

УДК 629.7.05, 629.7.086

Применение методики оперативной оценки отклонений от расчетной траектории в качестве инструмента отладки математических моделей функционирования движущихся объектов

Application of the method of operative estimation of deviations from the calculated trajectory as a tool for debugging mathematical models of moving objects functioning

Суханов / Sukhanov A.

Александр Владиславович
(suhanov-2810@mail.ru)
Первый Государственный испытательный космодром МО РФ (1 ГИК МО РФ), старший научный сотрудник научно-испытательного центра (НИЦ) информационно-аналитического обеспечения (ИАО) испытаний и применений ракетно-космических средств управления. г. Мирный Архангельской обл.

Гладкий / Gladkii A.

Андрей Алексеевич
(glad85@mail.ru)
1 ГИК МО РФ, начальник лаборатории НИЦ ИАО испытаний и применений ракетно-космических средств управления. г. Мирный Архангельской обл.

Кротова / Krotova L.

Людмила Владимировна
(blv1984@bk.ru)
кандидат технических наук. 1 ГИК МО РФ, старший научный сотрудник НИЦ ИАО испытаний и применений ракетно-космических средств управления. г. Мирный Архангельской обл.

Ключевые слова: математическая модель – mathematical model; номинальная траектория – nominal trajectory; отклонения – deviations; возмущающие факторы – disturbing factors; измерительные средства – measuring instruments.

В статье рассматривается новый наглядный подход к оценке положения объекта и определению его отклонений относительно расчётной траектории, позволяющий оценивать качество существующих и вновь разрабатываемых математических моделей. Материалы статьи основываются на информации, полученной путем обработки фактических материалов опытных данных, имеющихся на космодроме Плесецк.

The article discusses a new illustrative approach to estimating the object position and determining its deviations relative to the calculated trajectory, which allows evaluating the quality of existing and newly developed mathematical models. The materials of the article are based on the information obtained by processing the actual materials of experimental data available at the Plesetsk Cosmodrome.

Введение

На современном этапе развития человечества накопленный объём знаний позволяет решать множество задач, связанных с разработкой сложных технических устройств, осуществляющих управляемое движение в различных средах в пределах Земли и околоземного космического пространства.

Любознательность и настойчивость учёных всего мира позволили изучить значительное количество возмущающих факторов, оказывающих влияние на движущийся объект. Была проведена значительная работа по выявлению аналитических зависимостей для оценки степени влияния того или иного фактора на параметры движения различных типов устройств.

Вопрос качественного подхода к разработке математической модели движения устройств – это лишь один из множества вопросов, с которыми сталкивается разработчик. Уровень детализации математической модели определяется количеством учитываемых при ее разработке возмущающих факторов,

определяющих параметры среды, характеристики используемых при производстве материалов, тип механизмов, приводящих объект в движение, а также степень их влияния на параметры движения объекта. Несомненно, основными вопросами для разработчика всегда остаются вопросы выполнения целевых функций устройства и его конечной стоимости. Но вместе с тем степень отладки математической модели, а также учёт максимально возможного количества возмущающих факторов позволяют повысить качество и востребованность конечного продукта за счёт расширения функционала.

Таким образом, обеспечение высокого качества математической модели функционирования является актуальной задачей при разработке новых образцов техники, задача которых заключается в управлении движущимся объектом с определёнными целевыми характеристиками.

Анализ существующих подходов при создании математических моделей функционирования объектов

Абсолютное большинство разработчиков различного рода устройств, осуществляющих движение в различных средах, обладает высокой профессиональной компетенцией, имеет исторический опыт и накопленный объём необходимых знаний в исследуемых областях. Математические модели таких разработчиков имеют глубокие научные корни и хорошую проработку, они используются для различных типов устройств – от более ранних разработок до современных – с уточнениями, дополнениями и необходимой детализацией в отношении требований применения новых типов конструкции, двигателей и прочего.

Стоит отметить, что разработка каждой математической модели осуществляется с той детализацией, которая необходима и достаточна для практического

применения. Именно поэтому такие вариативные возмущающие факторы, как атмосферные параметры и осадки для летательных аппаратов (либо осуществляющих движение в атмосфере непрерывно, либо двигающихся сквозь атмосферу) находят отражение в математических моделях в виде функций влияния, имеющих широкие диапазоны возмущений [1–6].

В качестве наглядного примера влияния возмущающих факторов на расчёт траектории выведения для ракет-носителей (РН) может быть приведена формула расчёта тяги ракетного двигателя (РД) [7]:

$$P = m_{\text{тсек}} \cdot \omega_a + (p_a - p_\infty) \cdot S_a, \quad (1)$$

где $m_{\text{тсек}}$ – секундный расход топлива;

ω_a – скорость истечения продуктов сгорания;

p_a – давление газов на срезе сопла;

p_∞ – атмосферное давление;

S_a – площадь сечения сопла.

