

Сравнительный анализ параметров траектории ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» этапа 1а на основе данных внешнетраекторных измерений

© А.С. Пачин, С.А. Сергеев

АО «ЦНИИмаш», Московская область, Королёв, 141070, Россия

Проведен сравнительный анализ траекторий двух ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» этапа 1а в целях выявления различительных особенностей применения соответственно программного и терминального методов управления выводением на кинематические параметры движения. Разработана методика расчета оценок статистических характеристик изохронных вариаций параметров вектора состояния ракет космического назначения на основе данных внешнетраекторных измерений. С использованием внешнетраекторной информации рассчитаны формируемые рассматриваемыми носителями параметры начальной орбиты космического корабля и проведена оценка их точности. Установлено, что параметры начальной орбиты, формируемой ракетой космического назначения «Союз-2», имеют меньшие отклонения от своих номинальных значений в отличие от реализации траектории выведения носителем предыдущего поколения. Подтвержден опытными данными положительный вклад терминального управления в снижение отклонений реализуемой траектории от номинальной.

Ключевые слова: ракета космического назначения, параметры траектории, измерительная информация, анализ, параметры орбиты, средства выведения

Введение. Последний пуск ракеты космического назначения (РКН) «Союз-ФГ» состоялся 25 сентября 2019 г. [1]. С того момента и по настоящее время для выведения на околоземную орбиту пилотируемых космических кораблей (КК) применяются РКН «Союз-2» этапа 1а (далее — «Союз-2»).

Принципиальным различием рассматриваемых средств выведения является то, что в системе управления (СУ) РКН «Союз-ФГ» реализовано программное управление, а в СУ РКН «Союз-2» — терминальное [2]. В связи с этим представляет интерес проведение сравнительного анализа рассматриваемых носителей в целях выявления различающихся особенностей реализуемых траекторий выведения космических аппаратов (КА) и влияния применения терминального управления на точность выведения. Характерной чертой представленного анализа является его проведение с применением данных внешнетраекторных измерений (ВТИ), полученных за время эксплуатации рассматриваемых носителей с помощью измерительных средств.

При пусках РКН «Союз-ФГ» траекторные измерения обеспечивали радиолокационные станции, которые работали с бортовой аппаратурой, установленной на космическом корабле, а при пусках РКН «Союз-2» — с навигационной аппаратурой потребителя (НАП), установленной на третьей ступени РН, и аппаратурой спутниковой навигации системы управления РН.

При проведении работы в качестве исходных приняты данные внешнетраекторных измерений по 16 и 9 пускам РКН «Союз-ФГ» и «Союз-2» соответственно, проведенных в 2012–2019 гг., а также кинематические параметры номинальной траектории. Источниками этих данных стали отчеты космодрома Байконур по проведенным пускам и расчетно-баллистические материалы предприятия-изготовителя РКН. На основе исходной информации предложена методика расчета статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров движения и проведен сравнительный анализ траекторий РКН «Союз-ФГ» и «Союз-2».

Цель настоящей статьи — выявить и представить различающиеся особенности траекторий полета ракет космического назначения, в системе управления одной из которых реализовано программное управление, а в системе другой — терминальное.

Методика расчета статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров движения ракеты космического назначения. Данные ВТИ и отчеты космодрома Байконур по проведенным пускам представлены в виде кинематических параметров движения в общеземной геоцентрической (гринвичской) системе координат (ГСК).

Общеземная система координат является геоцентрической пространственной системой координат с началом в центре масс Земли (рис. 1) [3]. Ось Z направлена к условному земному полюсу (международному условному началу), как определено рекомендациями Международной службы вращения Земли (International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS), ось X — в точку пересечения плоскости экватора и начального меридиана, установленного IERS и Международным бюро времени (Bureau International de l'Heure, BIH), ось Y дополняет систему до правой тройки векторов. Общеземная система координат вращается вместе с Землей. Положение точки в пространстве в геоцентрической системе координат определяется значениями прямоугольных координат X, Y, Z .

Активный участок траектории (АУТ), на котором работает двигательная установка РКН, наиболее целесообразно анализировать в стартовой системе координат (ССК), поэтому исходные данные необходимо преобразовать в ССК.

