

Применение теории стохастической коррекции орбит при планировании проектно-баллистического обеспечения межпланетных миссий

© Л.Н. Лысенко, В.В. Корянов, К.Г. Райкунов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Показано, что в отличие от алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения задач оперативного управления космическими полетами, базирующихся на использовании детерминированных моделей, баллистико-навигационное обеспечение проектно-баллистического этапа должно основываться на стохастических моделях и проведении исследований, предполагающих применение стохастических подходов, в частности метода статистических испытаний.

Для оценки качества коррекции рассмотрены различные энергетические критерии типа математического ожидания суммарных энергетических затрат, квантилей заданного уровня характеристической скорости на коррекцию, вероятности нахождения энергозатрат в заданных пределах. Показаны пути построения, в некотором смысле универсальной (с учетом выявленных особенностей) методики синтеза баллистико-навигационного обеспечения межпланетного полета.

Ключевые слова: баллистико-навигационное обеспечение, коррекция орбит, методы коррекции, стохастическая коррекция, межпланетные полеты, точность коррекции.

Общие вопросы коррекции межпланетных траекторий и принципы их классификации. Коррекция траекторий (орбит) — один из наиболее распространенных видов управления движением центра масс космического аппарата (КА) в межпланетном пространстве. Согласно принятому определению [1, 2], коррекцией называют такое управление, которое осуществляется с целью исправления отклонений некоторых основных параметров траекторий от их расчетных значений, полученных на основе определения этих отклонений в реальном полете по результатам навигационных измерений.

Особенностью корректирующего управления является то, что отклонения корректируемых параметров, вызванные ошибками расчета и определения траектории, неточностью используемых астрофизических констант и положения небесных тел, техническими вариациями характеристик различных систем КА и ракеты-носителя, заранее не могут быть точно предсказаны. При этом, поскольку исправляемые ошибки будут носить случайный характер, вектор корректирующей

скорости также будет случайной величиной, не имеющей постоянной составляющей.

Вместе с тем в реальном полете (применительно к конкретной реализации) после проведения очередной коррекции имевшие место ошибки ее прогнозирования и исполнения определяются на основе измерений и входят в состав суммарного отклонения корректируемых параметров, которое должно быть исправлено при необходимости в процессе последующих коррекций.

Понятно, что определить числовые характеристики указанных случайных ошибок в рамках одной реализации невозможно. Отсутствуют и достоверные априорные сведения о законах их распределения.

В связи с изложенным разработка алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения (БНО) задач оперативного управления полетом должна базироваться исключительно на использовании детерминированных математических моделей. При этом соответствующая модель коррекции оказывается достаточно простой с точки зрения ее бортовой инструментовки при одновременном удовлетворении допустимой точности осуществления.

Иначе обстоит дело при решении задач планирования проектно-баллистического этапа БНО межпланетных миссий, т. е. этапа, предшествующего процессу оперативного управления полетом. Правда, на этом этапе при проведении расчетов и исследований параметров коррекции неизвестны конкретные значения отклонений корректируемых параметров, ошибок прогнозирования и исполнения коррекции, но могут быть априори определены с достаточно высокой достоверностью закон и параметры их распределения для всех планируемых участков полета. Отсутствующие же конкретные значения отклонений могут быть проварьированы в широких пределах, определяемых заранее заданной областью их существования, причем в том числе и в форме случайных отклонений при использовании метода статистических испытаний.

Учитывая, что суммарная величина расхода топлива на коррекции должна в результате проектно-баллистического исследования быть минимизирована, применение метода стохастических коррекций позволяет получить соответствующую стратегию, оптимальную на множестве реализаций. Подобный подход обеспечивает к тому же нахождение наиболее обоснованных гарантийных запасов топлива на осуществление миссии в целом.

Пуски и управление движением значительного числа КА различного назначения привели к разработке большого числа методов проведения коррекций орбит и построению разных типов их классификаций [1–3].

Корректирующие маневры, как и маневры орбитального перехода, можно рассматривать под действием и непрерывной, и импульсной работы

двигательной установки. При этом принятие допущения об импульсном характере изменения скорости полета при проведении коррекций даже более обоснованно, чем при решении задач межорбитальных переходов.

Поскольку текущее состояние КА в полете характеризуется шестью кеплеровскими параметрами движения либо шестью фазовыми координатами (три линейными координатами, определяющими местоположение КА относительно выбранной системы координат (СК), и их производными), для осуществления полной коррекции необходимо реализовать шестипараметрическое (по числу параметров) управляющее воздействие. Однако управляющими параметрами в точке коррекции могут быть только три компонента вектора скорости. Таким образом, для исправления всех шести параметров потребуется как минимум двухкратное включение корректирующей двигательной установки (КДУ). Здесь следует отметить, что только в идеальном случае (без учета ошибок прогноза и исполнения коррекции) возможно полное устранение выявленных отклонений фазовых координат либо параметров движения в заданной точке.

Коррекцию, обеспечивающую изменение трех параметров траектории (например, трех координат или трех составляющих вектора скорости либо некоторых трех функций, зависящих от координат и их производных), называют трехкомпонентной. Ее реализация наиболее сложна и требует высокоточной ориентации оси КДУ относительно физически моделируемой на борту СК, в которой определялось направление вектора корректирующего импульса. Это, в свою очередь, требует проведения высокоточных измерений, гарантирующих достижение необходимой точности первичной информации, используемой для построения базисных направлений. Более простые и менее высокоточные системы навигации и ориентации могут накладывать ограничения на число свободных компонентов корректирующего импульса. Если при проведении коррекции предполагается варьирование одним или двумя компонентами корректирующего импульса, такие коррекции называют соответственно одно- или двухкомпонентными.

По количеству проводимые коррекции подразделяют на одно- и многоразовые, т. е. рассматривают зависящими от числа корректируемых параметров и используемого при этом режима проведения операции. Если при каждом корректирующем воздействии полностью исправляются известные отклонения корректируемых параметров, значит, мы имеем дело с независимыми коррекциями. Способ, при котором коррекция проводится в режиме неполного исправления параметров, принято называть режимом связанных коррекций. Соответственно, если при проведении связанных коррекций число корректируемых параметров не превышает число независимых переменных каждой коррекции,

то такую коррекцию называют однородносвязанной. В этом случае переход к режиму связанной коррекции обуславливается в основном желанием улучшить характеристики управления.