В формуле (1) одно лишь значение атмосферного давления p_∞ может меняться в пределах $\pm 3\text{--}20\%$ от номинальных значений в течение одного дня. А с учетом разбросов иных исходных данных, участвующих в расчётах, значения полных вариаций кинематических параметров траектории и времена выдачи команд для РН составляют очень большой диапазон значений. Полные вариации кинематических параметров траектории РН «Союз-2» приведены в таблице 1 [8].

При таких больших диапазонах значений возникает необходимость проведения различных типов коррекций, что приводит к существенному усложнению управления и удорожанию конечной продукции.

Таким образом, при наличии объективной информации, позволяющей детально описать возмущающие факторы по траектории движения объекта, создаются условия, позволяющие отказаться от ряда усложнений в конструкции, облегчить режимы функци-

Таблица 1

Вариации времени выдачи команд и кинематических параметров траектории (в инерциальной стартовой системе координат) для РН «Союз-2»

Характерные моменты времени	Разброс параметров						
	Δt , с	ΔX , км	ΔY , км	ΔZ , км	ΔV_x , м/с	ΔV_y , м/с	ΔV_z , м/с
Момент выдачи команды на отделение ББ	$\pm 1,0$	$\pm 1,0$	$\pm 0,5$	$\pm 1,0$	$\pm 23,0$	$\pm 7,0$	$\pm 4,0$
Момент выдачи команды на отделение ГО	$\pm 4,0$	$\pm 7,0$	$\pm 1,5$	$\pm 1,0$	$\pm 18,0$	$\pm 24,0$	$\pm 5,0$
Момент выдачи команды на отделение ЦБ	$\pm 6,5$	$\pm 11,0$	$\pm 2,5$	$\pm 2,0$	$\pm 18,0$	$\pm 20,0$	$\pm 5,0$
Момент выдачи команды на отделение ГБ	$\pm 9,0$	$\pm 47,0$	$\pm 15,0$	$\pm 10,0$	$\pm 18,0$	$\pm 60,0$	$\pm 7,0$

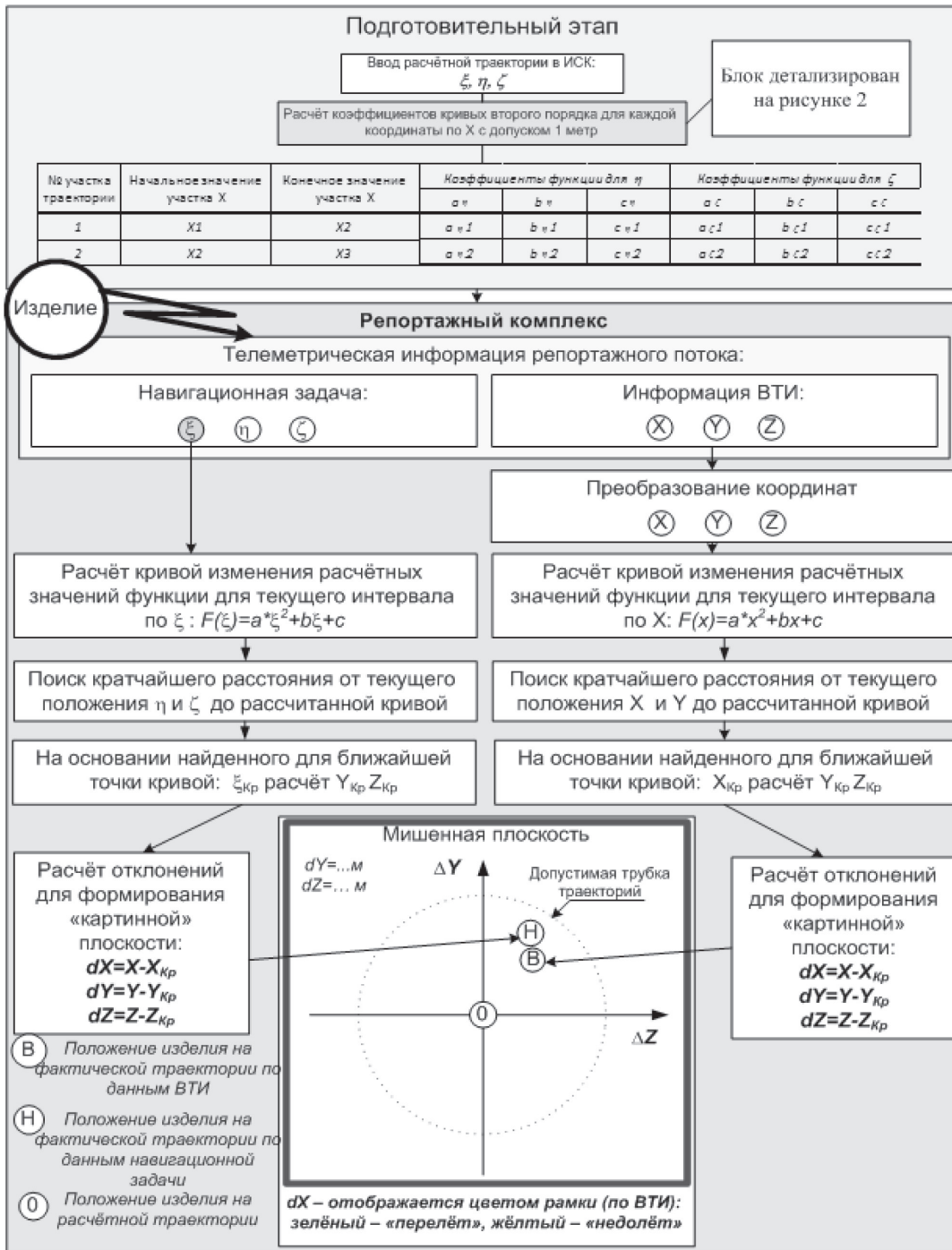


Рис. 1. Структурная схема подготовки и применения методики оперативной оценки отклонений от расчётной траектории