Стартовая система координат ($O_c X_c Y_c Z_c$) — правая прямоугольная система координат, связанная неподвижно относительно поверхно-

сти общеземного эллипсоида с Землей и участвующая в ее вращении. Начало координат совпадает с точкой старта (пусковой установкой), задаваемой на общеземном эллипсоиде геодезическими координатами: широтой φ_0 , долготой λ_0 и высотой h_0 над поверхностью эллипсоида. Оси в этой системе координат расположены следующим образом:

OX_c находится в плоскости стрельбы и образует с направлением на север угол, равный азимуту пуска A_0 ;

OY_c направлена вверх по нормали к общеземному эллипсоиду;

OZ_c дополняет систему до правой тройки векторов.

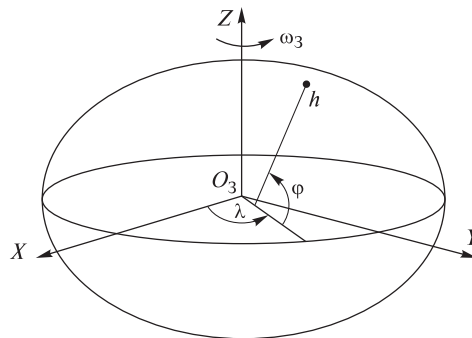


Рис. 1. Геоцентрическая система координат O_3XYZ :
 O_3 — центр масс Земли; h — высота над поверхностью общеземного эллипсоида; λ — долгота; φ — геодезическая широта; ω_3 — направление вращения Земли

Преобразуем исходные данные в ССК:

$$\mathbf{X}_2 = A\mathbf{X}_1, \quad (1)$$

где \mathbf{X}_1 — вектор состояния РКН в ГСК; \mathbf{X}_2 — вектор состояния РКН в ССК; A — матрица перехода из ГСК в ССК.

Для преобразования исходных данных из гринвичской системы координат в стартовую с помощью формулы (1) необходимо использовать матрицу перехода следующего вида:

$$A_{\text{ГСК} \rightarrow \text{ССК}} = \begin{pmatrix} -\sin A_0 \sin \lambda_0 - \cos A_0 \sin \varphi_0 \cos \lambda_0 & \sin A_0 \cos \lambda_0 - \cos A_0 \sin \varphi_0 \sin \lambda_0 & \cos A_0 \cos \varphi_0 \\ \cos \varphi_0 \cos \lambda_0 & \cos \varphi_0 \sin \lambda_0 & \sin \varphi_0 \\ \sin A_0 \sin \varphi_0 \cos \lambda_0 - \cos A_0 \sin \lambda_0 & \sin A_0 \sin \varphi_0 \sin \lambda_0 + \cos A_0 \cos \lambda_0 & -\sin A_0 \cos \varphi_0 \end{pmatrix}.$$

Методом линейной интерполяции [4] приведем исходные данные к единому шагу по времени, например к 1 с, затем вычислим изохронные вариации параметров вектора состояния ($d\mathbf{x}_i$) как разность опытных (под опытными понимаются данные ВТИ [5]) и номинальных кинематических параметров движения РКН для каждого момента времени:

$$\mathbf{dx}_i = \mathbf{x}_{\text{оп}i} - \mathbf{x}_{\text{расчет}i}, \quad (2)$$

где $\mathbf{x}_{\text{оп}i}$ — вектор состояния РКН в i -й момент времени, полученный по опытным данным (ВТИ); $\mathbf{x}_{\text{расчет}i}$ — номинальный (расчетный) вектор состояния РКН в i -й момент времени.