Связанная коррекция с числом корректируемых параметров, превышающим число независимых переменных каждой коррекции, будет уже называться неоднородносвязанной коррекцией. В отличие от однородносвязанной переход к неоднородносвязанной объясняется невозможностью исправления всех корректируемых параметров с помощью независимой коррекции. Неоднородные коррекции используют для оптимизации энергетических затрат, а также в случае если число корректируемых параметров превышает число свободных компонентов вектора скорости при одноразовой коррекции. При такой коррекции осуществляется поочередное смещение траектории либо вдоль наиболее эффективных направлений (минимизирующих затраты топлива), либо вдоль некоторых фиксированных направлений так, чтобы суммарное смещение получилось равным заданному. Естественно, что в этом случае каждая из коррекций является зависимой от предыдущей и их выполняют в определенной последовательности.

В зависимости от требуемой точности проведения коррекций могут быть приняты следующие модели структуры управляющих воздействий: линейная (приближенная) и нелинейная, учитывающая основные возмущающие воздействия.

Очевидная условность приведенных классификаций коррекций все же позволяет на их основе создавать методики анализа вариантов БНО, учитывающие особенности экспедиций освоения дальнего космоса.

Эти особенности в той или иной степени связаны с выбором стратегий и собственно с проведением навигационных измерений на различных этапах межпланетного полета.

Исходная постановка и формулировка задачи исследования. Понятно, что построение в достаточной степени универсальной (инвариантной к выбору полетной схемы) методики синтеза БНО коррекций траекторий экспедиций посещения дальнего космоса, реализуемой на стадии планирования проектно-баллистического обеспечения межпланетных миссий, невозможно без введения обобщающих предположений и исходных посылок, вычлняющих глобальные и определяющие позиции и обоснованно исключаящих из рассмотрения частности, не содержащие фундаментальных сведений.

Очевидно, что к числу требующих анализа обобщающих исходных посылок, являющихся предметом обсуждения данной работы, должны быть отнесены:

- обобщенная полетная схема межпланетной миссии;
- обобщенная стратегия навигационных измерений;

- уровень точности знания астрономических и астрофизических констант, учитываемых в процессе проведения исследований как предел, не допускающий последующих улучшений результатов анализа;
- тип коррекции из числа перечисленных в приведенной выше классификации, гарантирующий возможность получения наиболее общих выводов в части целей и задач проводимого исследования.

Начнем соответствующее обсуждение с определения характера обобщенной стратегии навигационных измерений применительно к обобщенной полетной схеме пилотируемого полета КА к планетам «внутренней группы» [2].

При всей сложности и неоднозначности решения задач оптимизации стратегий межпланетных полетов, зависящих от характера и типа экспедиции, реализуемой полетной схемы, сроков проведения полетных операций и многого другого, будем в любом случае полагать, что в процессе движения производятся радиоизмерения с Земли наклонной дальности и радиальной составляющей скорости, косинусов широтного и меридианного базисов и их производных, автономные астроизмерения с борта КА как минимум в виде трех угловых измерений: углов планета—КА—светила (не менее двух) и углового диаметра планеты, а также автономные же измерения ускорения КА с использованием акселерометров на участках «раскрутки»—«скрутки» (разгона—торможения) вблизи Земли и планеты назначения.

Хотя угломерные измерения и измерения действующих ускорений могут быть проведены при использовании приборов высшего класса точности с вполне допустимыми погрешностями, здесь уже начинают оказывать влияние неточности (неопределенности) знания астрономических и астрофизических констант, составляющие: для центральной силы тяготения Земли 0,000004 %, полярного сжатия Земли 0,0002, силы гравитационного притяжения Солнца 0,005, силы гравитационного притяжения Луны 0,03 %.

Имеющие в некоторых случаях важное практическое значение абсолютные ошибки знания констант гравитационных параметров планет и величины астрономической единицы (АЕ) носят исключительно динамичный характер (в сторону уменьшения величины соответствующих ошибок даже в пределах нескольких лет, не говоря уже о десятилетиях), такой, что опубликование их может иметь смысл только в контексте с указанием времени получения и фамилией обнародовавшего их автора.

Использовавшиеся в прошлом классические методы определения эфемерид планет и Луны (ЕРМ) основывались главным образом на оптических наблюдениях. Революционным явилось появление радиотехнических и особенно лазерных астрономических измерений. Именно

благодаря этим данным ситуация для «внутренних планет» радикально изменилась. По мере накопления результатов измерений, получаемых в том числе и с использованием автоматических межпланетных станций (АМС) (главным образом Viking, Pathfinder, MGS и Odyssey), были разработаны высокоточные теории определения эфемерид внутренних планет с точностью до миллисекунд дуги. При этом средние квадратические ошибки наблюдений приблизительно оценивались значениями: для Меркурия — 1,4 км, для Венеры и Марса — 0,7 км, для АМС Viking — 8,8 м, Pathfinder — 5,1, MGS и Odyssey — 1,4 м.

В результате удалось создать высокоточные динамические модели ЕРМ (лучшая из действующих зарубежных моделей DE405/LE405), которые превосходят, например, ранее использовавшуюся модель DE200/LE200 по точности задания АЕ (130 км) на несколько порядков. Разработанная Институтом астрономии РАН (Санкт-Петербург) модель сопоставима по точности с указанной DE405/LE405. Отечественная динамическая модель ЕРМ2004 учитывает взаимные возмущения больших планет и Луны, сжатие Солнца, эффекты, связанные с физической либрацией Луны, возмущения 301 крупнейшего астероида и массивного астероидного кольца, расположенного в плоскости эклиптики. Эфемериды переведены в систему ICRF и согласованы с резолюциями XXIII и XXIV генеральных ассамблей Международного астрономического союза. Эфемериды планет и луны (Planets and Moon (PM)) представлены на сайте ИПА РАН (www.ipa.nw.ru) и доступны внешним пользователям.

В таблице приведены значения формальных стандартных точностей орбитальных элементов планет, где a — большая полуось; i — наклонение орбиты; Ω — долгота восходящего узла; e — эксцентриситет; π — долгота перигея; λ — средняя долгота. Следует иметь в виду, что реальные ошибки, как правило, на порядок (а в ряде случаев и больше) превосходят величины формальных расчетных ошибок, полученных на основе метода наименьших квадратов (МНК) и приведенных в таблице.