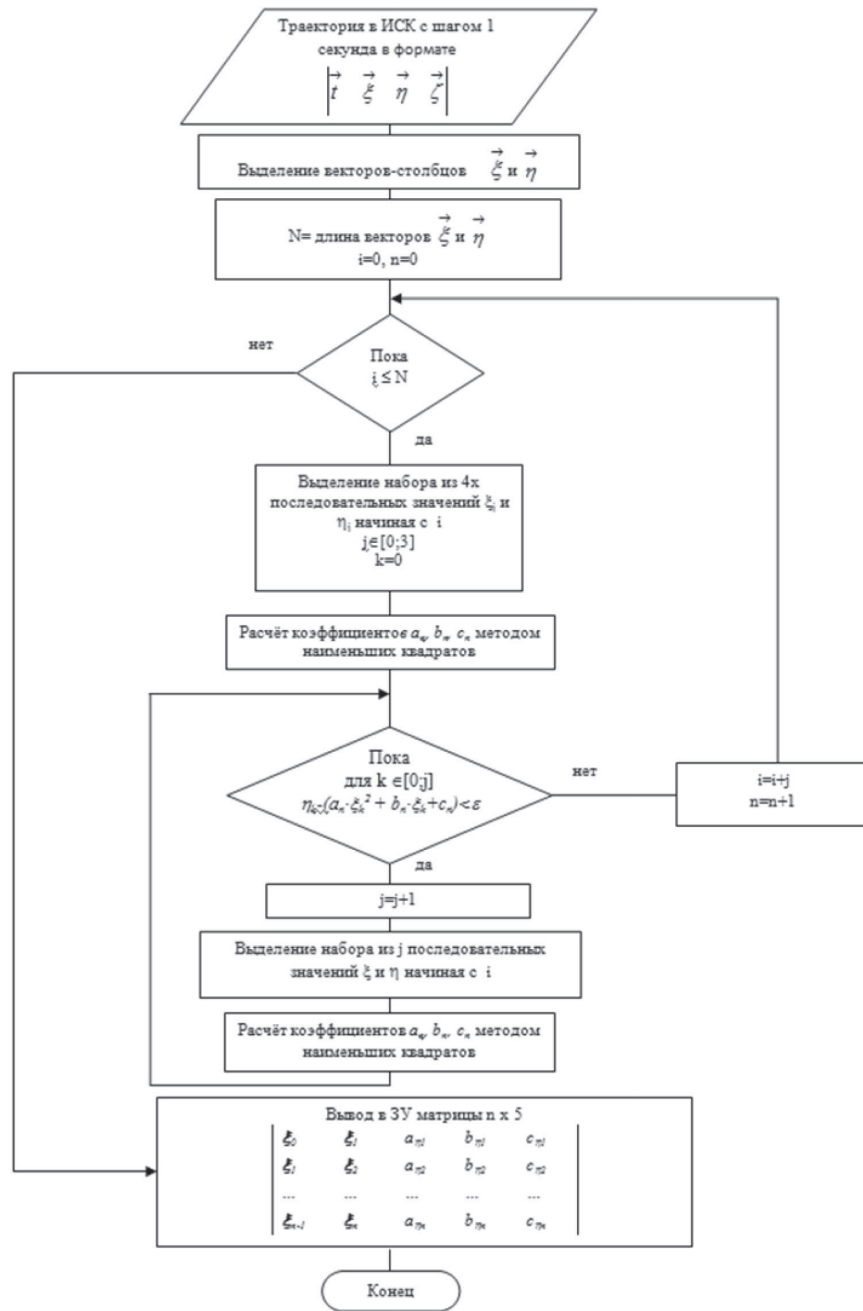


Рис. 2. Блок-схема расчёта коэффициентов кривых второго порядка, последовательно описывающих зависимость η от изменения аргумента ξ

онирования систем и агрегатов и, как следствие, снизить конечную стоимость устройств.