В результате проведенных расчетов с применением формулы (2) получены изохронные вариации кинематических параметров движения на АУТ для каждой из рассматриваемых РКН, что позволяет провести сравнительный анализ в отклонениях. Для каждого момента времени получим оценки математических ожиданий (МО) и среднеквадратичных отклонений (СКО) [7, 8] каждого параметра вектора состояния по формулам:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{\mathbf{dx}_i} &= \frac{\sum_{k=1}^n dx_k}{n}; \quad \mathbf{M}_{\mathbf{dy}_i} = \frac{\sum_{k=1}^n dy_k}{n}; \quad \mathbf{M}_{\mathbf{dz}_i} = \frac{\sum_{k=1}^n dz_k}{n}; \\ \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{x_i}} &= \frac{\sum_{k=1}^n dV_{x_k}}{n}; \quad \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{y_i}} = \frac{\sum_{k=1}^n dV_{y_k}}{n}; \quad \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{z_i}} = \frac{\sum_{k=1}^n dV_{z_k}}{n}; \\ \mathbf{D}_{\mathbf{dx}_i} &= \frac{\sum_{k=1}^n (dx_k - \mathbf{M}_{\mathbf{dx}_i})^2}{n-1}; \quad \mathbf{D}_{\mathbf{dy}_i} = \frac{\sum_{k=1}^n (dy_k - \mathbf{M}_{\mathbf{dy}_i})^2}{n-1}; \\ \mathbf{D}_{\mathbf{dz}_i} &= \frac{\sum_{k=1}^n (dz_k - \mathbf{M}_{\mathbf{dz}_i})^2}{n-1}; \quad \mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{x_i}} = \frac{\sum_{k=1}^n (dV_{x_k} - \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{x_i}})^2}{n-1}; \\ \mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{y_i}} &= \frac{\sum_{k=1}^n (dV_{y_k} - \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{y_i}})^2}{n-1}; \quad \mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{z_i}} = \frac{\sum_{k=1}^n (dV_{z_k} - \mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{z_i}})^2}{n-1}; \\ \sigma_{\mathbf{dx}_i} &= \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dx}_i}}; \quad \sigma_{\mathbf{dy}_i} = \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dy}_i}}; \quad \sigma_{\mathbf{dz}_i} = \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dz}_i}}; \\ \sigma_{\mathbf{dV}_{x_i}} &= \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{x_i}}}; \quad \sigma_{\mathbf{dV}_{y_i}} = \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{y_i}}}; \quad \sigma_{\mathbf{dV}_{z_i}} = \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{dV}_{z_i}}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь n — количество рассматриваемых пусков РКН; $\mathbf{M}_{\mathbf{dx}_i}$, $\mathbf{M}_{\mathbf{dy}_i}$, $\mathbf{M}_{\mathbf{dz}_i}$, $\mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{x_i}}$, $\mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{y_i}}$, $\mathbf{M}_{\mathbf{dV}_{z_i}}$ — векторы оценок математических ожиданий изохронных вариаций параметров вектора состояния в i -й момент времени; $\sigma_{\mathbf{dx}_i}$, $\sigma_{\mathbf{dy}_i}$, $\sigma_{\mathbf{dz}_i}$, $\sigma_{\mathbf{dV}_{x_i}}$, $\sigma_{\mathbf{dV}_{y_i}}$, $\sigma_{\mathbf{dV}_{z_i}}$ — векторы оценок СКО изохронных вариаций параметров вектора состояния в i -й момент времени.

В результате с помощью формул (3), (4) получены оценки статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров траектории РКН «Союз-ФГ» и «Союз-2».

Анализ результатов расчета. Для наглядности отобразим полученные результаты расчета оценок статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров траекторий РКН «Союз-ФГ» и «Союз-2» в виде графических зависимостей оценок статистических характеристик от времени полета (рис. 2), на которых сплошными линиями обозначены оценки математических ожиданий параметров, штриховыми — оценки СКО.

