonnogo bloka "Fregat" [Construction features of the Fregat upper stage propulsion system]. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavtiki — Actual problems of aviation and cosmonautics*, 2017, vol. 1, no. 13, pp. 163–164.
- [9] Deryagin Yu.A., Dubovitskiy A.V. Marshevyi dvigatel mezhorbitalnykh kosmicheskikh buksirov "Fregat", "Fregat-SB" [Sustainers of Fregat and Fregat-SB interorbital space tugs]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Association)*, 2014, no. 1, pp. 41–43.

Simonov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Department Head, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: ballistics of insertion systems and interplanetary spacecraft. e-mail: SimonovAV@laspace.ru

Vorobyev A.L., Lead Mathematician, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: ballistics of insertion systems and interplanetary spacecraft. e-mail: VorobevAL@laspace.ru

Kovaleva S.D., Mathematician of the Second Category, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: ballistics of insertion systems and interplanetary spacecraft. e-mail: KovalevaSD@laspace.ru

Gordienko E.S., Cand. Sc. (Eng.), Mathematician of the First Category, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: ballistics of near-Earth and lunar spacecraft. e-mail: GordienkoES@laspace.ru

Rozin P.E., Cand. Sc. (Eng.), Head of Sector, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: control systems of near-Earth and interplanetary spacecraft. e-mail: rozin@laspace.ru

Kosenkova A.V., Cand. Sc. (Eng.), Leading Engineer-Designer, Lavochkin Association, JSC. Field of activity and scientific interests: design of near-Earth, moon and interplanetary spacecraft. e-mail: TarasovaAV@laspace.ru