Основные положения методики оперативной оценки отклонений от расчётной траектории и возможности ее применения

Разработанная в 2023 году специалистами 1 ГИК МО РФ «Методика оперативной оценки отклонений фактической траектории движения носителя от расчётной» [9] (далее методика) описывает способы получения и отображения в режиме реального времени отклонений движущегося объекта от расчётной траектории в декартовой системе координат, учитывая, что расчётная траектория находится в центре системы координат (рис. 1–2). Этот способ оценки положения объекта нагляден и позволяет сопровождать объект, рассчитывая отклонения относительно расчётной траектории по любому из источников измерительной информации:

- установленных или рассчитываемых на самом изделии, таких как параметры навигационной задачи, рассчитываемой бортовой системой управления (СУ);
- внешнетраекторная информация навигационной аппаратуры потребителя (НАП) или системы спутниковой навигации (ССН);
- средств внешнетраекторных измерений оптического, радиолокационного и иного диапазонов.

Кроме того, информация, получаемая в режиме реального времени при движении объекта, позволяет проводить оперативную оценку исправности СУ и органов управления объекта.

Практическое применение методики заключается в описании управляемого движения по модели функционирования объекта в инерциальном пространстве в проекциях на оси выбранной инерциальной системы координат (далее ИСК) через последовательность математических функций второго порядка, действующих на определённом участке оси абсцисс для каждой составляющей радиус-векторов положения и скорости объекта. Применение этого набора функций позволяет математически рассчитывать отклонения опытного положения объекта от расчётной траектории движения, сформированной по математической модели. Основным достоинством применения методики является возможность проводить оценку отклонений в инерциальном пространстве вне зависимости от времени полёта, т. к. не требуется синхронизация процессов.

В ходе апробации методики на различных типах РН было установлено, что помимо решения первоначальных задач, для которых методика и была разработана, содержащийся в ней алгоритм, предлагаемый для составляющих вектора положения, может быть эффективно использован также для составляющих радиус-вектора скорости. Особенно это актуально в

отношении изделий, не испытывающих значительные динамические возмущения при разделении, например искусственных спутников Земли, движущихся по орбитам.

Вариант методики, дополненный выявленными при апробации возможностями, позволяет в режиме постобработки на каждый момент времени проведения измерений получать полный вектор вариаций от расчётных параметров траектории.

Таким образом, набор полных вариаций кинематических параметров траектории по трассе движения позволяет оценить качество расчётных математических моделей функционирования объекта и исправность его систем. Кроме того, при наличии более полного объёма знаний о влиянии возмущающих факторов на движущийся объект данная информация может быть использована как средство отладки, доработки и юстировки математических моделей движущихся объектов.

Далее приведен ряд примеров применения методики для расчёта влияния различных возмущающих факторов.

Применение методики для оценки ветрового воздействия на РН

В ходе проведения оценки результатов совокупности пусков РН «Союз-2» с использованием методики были выявлены регулярные отклонения от расчётной траектории на участке вертикального движения изделия до высоты ≈ 10 км в плоскости ZX ИСК. В рассматриваемом случае ось X направлена по азимуту стрельбы, Y параллельна линии отвеса в точке старта, Z дополняет систему координат до правой. При учете особенности управления изделием на начальном этапе полёта, заключающейся в отсутствии парирования возмущений (полёту на данном участке по программе угла тангажа) в ходе совместного апостериорного анализа полученных результатов пусков и результатов метеозондирования была выявлена корреляция направления и силы ветра со значениями смещения носителей от расчётной траектории. Результаты, полученные для пусков 4 декабря 2024 года и 2 ноября 2022 года, представлены на рис. 3–4 соответственно.

На рисунках приняты следующие обозначения: кривая отображает значения отклонений опытного положения носителя относительно расчётной траектории на этапе вертикального набора высоты, кружками обозначена высота в километрах над точкой старта, прямоугольниками – время полёта, стрелками показано направление ветра для определенной высоты, скорректированное на значение азимута ориентации плоскости стрельбы. В таблицах рисунков приведены значения возмущающих характеристик ветрового поля с шагом в 1 км.

Исходя из анализа графиков, представленных на рис. 1–2, можно сделать вывод, что существует

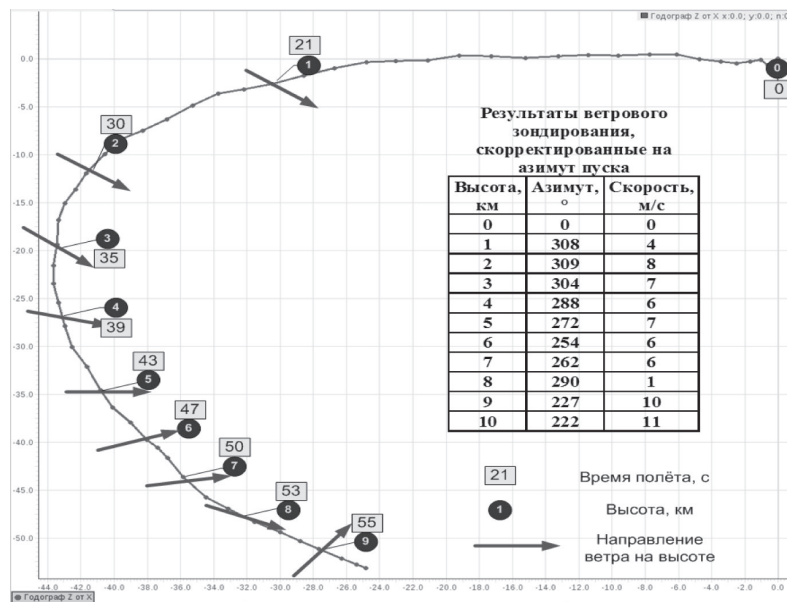


Рис. 3. Параметры отклонения РН от расчётной траектории в пуске 4 декабря 2024 года в результате ветрового воздействия