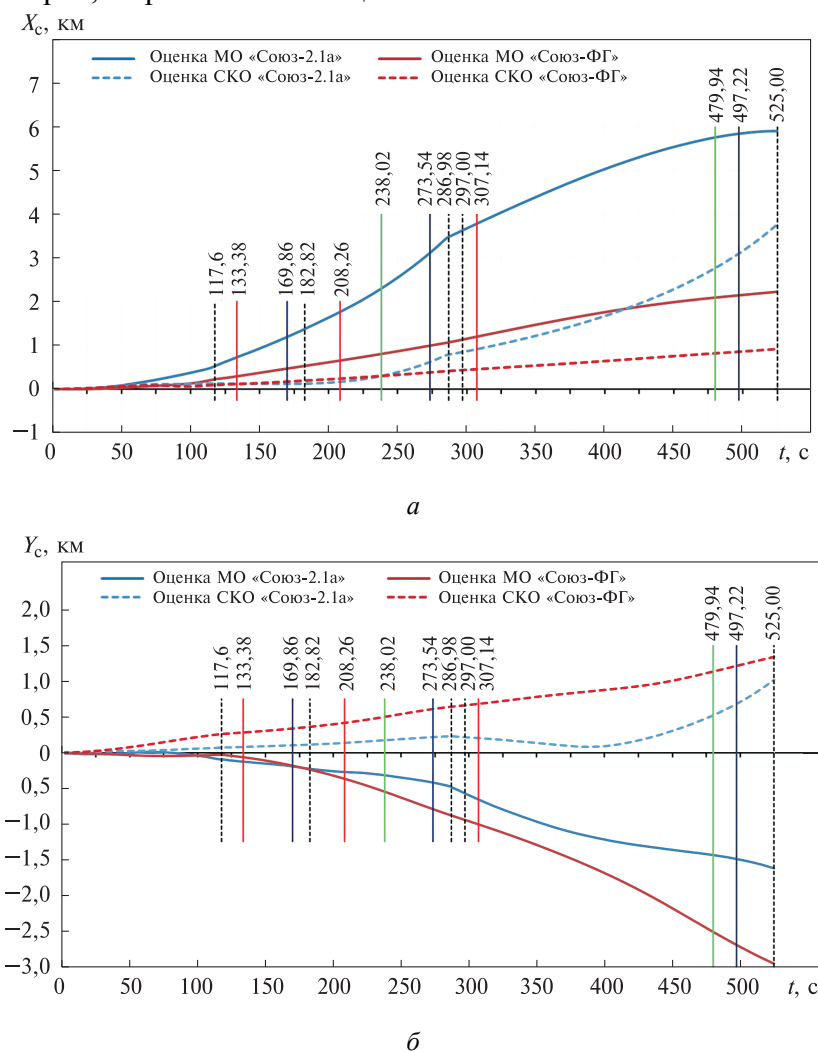
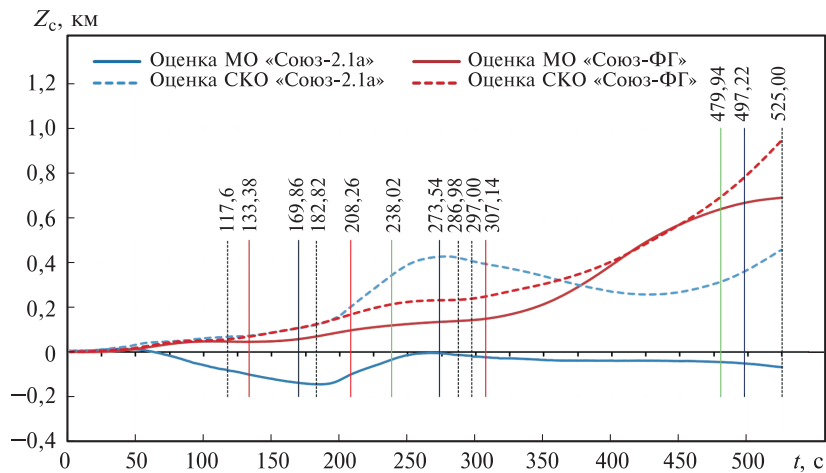
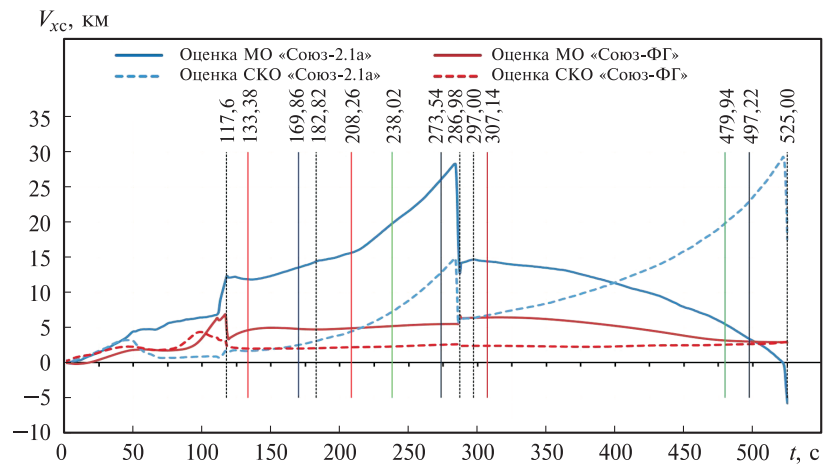