АЕ, выраженная в метрах и уточненная по радиолокационным наблюдениям планет и АМС, задается следующим абсолютным значением ее величины и формальной ошибки: АЕ = 149597870696,3; 0,1 м, которое отличается от последнего значения, полученного Е. Майлс Стэндишем (США) по примерно тому же набору наблюдений, — $АЕ_{\text{Standish}} = 149597870698$ м на 1,7 м.

Сравнение двух моделей показывает, что, так как координаты Меркурия и Венеры были получены по радиолокационным наблюдениям этих планет, имеющим ошибки порядка 1 км, выявленные максимальные расхождения гелиоцентрических расстояний до 258 м для Меркурия и 139 м для Венеры можно считать приемлемыми.

**Значения формальных стандартных точностей
орбитальных элементов планет**

Планета	a	$\sin i \cos \Omega$	$\sin i \sin \Omega$	$e \cos \pi$	$\sin \pi$	λ
	[м]	[mas]	[mas]	[mas]	[mas]	[mas]
Меркурий	0,103	0,655	1,417	0,122	0,094	0,350
Венера	0,328	0,567	0,567	0,041	0,043	0,150
Земля	0,141	0,003	0,004	0,001	0,001	0,011
Марс	0,637	4,410	2,207	0,001	0,001	1,545
Юпитер	642	3,141	4,055	1,280	1,169	3,327
Сатурн	4167	4,065	6,058	3,789	2,936	7,230
Уран	38 095	4,209	8,525	4,841	3,349	25,744
Нептун	472 109	6,787	14,892	13,812	18,528	44,707
Плутон	3 329 750			79,453	36,345	

Максимальные расхождения гелиоцентрических расстояний соответствующих эфемерид для Земли и Марса значительно меньше: до 12,8 м для Земли и 35,7 м для Марса, что неудивительно, поскольку точность данных АМС MGS и Odyssey, по которым улучшались эфемериды этих планет, имеет порядок 2 м. Разница гелиоцентрических расстояний для Юпитера не превосходит 3 км.

Орбиты остальных планет целиком определялись на основе оптических наблюдений. Кроме того, даже один полный период обращения Нептуна и Плутона не обеспечен достаточно точными наблюдениями. Расхождения для Сатурна доходят до 180 км, для Урана — до 410, для Нептуна — до 1200, для Плутона — до 14 000 км, что характеризует реальную точность современных эфемерид.

В качестве анализируемой полетной схемы межпланетной миссии в данной работе выбран пилотируемый полет на Марс с датой стартового окна в 2018 г., соответствующей ближайшему великому противостоянию Марса и Земли, по так называемой классической схеме, предполагающей пролет Венеры при возвращении КА к Земле.

Предпочтение указанного варианта определяется его в достаточной степени обобщенным характером, особенности которого присущи большинству последующих и параллельно разрабатываемых схем.

Состав принимаемых к рассмотрению навигационных измерений, обсуждаемый в рамках настоящей статьи, оговорен ранее. Предполагается, что визируемые светила расположены во взаимно ортогональных направлениях и образуют плоскость, не совпадающую с плоскостью траектории движения КА. Астронавигационные измерения считаются доступными с расстояний от поверхности Земли порядка 500 тыс. км

и до расстояний от поверхности Марса примерно 300 тыс. км. В качестве прогнозируемых параметров рассматриваются координаты КА в картинной плоскости Марса и время прохождения аппаратом этой плоскости.

В дополнение к приведенным неопределенностям знания астрономических и астрофизических констант принято, что при априори известном «формальном» экваториальном диаметре Марса (см. таблицу) реальная неопределенность его знания составляет 0,002 %. Предполагается, что астронавигационные измерения проводятся с фиксированной дискретностью, аналогичной дискретности съема информации с акселерометров.

Участок перелета Земля—Марс разбивается на два интервала. Первый соответствует движению в сфере действия Земли, второй — в сфере действия Марса. Переходный участок не рассматривается. «Сшивание» участков считается идеальным. На первом интервале с точки зрения его навигационного обеспечения предположительно окажется достаточным использование только средств наземного радиотехнического измерительного комплекса. При этом наибольшее влияние на точность прогнозирования оказывает неточное знание (неопределенность знания) гравитационного параметра Земли μ_3 . Эта составляющая ошибок прогнозирования имеет тенденцию к росту с увеличением измерительного интервала. Объяснением тому служит увеличение значений вычисляемых параметров при использовании неточной модели со временем от их реально измеренных значений.

В принципе известны два возможных подхода, позволяющие уменьшить влияние ошибки знания μ_3 на точность прогнозирования.

Первый подход заключается в раздельной обработке измерений на приземном интервале траектории и на интервале, лежащем вне сферы действия Земли. При этом уменьшение ошибок прогнозирования достигается в силу того, что влияние Земли на движение КА вне сферы действия Земли мало и погрешность знания μ_3 почти не сказывается на точности определения траектории КА. Следует отметить, что на интервале полета вне сферы действия Земли также помогут наземные радиоизмерения, поскольку позволят уточнить координаты КА. Правда, результаты этих измерений практически не в состоянии обеспечить уточнение скорости движения.

Второй способ уменьшения суммарной предельной ошибки прогнозирования траектории заключается во введении гравитационного параметра Земли в число определяемых параметров, т. е. в использовании семипараметрической модели оцениваемых параметров $\{\hat{\mathbf{x}}(t), \hat{\mu}_3\}$. В данном случае в процессе обработки измерительной информации кроме оценивания компонентов шестипараметрического вектора $\mathbf{x}(t)$

уточняется и величина μ_3 . При этом значение гравитационного параметра может быть установлено с точностью, определяемой уровнем адекватности используемой модели, однако меньшей теоретически допустимой вследствие отличия истинного распределения ошибок измерений от принятой модели. Ошибки последнего типа уже не подлежат дальнейшему уменьшению.