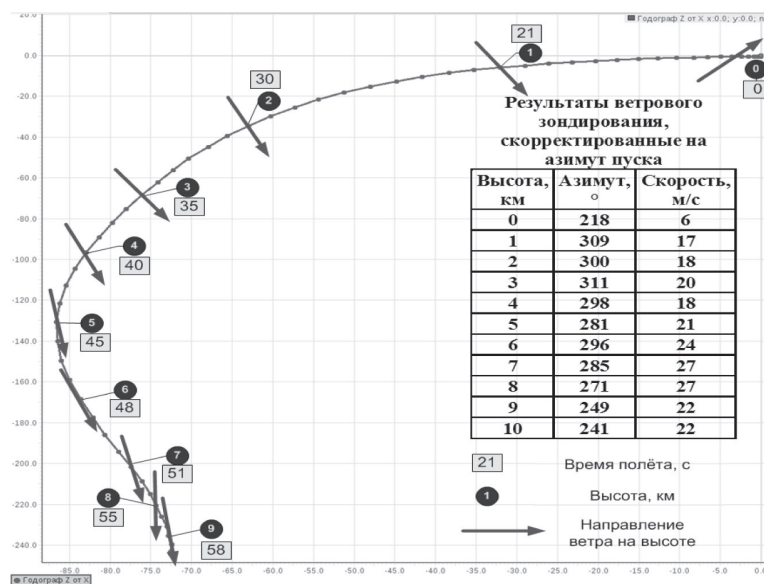


Рис. 4. Параметры отклонения РН от расчётной траектории в пуске 2 ноября 2022 года в результате ветрового воздействия

корреляция между смещением носителя от номинальной траектории при вертикальном движении на начальном участке полёта и направлением, а также скоростью ветра. Данное смещение имеет систематический характер и пропорционально силе и направлению ветра. Таким образом, по получаемым при обработке результатов пуска исходным данным математическая модель функционирования и расчёта движения РН может быть дополнена компонентом, учитывающим ветровые возмущения.

Можно отметить, что в настоящее время полученные результаты смещения от расчётной траектории кажутся не востребуемыми ввиду большой стартовой массы изделия, а также отсутствия необходимости в реализации точного положения носителя на траектории выведения космического объекта. Вместе с тем наличие математической модели движения, способной учитывать ветровые возмущения и формировать бортовые алгоритмы их компенсации, в будущем может быть полезно, поскольку оперативная компенсация вариаций будет улучшать качество терминального управления и снижать запасы рабочего тела (топлива) на маневрирование при терминальном наведении.

Применение методики для оценки возмущающих факторов, действующих на космический объект

Для юстировки наземных измерительных станций используются КА – цели, оснащённые НАП, позволяющей получать информацию о текущих кинематических параметрах движения КА по орбите. Для практического использования КА в качестве объекта юстировки разрабатывается математическая модель движения, позволяющая определять положение объекта в околоземном пространстве для выдачи целеуказаний привлекаемым средствам измерений.

Известно, что математические модели движения КА требуют учёта множества возмущающих факторов [10–11]: гравитационных от Луны, Солнца, несферичности Земли; аэродинамического сопротивления среды; давления солнечного света и т. д. В случае установки НАП, которой также свойственны погрешности определения местоположения, особенно при смене созвездия спутников, возникает неопределённость в достоверности получаемых опытных результатов о положении КА в необходимый момент времени.

В этом случае применение методики может существенно облегчить совместную обработку полученных результатов от всей совокупности измерительных средств, поскольку благодаря наличию дополнительного средства контроля за положением и параметрами движения космического объекта появляется не только возможность оценить численный вклад каждого возмущающего фактора в отклонения от расчётной траектории движения, но и дополни-

тельный инструмент оценки достоверности получаемых данных по НАП.

Необходимо отметить, что в отличие от применения положений методики при пусках объектов с точкой старта на Земле, для космических объектов есть значительные особенности при реализации существующих алгоритмов. В связи с этим требуется переработка определённых положений методики, связанных с выбором точки формирования инерциального пространства на орбите движения КА и определением исходных параметров инерциального пространства.

Далее приведен пример подготовки параметров движения космического объекта к обработке с помощью методики. В качестве объекта использовался орбитальный блок РН «Ангара» на орбите увода. Расчёты проводятся с использованием известных данных о кеплеровских элементах орбиты космического объекта, таких как долгота восходящего узла, наклонение плоскости орбиты, аргумент широты, фокальный параметр, эксцентриситет орбиты, время прохождения перигея орбиты, период обращения объекта.