Рис. 2 (начало). Результаты расчета оценок статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров движения ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» в зависимости от времени полета:

a — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций координаты X_c ;
б — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций координаты Y_c



6



2

Рис. 2 (продолжение). Результаты расчета оценок статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров движения ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» в зависимости от времени полета:

- 6 — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций координаты Z_c ;
- 2 — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций проекций скорости V_{xc}

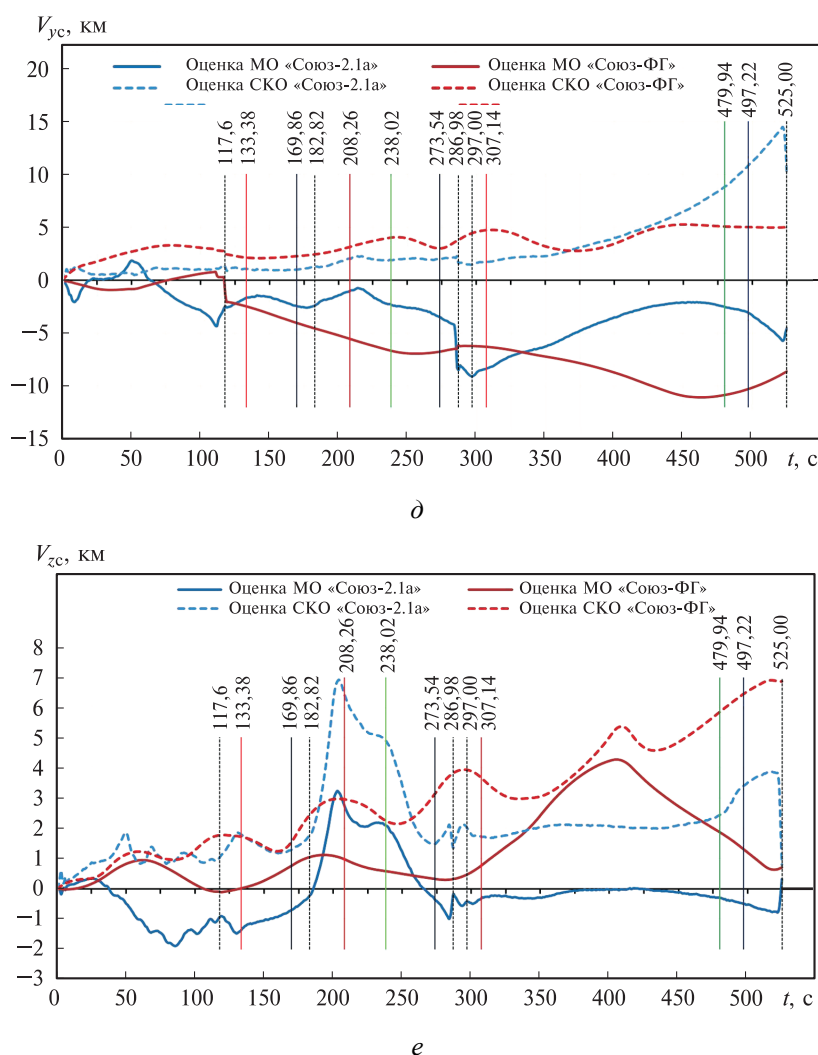


Рис. 2 (окончание). Результаты расчета оценок статистических характеристик изохронных вариаций кинематических параметров движения ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» в зависимости от времени полета:

δ — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций проекций скорости $V_{yс}$; ϵ — значения оценок статистических характеристик изохронных вариаций проекций скорости $V_{zс}$

Кроме того, отметим на рисунках взятые из циклограммы полета РКН «Союз-2» характерные моменты времени (табл. 1):

- момент отделения составных частей РКН;
- моменты начала терминального управления при наведении в заданный район падения;
- моменты коррекции траектории по данным НАП.