На участке движения в сфере действия Марса определение значений косинусов широтного и меридианного базисов и их производных может не проводиться, поскольку на больших расстояниях угловое перемещение КА мало и нет необходимости измерять соответствующие параметры. Здесь основное влияние на точность прогнозирования оказывают ошибки знания АЕ и положения Марса на орбите, причем преобладающей оказывается неопределенность последнего типа, что делает необходимым проведение уточнений эфемерид Марса в рамках более сложной модели движения КА относительно планеты назначения. Данное обстоятельство дает основание для перехода на завершающем участке полета к использованию в качестве прогнозируемых параметров координат КА в транспортирующей ареоцентрической СК. Поскольку сеансы радиотехнических измерений проводятся и в сфере действия Марса, целесообразно осуществить расширение модели движения введением в нее в качестве согласующего параметра положение планеты Марс на орбите.

Введение в состав оцениваемых переменных на этом интервале движения и без того известных с достаточно высокой точностью АЕ и гравитационного параметра Марса существенно усложняет бортовой алгоритм обработки информации, но не оказывает заметного влияния на точность прогнозирования параметров движения. Повышение точности здесь возможно только за счет привлечения на припланетном участке автономных средств, причем наиболее эффективными являются астронавигационные измерения. Для астронавигационной системы точность определения и прогнозирования параметров движения КА существенно зависит от времени последнего сеанса измерений или, что эквивалентно, от расстояния до планеты. Астронавигационные системы относятся к классу угломерных. Реализуя метод навигации, получивший название метода поверхностей положения, они гарантируют приемлемое уточнение координат КА, но малоэффективны с точки зрения уточнения скоростных параметров. В связи с этим целесообразно осуществить комплексирование навигационного алгоритма путем использования как автономных астронавигационных, так и внешнетраекторных наземных радиолокационных измерений при их совместной обработке. Однако следует отметить, что введение в состав навигационных параметров измеренной с Земли дальности до КА при неустранимой неопределенности знания положения Марса на орбите оказывается малоэффективным.

Чтобы завершить рассмотрение участка перелета Земля—Марс сделаем еще одно замечание интегрального свойства, касающееся возможного двухполувиткового варианта перелета.

Дело в том, что для указанного варианта существует особая область на траектории, отстоящая от точки входа в сферу действия Марса на 180° , для которой матрица частных производных корректируемых параметров вырождается. На практике это сводится к невозможности коррекции времени перелета, не зависимо от изменения координат в картинной плоскости. Иными словами, проведение коррекции в этой области может основываться только на варианте реализации двухпараметрической коррекции. Эта особая точка определяет существование двух локальных экстремумов критерия оптимальности типа минимума затрат характеристической скорости на проведение коррекции.

Теперь перейдем к анализу особенностей навигационного определения траектории возвращения. В «классическом» варианте полетной схемы, как отмечалось, он характеризуется пролетом Венеры. Данное обстоятельство делает обоснованным разделение траектории с позиций обсуждаемых проблем на возвратные участки перелета Марс—Венера и Венера—Земля.

Основной проблемой первого участка является невозможность высокоточного прогноза положения Венеры, главным образом в силу отсутствия достоверных данных о характере ошибок при старте экспедиционного модуля с поверхности Марса. В то же время знание параметров орбиты Венеры крайне необходимо для выполнения комбинированного активно-гравитационного маневра выхода на возвратный участок полета к Земле. Это связано с известным фактом резкого падения эффективности коррекции после прохождения Венерой перицентра ее орбиты. В первом приближении можно считать, что коррекция, выполненная при нахождении Венеры на расстоянии примерно 650 000 км до перицентра ее орбиты, на порядок более эффективна, чем при местоположении планеты на том же расстоянии после прохождения перицентра.

При современном уровне точности знания эфемерид планет и ошибок радионавигационных систем единственным выходом является необходимость проведения при подлете к Венере автономных измерений. Для АМС некачественные измерения либо их отсутствие могут привести к невозможности возвращения КА на Землю. Для пилотируемого аппарата ситуация не столь трагична в силу наличия на борту экипажа, который может реализовать заранее проработанные варианты выхода из соответствующей нештатной ситуации [4]. Тем не менее проблема существенна.

На возвратном участке Венера—Земля, аналогично двухполувитковому варианту перелета к Марсу, также существует особая точка и два минимума энергетического критерия качества. Определение положения

этой особой точки входит в число подзадач БНО возвращения КА на Землю, поскольку проведение соответствующей первой коррекции целесообразно до прохождения аппаратом данной точки.

Следует отметить, что автономные измерения на подлетном участке не повышают точность навигационных определений, но и не являются излишними с точки зрения возникновения нештатных ситуаций в силу отсутствия радиовидимости с Земли, а также с позиций повышения надежности навигационных измерений.

Наконец, последней из обсуждаемых здесь проблем, требующей внимания, является проблема моделирования на борту межпланетного КА базисных направлений, определяемых с точностью построения «правильной» сопровождающей СК. Строго говоря, данная проблема не относится непосредственно к задачам БНО, однако косвенно она влияет на точность как прогнозирования состояния КА, так и исполнения коррекций, а следовательно, и на точность решения задач БНО межпланетного перелета в целом. Исходные посылки обсуждаемой проблемы были сформулированы еще в работе [5].

Вкратце суть вопроса сводится к следующему. Надежное и эффективное осуществление длительных пилотируемых межпланетных полетов невозможно без гарантированного высокоточного функционирования всех систем КА, прежде всего его систем ориентации и управления траекторным движением. В свою очередь, это связано с высокими требованиями по точности бортовой аппаратуры и месту ее установки, а также по стабильности конструкции КА. Следует иметь в виду, что если допустимый уровень точности средств формирования базисных направлений измеряется единицами угловых секунд, то погрешности изготовления конструкции КА и установки этих измерителей, характеризующих их «привязку» к осям связанной СК, а в конечном счете к исполнительным органам, формирующим корректирующие воздействия, измеряются уже угловыми минутами. Кроме того, в процессе полета межпланетный КА будет подвергаться значительным механическим и главным образом тепловым нагрузкам. Как следствие, будет происходить неконтролируемый уход паспортизируемых параметров автономных навигационных систем. Если к тому же учесть инструментальные ошибки измерителей и погрешности исполнения корректирующих воздействий (в силу эксцентриситета и перекоса силы тяги), результирующие ошибки коррекции могут оказаться достаточно большими. Причем эти погрешности будут оказывать заметное влияние на конечные результаты полета вне зависимости от типа используемых средств моделирования базисных направлений: платформенных или бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). В последних, как известно, осуществляется математическое моделирование бортовой базисной СК,

а положение приборной системы координат относительно базисной определяется в кватернионной форме. Наличие погрешностей определения начального положения астроориентиров, инструментальные ошибки измерителей угловой скорости КА, истинных положений осей чувствительности одноосных измерителей от расчетных (паспортизованных), а также вычислительные ошибки алгоритмического обеспечения БИНС приводят к точно таким же эффектам, как и начальные ошибки выставки и скоростные девиации платформенных систем.