1. Определяется точка формирования инерциального пространства со следующей последовательностью расчётов:

- по известным кеплеровским элементам орбиты космического объекта проводится расчёт кинематических параметров невозмущённого движения на участке траектории от перигея до апогея в гринвичской относительной системе координат (далее по тексту ГОСК) с шагом не более 1 секунды;

- с использованием алгоритма обратной геодезической задачи для геодезических координат точек начала и конца рассчитанного участка (соответствующих перигею и апогею) определяется геодезический азимут направления с перигея на апогей A_0 ;

- в точке, соответствующей перигею, с геодезическими координатами B_{II} и L_{II} в направлении азимута A_0 фиксируется инерциальное пространство на время прохождения перигея T_{II} ;

- полученная ранее траектория (в виде составляющих радиус-вектора положения $\vec{R}_{ГОСК}$ и радиус-вектора скорости $\vec{V}_{ГОСК}$ на время $T_{ГОСК}$) переводится в зафиксированную инерциальную систему координат (ИСК) через промежуточную гринвичскую инерциальную систему координат (ГИСК) по формулам (2)–(7) [12–13]:

$$\vec{R}_{ИСК} = M_{ГОСК \rightarrow ИСК} \cdot \vec{R}_{ГОСК}, \quad (2)$$

$$\vec{V}_{ИСК} = M_{ГОСК \rightarrow ИСК} \cdot \vec{V}_{ГОСК}, \quad (3)$$

$$T_{ИСК} = T_{ГОСК} - T_n, \quad (4)$$

$$M_{ГОСК \rightarrow ИСК} = M_{ГИСК \rightarrow ИСК} \cdot M_{ГОСК \rightarrow ГИСК}, \quad (5)$$

$$M_{\text{ГОСК} \rightarrow \text{ИСК}} = \begin{vmatrix} \cos(\omega \cdot T_{\text{ИСК}}) & -\sin(\omega \cdot T_{\text{ИСК}}) & 0 \\ \sin(\omega \cdot T_{\text{ИСК}}) & \cos(\omega \cdot T_{\text{ИСК}}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (6)$$

$$M_{\text{ИСК} \rightarrow \text{ИСК}} = \begin{vmatrix} -\sin(A_n) \cdot \sin(L_n) - \cos(A_n) \cdot \sin(B_n) \cdot \cos(L_n) & & \\ \cos(B_n) \cdot \cos(L_n) & & \\ \sin(A_n) \cdot \sin(B_n) \cdot \cos(L_n) - \cos(A_n) \cdot \sin(L_n) & & \\ \sin(A_n) \cdot \cos(L_n) - \cos(A_n) \cdot \sin(B_n) \cdot \sin(L_n) & \cos(B_n) \cdot \cos(A_n) & \\ \cos(B_n) \cdot \sin(L_n) & \sin(B_n) & \\ \cos(A_n) \cdot \cos(L_n) + \sin(A_n) \cdot \sin(B_n) \cdot \sin(L_n) & -\sin(A_n) \cdot \cos(B_n) & \end{vmatrix}, \quad (7)$$

где $\omega = 7,292115 \times 10^{-5}$ рад/с – скорость вращения Земли [14],

n – нижний индекс, обозначающий применение необходимого значения угла в зависимости от начальных условий;

– для выявления времени прохождения экстремума проводится анализ поведения значений составляющей радиус-вектора по оси абсцисс от времени;

– точка, соответствующая времени прохождения экстремума, имеющая геодезические координаты B_0, L_0 и являющаяся точкой, в которой будет фиксироваться инерциальное пространство в дальнейшем.

2. На подготовительном этапе обработки данных с применением методики выполняется следующая последовательность расчетов:

– по кеплеровским элементам орбиты проводится определение кинематических параметров невозмущенного движения по траектории от выбранной точки формирования инерциального пространства в ГОСК с шагом не более 1 секунды на полупериод движения по орбите;

– с использованием алгоритма обратной геодезической задачи для геодезических координат точек начала и конца рассчитанного участка рассчитывается геодезический азимут направления формируемой ИСК A_0 ;

– производится расчёт траектории движения КА-цели по математической модели движения (далее ММД) с шагом не более 1 секунды в ГОСК на промежутке от выбранной точки формирования инерциального пространства до противоположной точки траектории;

– производится пересчёт траектории движения КА-цели по ММД в зафиксированную на время T_0 прохождения точки с координатами B_0, L_0 ИСК с параметрами B_0, L_0, A_0 . Параметры составляющих радиус-вектора положения ξ, η, ζ и радиус-вектора скорости $V\xi, V\eta, V\zeta$;

– полученная траектория движения КА-цели по ММД в ИСК делится на две части по времени, соответствующему экстремуму (рис. 5). Далее по алгоритму все расчеты, проводимые в отношении составляющих радиус-векторов положения и скорости, осуществляются отдельно для каждой из частей траектории;

– выбирается погрешность оценки ε (рекомендуемая точность от 0,1 до 10 м), которая используется для расчёта таблицы коэффициентов и впоследствии для получения отклонений опытной траектории от расчётной по осям ИСК;