**Характерные моменты времени при движении ракеты
космического назначения «Союз-2» на активном участке траектории**

| Время t , с | Цвет | Характерные моменты времени |
|---------------|---------|--|
| 117,60 | | Момент выдачи команды на разрыв нижних силовых связей боковых блоков с блоком «А» |
| 133,38 | красный | Момент начала терминального управления при наведении головного обтекателя |
| 169,86 | синий | Момент окончания терминального управления при наведении головного обтекателя |
| 182,82 | | Момент для формирования команды на отделение головного обтекателя |
| 208,26 | красный | Момент начала терминального управления при наведении центрального блока |
| 238,02 | зеленый | Момент выдачи поправок по результатам первого сеанса радиокоррекции |
| 273,54 | синий | Момент окончания терминального управления при наведении центрального блока |
| 286,98 | | Момент выдачи команды на разрыв связей блока «А» с блоком «И» |
| 297,00 | | Момент формирования команды в бортовой цифровой вычислительной машине на отделение панелей хвостового отсека |
| 307,14 | красный | Момент начала терминального управления при наведении полезной нагрузки |
| 479,94 | зеленый | Момент выдачи поправок по результатам второго сеанса радиокоррекции |
| 497,22 | синий | Момент окончания терминального управления при наведении полезной нагрузки |
| 525,00 | | Момент выдачи из бортовой цифровой вычислительной машины команды на отделение космического аппарата |

Анализ полученных результатов показал, что на этапе работы первой ступени параметры траекторий обеих РКН близки к номинальным и у них схожее поведение (рис. 2, а–в), что объясняется применением программного управления на данном участке (полет в плотных слоях атмосферы). При дальнейшем полете для РКН «Союз-2» характерно большее значение оценки СКО координаты X_c (см. рис. 2, а) и проекции скорости V_{xc} (рис. 2, з) от их номинальных значений, однако наличие терминальных участков управления обеспечивает меньшие отклонения по координатам Y_c , Z_c (см. рис. 2, б, в) и проекциям скорости V_{yc} , V_{zc} (рис. 2, д, е). Оценка МО отклонения координаты Z_c РКН «Союз-ФГ» (см. рис. 2, в) в процессе полета постоянно увеличивается, что вызвано накоплением ошибок программного управления, которые зависят от продолжительности полета.

Следует отметить, что в момент отделения космического корабля компоненты вектора скорости рассматриваемых РКН стремятся к своим номинальным значениям. Это связано с основной задачей СУ РКН: выводением КК на требуемую орбиту с заданной точностью.

Оценка и сравнение точности выведения ракеты космического назначения. По исходным данным в отчетах космодрома Байконур по проведенным пускам для каждого пуска рассчитаем параметры начальной орбиты космического корабля, используя алгоритм, приведенный в [9]. В качестве параметров начальной орбиты такого корабля примем следующие так называемые оскулирующие элементы: i — наклонение орбиты, T — период обращения, h_p — высота перигея над поверхностью общеземного эллипсоида, h_a — высота апогея над поверхностью общеземного эллипсоида.

Орбитальное движение космического корабля начинается с момента его отделения от РКН. Затем определим оценки МО параметров начальной орбиты космического корабля (табл. 2) и относительные отклонения параметров начальной орбиты космического корабля (табл. 3) в зависимости от их расчетных значений (см. табл. 2) для случаев формирования начальной орбиты ракетами космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2».

Таблица 2

Оценки математических ожиданий параметров начальной орбиты космического корабля

| Параметр | Ракета космического назначения, формирующая орбиту космического корабля | | |
|------------|---|----------|--|
| | «Союз-ФГ» | «Союз-2» | Расчетные данные пилотируемого или грузового корабля, летящего к МКС |
| i , град | 51,66 | 51,63 | 51,62 |
| T , мин | 88,64 | 88,42 | 88,43 |
| h_p , км | 192,38 | 200,99 | 198,96 |
| h_a , км | 238,65 | 224,70 | 212,20 |