Практически единственным известным способом уменьшения влияния данного типа погрешностей на точность прогнозирования параметров межпланетной траектории и ее коррекции служат методы геометрической калибровки измерительной аппаратуры в условиях орбитального полета, базирующиеся на реализации принципа векторного согласования.

При этом выбор режима калибровки (непрерывный, совмещенный с астроизмерениями; дискретный, предшествующий проведению коррекций и т. д.) будет зависеть от типа строителей базисных направлений, используемых двигателей коррекции (большой или малой тяги) и многих других факторов, таких, например, как конкретная конструкция межпланетного КА и реализуемая полетная схема экспедиции.

С учетом изложенного рассмотрим вопросы, связанные с выбором наиболее информативного типа коррекции, применительно к решению задач стадии планирования БНО.

Выбор приемлемой структуры и синтез стохастических коррекций для этапа проектно-баллистического планирования БНО. Ранее рассматривалась целесообразность «вычленения» из общего класса многопараметрических коррекций одно-, максимум двухпараметрических коррекций. Это, в свою очередь, требует разделения отклонений траекторных (орбитальных) и кинематических корректируемых параметров, для чего, следуя подходу, предложенному В.С. Поляковым [1, 6], достаточно ввести в рассмотрение матрицу $\mathbf{E}(\mathbf{s}_x)$, такую что

$$\mathbf{E}(\xi) = \begin{bmatrix} \mathbf{E}(\mathbf{s}_x) & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{E}(\mathbf{s}_x)$ — единичная матрица, соответствующая числу корректируемых параметров.

Используя матрицу $\mathbf{E}(\mathbf{s}_x)$, пространство рассматриваемых терминальных параметров можно разделить на два подпространства: корректируемых и некорректируемых параметров. В результате получим

$$\xi_k(t) = \mathbf{E}(\xi)\xi(t),$$

$$\xi_H(t) = [\mathbf{E}(\xi) - \mathbf{E}(\mathbf{s}_x)]\xi(t),$$

где \mathbf{s}_x — число корректируемых кинематических параметров.

Из пространства кинематических параметров, в свою очередь, можно выделить подпространство параметров управления, совпадающее при импульсной коррекции с подпространством составляющих вектора корректирующей скорости

$$\mathbf{u}(t_j) = \mathbf{E}(\xi_3) [\mathbf{x}^*(t_j) - \mathbf{x}(t_j)],$$

где $\mathbf{u}(t_j)$ — вектор корректирующей скорости; $\mathbf{x}^*(t)$ — вектор кинематических параметров после проведения коррекции.

При осуществлении независимой коррекции следует исходить из условия, что вектор корректирующей скорости должен сводить к нулю известные перед проведением очередной коррекции отклонения корректируемых параметров, т. е.

$$\Delta \mathbf{q}(t_{kj}) + \Delta \mathbf{q}(u_j) = 0. \quad (1)$$

Перепишем зависимость (1) в виде

$$\begin{aligned} & \mathbf{E}(\xi) \mathbf{B}_u(t_q) \Phi(t_q, t_{kj}) \mathbf{u}(t_{kj}) + \\ & + \mathbf{E}(\xi) \mathbf{B}_x(t_q) \Phi(t_q, t_{kj-1}) \Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) + \mathbf{E}^T(\xi) \delta \mathbf{q}^{\text{ПП}}(t_{kj}) = 0, \end{aligned}$$

где $\Phi(t_q, t_{kj})$ — фундаментальная матрица решения соответствующего неоднородного уравнения состояния; $\mathbf{B}_u(t_q)$ и $\mathbf{B}_x(t_q)$ — матрицы управления и коррекции, соответственно; $\Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1})$ — отклонение вектора кинематических параметров после проведения коррекции в момент времени t_{j-1} ; $\delta \mathbf{q}^{\text{ПП}}(t_{kj})$ — ошибка прогноза траекторных параметров на момент времени t_j .

Для учета возможных ограничений на допустимые направления корректирующей скорости и обеспечения локальной оптимизации режима одно- и двухпараметрической коррекции целесообразно преобразовать переход в точке коррекции к новой ортогональной СК, в которой составляющие корректирующей скорости будут оставаться независимыми переменными. После перехода к новой системе с использованием ортогональной матрицы \mathbf{G}_n размерность подпространства корректирующих скоростей становится равной размерности подпространства корректируемых параметров, т. е. они выделяются из шестимерного пространства с помощью матриц $\mathbf{E}(\mathbf{s}_x)$:

$$\begin{aligned} & \mathbf{E}(\xi) \mathbf{F}_u(t_{kj}) \mathbf{G}_n(t_{kj}) \mathbf{u}(t_{kj}) + \\ & + \mathbf{E}(\xi) \mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) + \mathbf{E}^T(\xi) \delta \mathbf{q}^{\text{ПП}}(t_{kj}) = 0. \quad (2) \end{aligned}$$

Выражение (2) устанавливает функциональную связь между отклонениями корректируемых параметров и корректирующим импульсом скорости.

Потребуем далее, чтобы матрица $\mathbf{E}(\xi)$ удовлетворяла условию

$$\mathbf{E}(\xi) = \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{N}_k(t_{rj}), \quad (3)$$

где \mathbf{N}_k^{-1} — некоторая промежуточная матрица, определяемая приведенной ниже формулой.