– формирование зависимостей изменения составляющих радиус-вектора положения (η и ζ) и составляющих радиус-вектора скорости ($V\xi, V\eta, V\zeta$) от дальности в ИСК производится по набору данных ξ и выбранной составляющей методом наименьших

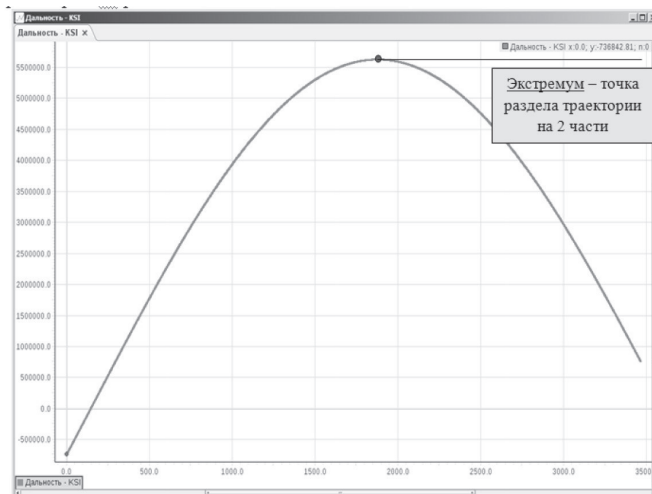


Рис. 5. Зависимость ξ от времени

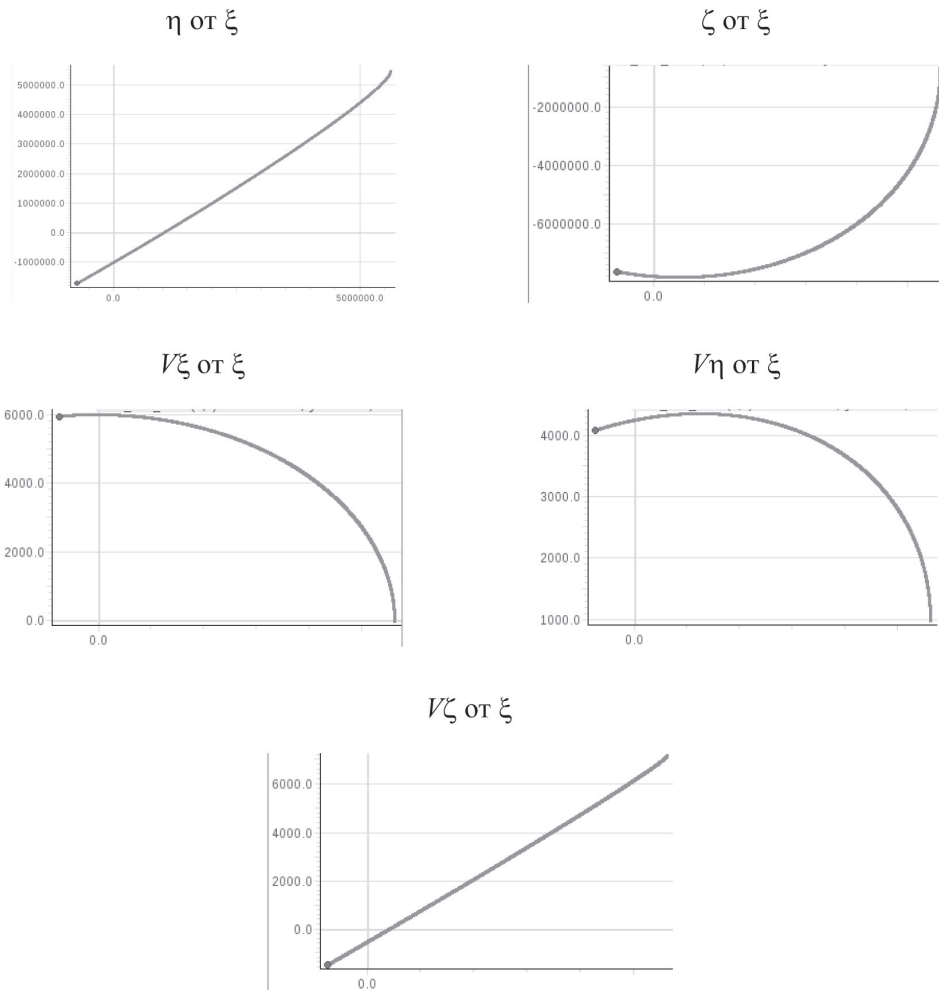


Рис. 6. Примеры зависимости составляющих кинематического вектора в ИСК от дальности для орбитального блока РН «Ангара» на орбите увода

Таблица 2

Пример таблицы зависимости по одной составляющей

№ участка	Начальное значение ξ	Конечное значение ξ	Коэф-т a	Коэф-т b	Коэф-т c
0	12436	1328	50.062336	-1.251990	6.369142
1	12860	13709	38.845717	-0.961239	6.367258
2	13285	14155	47.206459	-1.185013	6.368755
3	13709	14367	52.247947	-1.325570	6.369735
4	14134	14984	46.509661	-1.165062	6.368613
5	14367	15198	45.484024	-1.134327	6.368383
6	14771	15627	47.975411	-1.206109	6.368899
7	15198	16495	49.011368	-1.236946	6.369128
n

квадратов с погрешностью оценки, указанной выше. В результате рассчитываются параметры последовательностей кривых второго порядка, которыми может быть описана графическая зависимость изменения выбранной составляющей от ξ (рис. 6). Полученные последовательности параметров кривых второго порядка (таблица 2) используются для последующего применения на этапе расчёта фактических отклонений.