Таблица 3

Относительные отклонения параметров начальной орбиты космического корабля в зависимости от расчетных значений

| Параметр | Ракета космического назначения, формирующая орбиту космического корабля | |
|------------------|---|----------|
| | «Союз-ФГ» | «Союз-2» |
| Δi , % | 0,07 | 0,02 |
| ΔT , % | 0,23 | 0,01 |
| Δh_p , % | 3,31 | 1,02 |
| Δh_a , % | 12,47 | 5,89 |

Анализ результатов расчета (см. табл. 2, 3) показал, что РКН «Союз-2» обеспечивает меньшие отклонения при формировании начальной орбиты космического аппарата. Это достигается благодаря наличию на этапе выведения участков терминального управления и коррекций траектории.

Рассчитаем и проанализируем оценки СКО параметров начальной орбиты КК, формируемой рассматриваемыми РКН (табл. 4).

Таблица 4

Оценки среднеквадратичных отклонений параметров начальной орбиты космического корабля

| Параметр | Ракета космического назначения, формирующая орбиту космического корабля | |
|--------------|---|----------|
| | «Союз-ФГ» | «Союз-2» |
| i , град | 0,013 | 0,001 |
| T , с | 5,000 | 3,300 |
| $h_{п}$, км | 4,240 | 1,390 |
| $h_{а}$, км | 9,580 | 5,080 |

По данным табл. 4 понятно, что значения оценок СКО параметров начальной орбиты при реализации программного управления («Союз-ФГ») примерно в 1,5 раза выше, чем при наличии на этапе выведения терминальных участков управления («Союз-2»), примерно в 1,5 раза. Таким образом, используя данные полученные при измерениях, можно сделать вывод о положительном вкладе терминального управления в повышение точности выведения КА и снижение отклонений параметров формируемой орбиты от номинальных значений.

Заключение. В результате проведенного сравнительного анализа на основе полученной при измерениях информации установлено, что на этапе работы первой ступени параметры траекторий обеих РКН близки к номинальным и имеют схожее поведение, а при дальнейшем полете для РКН «Союз-2» характерно большее отклонение координаты X_c и проекции скорости V_{xc} от их номинальных значений, однако наличие терминальных участков управления обеспечивает меньшие отклонения по координатам Y_c , Z_c и V_{yc} , V_{zc} . Отклонение координаты Z_c РКН «Союз-ФГ», т. е. отклонение от плоскости стрельбы, в процессе полета постоянно увеличивается, что вызвано накоплением ошибок наведения при применении метода программного управления выведением, которые зависят от продолжительности полета.

В результате анализа данных внешнетраекторных измерений установлено, что при реализации траектории РКН «Союз-2» начальные значения наклона орбиты на 0,05 %, периода обращения космического корабля на 0,22 %, высоты перигея на 2,29 % и высоты апогея на 6,58 % ближе к номинальным значениям, а среднеквадра-

тичные отклонения перечисленных параметров соответственно меньше в 3,0, 1,5, 3,1 и 1,9 раза, чем в случае реализации траектории выведения носителем предыдущего поколения.

Проведенный анализ позволил определить качественные и количественные различия в траекториях, реализуемых рассмотренными носителями, и подтвердил положительный вклад терминального управления в снижение отклонений фактической траектории от номинальной.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Запуски*. URL: <https://www.roscosmos.ru/26110/> (дата обращения 17.10.2019).
- [2] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином, 2014, 407 с.
- [3] *Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11). Справочный документ*. Москва, Военно-топографическое управление Генерального штаба Вооруженных сил Российской Федерации, 2014, 52 с.
- [4] Мицель А.А. *Вычислительные методы*. Томск, Эль Контент, 2013, 198 с.
- [5] Пачин А.С., Сергеев С.А. Методический подход к анализу функционирования разгонного блока в ходе его орбитального полета на основе траекторных измерений. *Сборник статей IX Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов Центра управления полетами*. Королёв, ФГУП ЦНИИмаш, 2019, с. 248–251.
- [6] *ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения*. Москва, Изд-во стандартов, 1981, 51 с.
- [7] Казаковцев В.П., Жилейкин В.Д. *Обработка стрельб*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 27 с.
- [8] Кобзарь А.И. *Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников*. Москва, Физматлит, 2006, 816 с.
- [9] Ивашкин В.В. Движение материальной точки в центральном ньютоновском гравитационном поле. *Препринт ИПМ № 128*. Москва, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 1991, 28 с.