Условие (3) выполняется, если

$$\mathbf{N}_k(t_{kj}) = \mathbf{E}(\xi) \mathbf{F}_u(t_{rj}) \mathbf{G}_n(t_{rj}) \mathbf{E}^T(\xi).$$

Используя введенную матрицу обращения \mathbf{G}_n , можно получить рекуррентный алгоритм независимой многоазовой детерминированной коррекции в линейной постановке, включающий операции вычисления векторов корректирующих скоростей $\mathbf{u}(t_{kj})$, результирующих отклонений траекторных $\Delta \mathbf{q}(t_{kj})$ и кинематических $\Delta \mathbf{x}^*(t_{kj})$ параметров после проведения коррекции, а также величины суммарной характеристической скорости для n последовательных коррекций.

$$\mathbf{u}(t_{kj}) = \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \left[\mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) - \delta \mathbf{q}^{\text{пп}}(t_{kj}) \right], \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{q}^*(t_{kj}) &= \mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) + \\ &+ \mathbf{F}_u(t_{kj}) \mathbf{G}_n(t_{kj}) \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \left[\mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) - \delta \mathbf{q}^{\text{пп}}(t_{kj}) \right], \end{aligned} \quad (5)$$

$$\Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1}) = \mathbf{G}_n(t_{kj}) \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \delta \mathbf{q}^{\text{пп}}(t_{kj}), \quad (6)$$

$$\mathbf{u}_{n=6}(t_{kj}) = \sqrt{\sum_{i=3}^6 u_i^2(t_{kj})}. \quad (7)$$

Причем вектор отклонений корректируемых кинематических параметров при расчете первой коррекции следует принимать равным ошибкам выведения КА, а при последующих — в соответствии с уравнением связи (6).

В отличие от детерминированной коррекции, в рамках моделей которой ограничиваются определением значений вектора корректирующей скорости, предельных ошибок и энергозатрат на ее проведение, методика расчета стохастической коррекции в общем случае должна включать способы определения законов и параметров распределения соответствующих характеристик, принимаемых случайными величинами.

Пусть выбраны корректируемые параметры и задана область их допустимых значений в пространстве корректируемых параметров. В этом случае постановка задачи определения характеристик стохастической коррекции сводится к следующему: на основе априори полученных сведений об ошибках функционирования навигационных и исполнительных систем КА и стратегии коррекции полета требуется найти вероятностные характеристики генеральной совокупности параметров, определяющих скорректированное движение, а именно отклонения кинематических и траекторных параметров, значений составляющих вектора корректирующей скорости, ошибок их исполнения, энергетических затрат и т. д.

Предполагается, что для заданного вектора возмущенного состояния $\mathbf{x}(t_n)$, определяемого со случайными ошибками по навигационным измерениям и характеризующего допустимую область \mathbf{R}_x возможного нахождения КА, значения любого из корректируемых параметров не должны выходить за пределы допустимой области коррекций \mathbf{R}_ξ . Если текущие значения хотя бы одного из корректируемых параметров выходят за пределы области допустимых значений, должны быть найдены также параметры управления, которые обеспечивали бы исправление корректируемых параметров с наименьшими энергетическими затратами.

Наиболее общим случаем одноразовой коррекции заданного текущего отклонения параметров является n -импульсная коррекция, при которой должно выполняться условие [6]

$$\left[\delta_{\xi k}(t_{kj}) + \sum_{j=1}^n \mathbf{F}_{uk}(t_{kj}) \mathbf{u}(t_{kj}) \right] \in \mathbf{R}_\xi, \quad (8)$$

где $\xi(t_{kj})$ — вектор предельных отклонений корректируемых параметров перед j -й коррекцией; $\mathbf{u}(t_{kj})$ — вектор корректирующей скорости в момент времени t_{kj} ; \mathbf{F}_{uk} — матрица соответствующей размерности, составленная из градиентов корректируемых параметров траектории.

Для линейной модели коррекции при принятии гипотезы о нормальном законе распределения корректируемых параметров распределение характеристик, связанных линейно с этими ошибками, также будет подчиняться гауссовскому закону. Это позволяет достаточно просто получить соответствующие корреляционные матрицы, ориентируясь на соотношения (4)–(6) рассмотренной выше методики определения параметров детерминированной коррекции:

- для начальных отклонений корректируемых параметров

$$\mathbf{K} [\Delta \mathbf{q}(t_n)] = \mathbf{E}(\xi) \Phi(t_n, t_0) [\mathbf{K}_{t_0}(\Delta \mathbf{x}(t_0))] \Phi^T(t_n, t_0) \mathbf{E}^T(\xi);$$

- для расчетного значения корректирующего вектора управления j -й коррекции

$$\mathbf{K} [\mathbf{u}(t_{kj})] = \mathbf{G}_\Pi(t_{rj}) \left\{ \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \mathbf{K}_x [\Delta \mathbf{x}(t_{kj-1})] \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{F}_u^T(t_{kj-1}) - \right. \\ \left. - \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{K}_q [\delta \mathbf{q}(t_{kj})] (\mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj-1}))^T \right\} \mathbf{G}_\Pi^T(t_{rj});$$

- для отклонений корректируемых параметров после j -й коррекции

$$\mathbf{K} [\Delta \mathbf{q}^*(t_{kj})] = \mathbf{E}(\xi) \mathbf{F}_u(t_{kj}) \mathbf{K}_u [\delta \mathbf{u}(t_{kj})] \mathbf{F}_u^T(t_{kj}) \mathbf{E}^T(\xi) + \\ + \mathbf{E}(\xi) \mathbf{K}_q [\Delta \mathbf{q}(t_{kj})] \mathbf{E}^T(\xi);$$

- для отклонений кинематических параметров после j -й коррекции

$$\mathbf{K} [\Delta \mathbf{x}^*(t_{kj})] = \\ = \mathbf{G}_\Pi(t_{kj}) \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{K}_q [\delta \mathbf{q}(t_{kj})] (\mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}))_1^T \mathbf{G}_\Pi^T(t_{rj}) - \mathbf{K} [\delta \mathbf{u}(t_{kj})] + \\ + [\Phi_x(t_{kj}, t_{kj-1}) - \mathbf{G}_\Pi(t_{kj}) \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{F}_u(t_{kj-1}) \mathbf{K} [\Delta \mathbf{x}^*(t_{kj-1})]] \times \\ \times [\Phi_x(t_{kj}, t_{kj-1}) - \mathbf{G}_\Pi(t_{kj}) \mathbf{N}_k^{-1}(t_{kj}) \mathbf{F}_u(t_{kj-1})].$$

Для определения энергетических затрат на стохастическую коррекцию необходимо найти вероятность попадания в заданную область параметров

$$p \{ \Delta \mathbf{q}^*(t_{kq}) \in R_{\xi k} \} = \oint \mathbf{R}_{\xi k} p [\Delta \mathbf{q}^*(t_{kq})] d\mathbf{q}_k^*(t_{kq}), \quad (9)$$

где $p [\Delta \mathbf{q}^*(t_{kq})]$ — соответствующая плотность вероятности случайной величины $\Delta \mathbf{q}^*(t_{kq})$; $\mathbf{R}_{\xi k}$ — область ее допустимых значений.