Приведённый пример подготовки к расчёту отклонений для космического объекта с использованием методики наглядно демонстрирует основную трудность ее применения на практике, а именно: правильный выбор точки формирования инерциального пространства. Вместе с тем обработка получаемых результатов на последующих этапах затруднений не вызывает.

Заключение

Исходя из приведённых примеров применения методики, можно сделать вывод о безусловной полезности данного инструмента для разработчиков различных типов движущихся объектов.

Применение ее положений для увеличения объёма информации о влиянии возмущений на движущийся объект позволяет производить оценку качества расчётных математических моделей функционирования объекта, а также их отладку, доработку и юстировку, что повышает степень их разработанности и ведет к повышению качества и расширению функционала.

Сфера применения положений методики также может быть расширена. Одним из направлений ее применения может стать реализация управления движением объекта по выбранному маршруту с необходимыми параметрами скорости перемещения. В этом случае открываются возможности удешевления в разработке и производстве движущихся устройств, целевая задача которых заключается в движении по строго определённой траектории со строго определённой скоростью автоматическими компенсацией внешних возмущений и предсказуемым положением в пространстве для внешнего наблюдения каждый момент времени. Устройства подобного типа могли бы быть полезны в сфере ретрансляции сигналов, при этом в силу предсказуемости положения объекта в каждый момент времени становится возможным использование антенных систем с узкой диаграммой направленности радиосигнала или оптических каналов передачи данных.

Литература

1. Богатов, Н. В. Управление и анализ полёта квадрокоптера при задании сложной траектории движения / Н.В. Богатов, А.С. Костин // Системный анализ и логистика. – 2020. – № 4 (26). – С. 3–12.
2. Плясовских, А. П. О наглядном геометрическом представлении движения материальной точки в пространстве и

времени на примере воздушного движения / А.П. Плясовских // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2021. – № 1. – С. 6–29.

3. Ванин, В.Н. Применение современных технологий и систем для оптимизации планирования использования воздушного пространства / Н.В. Ванин, А.А. Рылов, П.А. Радченко // Сборник статей LXVI международной научно-практической конференции «Российская наука в современном мире» (Москва, 30 ноября 2024 г.). – 2024. – С. 221–122.

4. Кикин, И. С. Динамическая оптимизация процессов управления летательным аппаратом в реальном времени / И.С. Кикин // Потенциал инновационного развития в новых геополитических условиях / А.В. Агапова, О.В. Байдалина, Е.Ю. Ветошкина [и др.]. – Уфа : Аэтерна, 2023. – С. 88–128.

5. Веретенников, П. С. Моделирование управления движением методом системной динамики в среде ИСМА / П.С. Веретенников // Сборник материалов XI международной научной конференции, посвященной памяти В.А. Романькова (Омск, 15 марта 2024 г.). – 2024. – С. 159–160.

6. Ривкин, Б. С. Развитие концепции Е-навигации в современном мире / Б.С. Ривкин // Морское оборудование и технологии. – 2024. – № 3 (40). – С. 24–41.

7. Лебедев, А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов : учебное пособие для вузов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – Москва : Машиностроение, 1973. – 615 с.

8. Ракета космического назначения 372РН17.РБФ-МТР2-1 Расчет баллистический 372РН17.РБФ- МТР2-1.0000-0Р02. – Самара : АО «РКЦ «Прогресс», 2017. – 49 с.

9. Суханов, А. В. Методика оперативной оценки отклонений фактической траектории движения носителя от расчетной / А.В. Суханов, И.С. Баглюк // НТС «Труды МИТ». – Т. 23, Ч. 1. – Москва : АО «Корпорация «МИТ», 2023. – С. 100–112.

10. Крылов, В. И. Основы теории движения ИСЗ (часть вторая: возмущенное движение) : учебное пособие / В.И. Крылов. – Москва : МИИГАиК, 2016. – 67 с.

11. Солодов, А. В. Инженерный справочник по космической технике / А.В. Солодов. – Москва : Воениздат, 1969. – 696 с.

12. Аверкиев, Н. Ф. Баллистика ракет космического назначения / Н.Ф. Аверкиев, Д.А. Булекбаев, В.В. Салов. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2020. – 412 с.

13. Баллистика ракет : учебник в 2 ч. Ч. I / А.Н. Андреев, К.Р. Байрамов, С.И. Войтенко, А.А. Донченко. – Москва : ВА РВСН им. Петра Великого, 2014. – 436 с.

14. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11). Специализированный справочник. – Москва : ВТУ ГШ ВСРФ, 2020. – 64 с.