Статья поступила в редакцию 12.02.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Пачин А.С., Сергеев С.А. Сравнительный анализ параметров траектории ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» этапа 1а на основе данных внешнетраекторных измерений. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-2065>

Пачин Алексей Сергеевич — инженер-программист отдела «Анализ летно-технических характеристик ракет-носителей и разгонных блоков», АО «ЦНИИмаш». e-mail: pachin.as@ya.ru

Сергеев Сергей Александрович — канд. воен. наук, начальник отдела «Анализ летно-технических характеристик ракет-носителей и разгонных блоков», АО «ЦНИИмаш». e-mail: sergeevsa@tsniimash.ru

Soyuz-FG and Soyuz-2 1a space rockets trajectory parameters in comparative analysis based on external trajectory measurement data

© A.S. Pachin, S.A. Sergeev

JSC Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, 141070, Russia

In order to identify the distinctive features of using analog and digital control systems, a comparative analysis of kinematic parameters of movement of two space rockets was carried out. Relying on the external trajectory measurement data, we developed a method for calculating the estimates of statistical characteristics of isochronous variations in the parameters of the state vector of the space rockets. Within the study, we compared and analyzed the kinematic parameters of the movement of Soyuz-FG and Soyuz-2 1a space rockets. Using the external trajectory measurement data, we calculated the spacecraft initial orbit parameters formed by the considered launch vehicles, and estimated their accuracy. Findings of research show that the parameters of the initial orbit formed by Soyuz-2 have smaller deviations from their nominal values, unlike the launch trajectory of the previous generation launch vehicle. Experimental data have confirmed the positive contribution of terminal control to reducing deviations of the implemented trajectory from the nominal one.

Keywords: space rocket, trajectory parameters, measurement information, analysis, orbit parameters, launch vehicles

REFERENCES

- [1] *Zapuski* [Launches]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/26110/> (accessed October 17, 2019).
- [2] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, Binom Publ., 2014, 407 p.
- [3] *Parametry Zemli 1990 goda (PZ-90.11). Spravochny document* [Earth parameters 1990 (PZ-90.11). Reference document]. Voenno-topograf. uprav. Gen. shtaba Vooruzh. sil Ros. Fed. Publ., Moscow, 2014, 52 p.
- [4] Mitsel A.A. *Vychislitelnye metody* [Computational methods]. Tomsk, El Kontent Publ., 2013, 198 p.
- [5] Pachin A.S., Sergeev S.A. Metodicheskiy podkhod k analizu funktsionirovaniya razgonnogo bloka v khode ego orbitalnogo poleta na osnove traektornykh izmereniy [Methodical approach to the analysis of the upper stage functioning during its orbital flight based on trajectory measurements]. *Sbornik statey IX Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov Tsentra upravleniya poletami* [Collected papers of the IX Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists of the Flight Control Center]. Korolyov, TsNIIMASH Publ., 2019, pp. 248–251.
- [6] *GOST 20058–80. Dinamika letatelnykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* [State Standard 20058–80. Aircraft dynamics in the atmosphere. Terms, definitions and designations]. Moscow, 1981, 51 p.
- [7] Kazakovtsev V.P., Zhileykin V.D. *Obrabotka strelb* [Shooting processing]. Moscow, BMSTU Publ., 2009, 27 p.
- [8] Kobzar A.I. *Prikladnaya matematicheskaya statistika*. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 816 p.

- [9] Ivashkin V.V. *Preprint IPM no. 128 — Keldysh Institute Preprints no. 128*, Moscow, 1991, 28 p.

Pachin A.S., software engineer, Department of Analysis of flight characteristics of launch vehicles and upper stages, JSC Central Research Institute for Machine Building. e-mail: pachin.as@ya.ru

Sergeev S.A., Cand. Sc. (Milit.), Head of the Department of Analysis of flight characteristics of launch vehicles and upper stages, JSC Central Research Institute for Machine Building. e-mail: sergeevsa@tsniimash.ru