Вычисление объемного интеграла, требуемое для нахождения суммарной характеристической скорости коррекции, в общем случае можно осуществить только численными методами. Кроме того, его нахождение требует конкретизации стратегии проведения стохастической коррекции. Оптимизация последней зависит от выбора используемого критерия качества, обеспечивающего выполнение помимо основной совокупности требований ряд дополнительных условий, накладываемых на стратегию.

Если для детерминированной коррекции вид критерия однозначно следует из условий определения оптимальной по точности или энергетике коррекции и имеет очевидный физический смысл, для стохастической модели этот выбор не однозначен и зависит от конкретной постановки задачи. В частности, в качестве энергетического критерия могут быть использованы: минимизируемые математическое ожидание

суммарных затрат, квантиль заданного уровня (квантиль уровня p) суммарной характеристической скорости и, наконец, вероятность того, что суммарные энергетические затраты не превзойдут предельных заданных с учетом их гарантийного запаса.

При этом в любом случае, вне зависимости от конкретизации критерия из числа названных выше, в процессе решения приходится сталкиваться с тремя особенностями, существенно усложняющими поиск конечного результата:

- функция качества (оптимальности), будучи многопараметрической, характеризуется сложной поверхностью ее отображения, допускающей наличие локальных экстремумов;
- функция качества может быть разрывной в силу вводимых ограничений на проведение коррекций;
- требование к обеспечению гарантированной точности коррекции при оптимизации энергетики приводит в большинстве случаев к необходимости введения штрафных функций, сводящих исследуемую задачу к задаче на безусловный экстремум, сложности решения которой оказываются непреодолимыми.

Существующие и частично применяемые в настоящее время «точные» методики, используемые на стадии баллистического проектирования, в силу их громоздкости, сложности изложения и недостаточного согласования получаемых результатов вряд ли заслуживают детального рассмотрения.

Поэтому ограничимся описанием методики, хотя и приближенной, но проверенной проведением массовых расчетов [1].

Сущность подхода, ориентированного на задачи оптимальной однопараметрической многократной коррекции, сводится к следующему. Рассматривается случай одноимпульсной коррекции. Принимается, что осуществляемая в момент времени t_j коррекция реализуется с использованием вектора корректирующей скорости, случайные составляющие которого u_{x_j} , u_{y_j} , u_{z_j} некоррелированы.

Тогда соответствующее значение плотности вероятности может быть записано в виде

$$p(\mathbf{u}_j) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} \sigma_{ux} \sigma_{uy} \sigma_{uz}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left(\frac{u_{x_j}^2}{\sigma_{ux}^2} + \frac{u_{y_j}^2}{\sigma_{uy}^2} + \frac{u_{z_j}^2}{\sigma_{uz}^2} \right) \right\}. \quad (10)$$

Если выбрать в качестве новых переменных сферические координаты

$$|u_j| = (u_{x_j}^2 + u_{y_j}^2 + u_{z_j}^2)^{1/2}, \quad (11)$$

$$u_{y_j} = u_j \sin \alpha_j \sin \beta_j; \quad u_{x_j} = u_j \sin \alpha_j \cos \beta_j; \quad u_{z_j} = u_j \cos \alpha_j, \quad (12)$$

то, проводя замену переменных в (10) и учитывая однозначность преобразования (11), (12), найдем совместную плотность вероятности для новых переменных компонент \mathbf{u}_i ($i = 1, 2, 3$) вида

$$p[u_j, \alpha_j, \beta_j] = \frac{u_j^2 \sin \alpha_j}{(2\pi)^{3/2} \sigma_{ux} \sigma_{uy} \sigma_{uz}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left[\frac{u_j^2 \sin^2 \alpha_j \cos^2 \beta_j}{\sigma_{ux}^2} + \frac{u_j^2 \sin^2 \alpha_j \sin^2 \beta_j}{\sigma_{uy}^2} + \frac{u_j^2 \cos^2 \alpha_j}{\sigma_{uz}^2} \right] \right\}; \quad (13)$$

$$p[u_j, \beta_j] = \frac{u_j}{2\pi \sigma_{ux} \sigma_{uy}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left[\frac{u_j^2 \cos^2 \beta_j}{\sigma_{ux}^2} + \frac{u_j^2 \sin^2 \beta_j}{\sigma_{uy}^2} \right] \right\}; \quad (14)$$

$$p[u_j] = \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{\pi} \sigma_{ux}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \frac{u_j^2}{\sigma_{ux}^2} \right\}. \quad (15)$$

При этом плотность вероятности совместного распределения ошибок исполнения коррекции будет равна

$$p[\delta u_{xj}, \delta u_{yj}, \delta u_{zj}] = \int_0^\infty \int_0^{2\pi} \int_0^\pi p \left(\frac{\delta \mathbf{u}_j}{\mathbf{u}_j} \right) p \left(\frac{u_j}{\alpha_j \beta_j} \right) dx_j d\alpha_j d\beta_j. \quad (16)$$

Соотношение (16) является основным для исследования ошибок исполнения коррекций. Оно позволяет получить значения плотности и функции распределения для каждой из составляющих вектора ошибок коррекции, а также соответствующую корреляционную матрицу.

В совокупности с соотношениями (13)–(16) этого достаточно для вычисления полных характеристик одноимпульсной коррекции. Однако и здесь при числе компонентов более одного решение может быть найдено только численными методами. Исключение составляет частный случай равенства совместно независимых стандартных нормальных случайных компонент, для которого распределение \mathbf{u}_i есть распределение типа χ -квадрат.

Результаты анализа и выводы. Изложенное выше дает основание считать, что с точки зрения построения универсальной методики синтеза БНО коррекций траекторий экспедиций посещения дальнего космоса этапа баллистического проектирования предпочтение должно

быть отдано одно-, максимум двухпараметрическим связанным коррекциям линейного типа при принятии стохастической структуры моделей и использовании гипотезы импульсного формирования управляющих воздействий.

Такой вывод можно сделать на основе следующих соображений.

1. Применимость концепции импульсной аппроксимации изменения вектора скорости при осуществлении корректирующих маневров, как известно, допустимо в случае, когда ошибки в определении параметров орбиты соизмеримы с ошибками, вызываемыми методическими погрешностями реализуемого метода расчета.

Проведение коррекций движения КА в межпланетном полете связано с решением задачи прогнозирования параметров слабозмущенного движения по измеренным значениям их отклонений от номинальных значений. Обычно полагают, что эти отклонения не превосходят 5 % номинала. В эти же значения «укладываются» и ошибки в определении параметров возмущенной межпланетной орбиты.

2. Предпочтение линейному приближению вызвано прежде всего стремлением к максимальному упрощению алгоритмов исследования свойств и оптимизации стратегий коррекции. При этом приходится базироваться на допущении о линейной зависимости корректируемых параметров от корректирующих импульсов скорости. Если стандартная процедура линеаризации модели при учете протяженности активных участков, характерная для ряда задач околоземных космических полетов, оказывается неприемлемой в силу грубости соответствующего допущения, то в межпланетных полетах подобное обстоятельство встречается существенно реже (даже при импульсной аппроксимации протяженных активных участков под действием малой тяги).

3. При использовании моделей стохастических коррекций, как правило, предполагают, что вид коррекций, время их проведения и коэффициенты связи являются единственными для всего множества возможных траекторий и не зависят от конкретных реализаций ошибок. Использование именно такой стратегии коррекции оправдано присущими траекториям межпланетного перелета свойствами эффективности коррекции, а также принятыми принципами управления полетом, согласно которым все необходимые работы по подготовке и формированию управляющего воздействия (проведение сеансов измерений, коррекций и др.) осуществляют по единому временному графику. Достоинством обсуждаемого подхода является и то, что при принятии канонической гипотезы о нормальном законе распределения ошибок управления при реализации стохастической коррекции и проведении навигационных измерений, используемых для определения орбиты, законы распределения характеристик коррекции, свя-

занные с этими ошибками линейной зависимостью, также являются обычно нормально распределенными.

Однако приходится учитывать, что даже в рамках указанной выше наиболее широко распространенной (в силу ее простоты) схематизации далеко не все характеристики линейной коррекции могут быть приняты подчиняющимися закону Гаусса. К их числу относят прежде всего энергетические затраты и ошибки исполнения, которые даже при принятии к рассмотрению линейной модели процесса коррекции оказываются связанными с предшествующими ошибками выведения, прогнозирования движения и функционирования бортовых систем нелинейными зависимостями.

4. Даже в случае использования измерительных средств наивысшего класса точности и наиболее эффективных методов вторичной обработки результатов измерений, в силу указанных выше условий функционирования навигационных систем межпланетных КА, повышенных значений ошибок измерений и влияния объективно существующих неопределенностей знания астрономических и астрофизических констант надеяться на возможность моделирования на борту аппарата прецизионной базовой сопровождающей системы координат не приходится. Вместе с тем состав автономной навигационной аппаратуры позволяет построить высокоточные базисные направления, совпадающие с направлением вектора корректирующей скорости относительно связанной СК. На отдельных участках полета наличие астронавигационной системы дает возможность «построить» удовлетворяющую требуемой точности инерциальную СК, которая может быть «запомнена» на интервал работы двигательной установки. Известность фиксированного базисного направления относительно инерциальной СК хотя и не позволяет решать трехмерную задачу, но гарантирует построение «картинной плоскости», что достаточно для осуществления как минимум двухпараметрической коррекции.

Надеяться на возможность полного исправления известных отклонений корректируемых параметров при каждом корректирующем воздействии можно лишь в отдельных частных случаях. Это исключает обоснованность приоритетной ориентации в межпланетном полете на применение стратегии независимых коррекций. Соответственно в большинстве задач БНО необходимо отдавать предпочтение рассмотрению проблем связанных коррекций.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бажинов И.К., Алешин В.И., Почукаев В.Н., Поляков В.С. *Космическая навигация*. Нариманов Г.С., ред. Москва, Машиностроение, 1975, 352 с.
- [2] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. *Баллистика и навигация космических аппаратов*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Дрофа, 2004, 544 с.
- [3] Кубасов В.Н., Дашков В.В. *Межпланетные полеты*. Москва, Машиностроение, 1979.
- [4] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. *Управление космическими полетами*. Лысенко Л.Н., ред. в 2 ч. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, Ч. I — 2009, Ч. II — 2010.
- [5] Дмитриевский А.А., Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. *Баллистика и навигация космических аппаратов*. Дмитриевский А.А., ред. Москва, Машиностроение, 1986.
- [6] Иванов Н.М., Поляков В.С. *Наведение автоматических межпланетных станций*. Москва, Машиностроение, 1987.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Л.Н. Лысенко, В.В. Корянов, К.Г. Райкунов. Применение теории стохастической коррекции орбит при планировании проектно-баллистического обеспечения межпланетных миссий. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/621.html>

Лысенко Лев Николаевич родился в 1939 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1963 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, научный консультант (по совместительству) ФГУП ЦНИИмаш Роскосмоса. Заслуженный деятель науки РФ, заслуженный изобретатель РСФСР, лауреат премии Президента РФ, действительный член и член Президиума РАН. Автор более 300 опубликованных научных работ и изобретений в области баллистики, динамики полета и управления движением ракет и КА. e-mail: kafsm3@sm.bmstu.ru

Корянов Всеволод Владимирович родился в 1982 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2006 г. Канд. техн. наук, доц. кафедры «Динамика полета и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 10 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов. e-mail: kafsm3@sm.bmstu.ru

Райкунов Константин Геннадьевич родился в 1990 г., окончил Московский авиационный институт (технический Университет) в 2013 г. Аспирант очного обучения кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор трех опубликованных работ в области баллистики, навигации и системных методов проектирования летательных аппаратов. e-mail: kafsm3@sm.bmstu.ru