

## ОТЗЫВ

официального оппонента о диссертации М.Г. Широбокова «Баллистико-навигационные аспекты миссий малых космических аппаратов к Луне и точкам либрации», представленной на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.01 – теоретическая механика

Диссертационная работа М.Г. Широбокова посвящена решению комплекса проблем, связанных с:

- проектированием орбит КА в окрестности коллинеарных точек либрации систем Земля-Луна и Солнце-Земля,
- длительным удержанием КА на этих орбитах,
- анализом рациональных схем выведения КА на эти орбиты,
- анализом возможности использования орбит в окрестности точек либрации, как промежуточных пунктов для перелетов в окрестность Луны.

Перечисленные задачи являются **актуальными**, что объясняется большим интересом исследователей к точкам либрации, как месту удачного расположения КА, которые могут обеспечить широкий фронт научных исследований. Важно заметить, что интерес к точкам либрации системы Земля – Луна объясняется и настоящим развитием Лунной программы. Следует отметить, что в связи с экономическими проблемами в настоящее время большое внимание уделяется использованию именно малых КА в практике космических программ. Автор диссертации достаточно убедительно проанализировал реализованные к настоящему времени и разрабатываемые космические проекты, доказывая актуальность проведенного им исследования. Автор диссертации справедливо отмечает современную тенденцию к

увеличению числа запусков малых аппаратов и приводит примеры реальных миссий и решаемых ими задач.

С моей точки зрения основные результаты, полученные в диссертации, связаны с идеей максимального использования возмущающего гравитационного воздействия на траекторию КА для решения транспортных космических задач. При реализации этой идеи автор анализирует возможность активного использования динамических эффектов задачи трех тел.

Именно эти эффекты позволяют экономить топливо для решения рассматриваемых в диссертации транспортных проблем. Таких как: выведение КА в окрестность точек либрации и орбиты в окрестности этих точек; перелет между орбитами в окрестности одной точки или различных точек либрации; перелет между орбитами в окрестности коллинеарных точек либрации системы Земля-Луна и околулунными орбитами. При решении каждой из этих проблем автор вносит свой вклад, свои идеи, что позволяет утверждать новизну проводимого исследования, **новизну результатов** исследования.

Среди новых результатов, полученных автором можно отметить такие результаты.

Коэффициенты рядов Фурье разложения гало-орбит вокруг коллинеарных точек либрации разложения  $L_1$  и  $L_2$  системы ограниченной круговой задачи системы Земля-Луна.

При построении траекторий перелета КА с малой тягой с низкой околоземной и геопереходной орбиты на орбиты в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Земля-Луна автор предлагает оригинальную схему перелета. Вся траектория КА рассматривается состоящей из трех

участков. Наиболее интересным является последний третий участок. На нем автор предлагает использовать резонансные сближения с Луной. Каждое сближение с Луной, по замыслу автора, с одной стороны увеличивает энергию орбиты (поднимает её оскулирующий перигей), а с другой стороны – перемещает аппарат с одной резонансной орбиты на другую. Последнее обеспечивает регулярность увеличения орбиты за счет лунных возмущений. Автору удалось разработать алгоритм нахождения резонансных сближений с Луной. Как серьезное **преимущество разработанного алгоритма** следует отметить то, при анализе и выборе цепочки резонансов импульсы скорости в перигеях резонансных орбит выбираются с учетом получения больших полуосей сразу двух последовательных резонансных орбит. Идея автора при проектировании этой части траектории (и поэтому всей траектории) должна рассматриваться как **новая и обоснованная**. Её использование позволяет уменьшить требуемые затраты топлива на выведения КА на орбиту в окрестности точки либрации системы Земля-Луна.

Пожалуй, стоит отметить, что в результате анализа выбранной схемы перелета, автор смог сформулировать некоторые требования, выполнение которых дает возможность решить рассматриваемую транспортную задачу. В частности, для решения краевой задачи на второй части траектории он утверждает, что начальное приближения для времени перелета должно отличаться от минимального времени перелета не более чем на 4.5 суток. С одной стороны это требование непросто выполнить, но его существование, позволяет надеяться, что разработанный автором метод с использованием рекомендаций может быть использован и другими авторами.

Много интересных и **новых результатов** автор привел в третьей главе диссертации. Так при анализе перелетов между гало-орбитами в окрестности коллинеарных точек либрации L1 и L2 одной системы трех тел (системы Земля-Луна) в диссертации разработан метод нахождения траекторий такого перелета с малыми затратами характеристической скорости. Метод основан на «стыковке» двух участков траектории перелета (участке отлета с начальной орбиты и участка подлета к конечной орбите). Эти участки стыкуются на плоскости, проходящей через Луну и перпендикулярной направлению Земля-Луна (ось  $x$ ). Выбираемыми параметрами схемы перелета рассматриваются два параметра, определяющие точку старта на начальной орбите и точку окончания перелета на конечной орбите. Эти параметры рассматриваются как неизвестные двух уравнений обеспечивающих стыковку двух участков траектории на упомянутой выше плоскости. Требуемый импульс скорости в точке стыковки двух частей траектории рассматриваемого одноимпульсного перелета и определяет характеристическую скорость маневра перелета. Приводятся результаты численного анализа. При этом остается неясным, можно уменьшить характеристическую скорость перелета за счет использования многоимпульсного перелета или за счет смещения плоскости стыковки двух участков траектории.

При рассмотрении перелетов с гало-орбит на окологруннне орбиты автор аккуратно описал предложенный им метод проектирования траектории такого перелета. Этот метод может быть серьезное достижение автора, которое может быть широко **использовано в практике** проектирования орбит при анализе лунных проектов. Эта часть диссертации содержит результаты большого численного анализа

с рядом конструктивных выводов. В частности, получены выводы по размерам и наклонению окололунных орбит, на которые можно вывести КА при движении вдоль неустойчивого многообразия гало-орбиты. Автор показал, что диапазоны по наклонению и расстоянию до периселения оказываются достаточно широкими. Автор отмечает доступность околополярных орбит для будущих перспективных миссий и делает **практически важный вывод** о том, что чем выше требуемое наклонение орбиты, тем больше должна быть амплитуда стартовой гало-орбита вокруг точки либрации.

Интересные **новые результаты** получены диссертантом при исследовании возможности смены номинальной орбиты вокруг коллинеарной точки либрации после длительной задержки траекторной коррекции. Показано, что в случаях, когда требования миссии позволяют сменить номинальную орбиту, перелет на оптимальную орбиту может дать существенный выигрыш по затратам топлива и даже продлить время жизни аппарата на месяцы и годы. Эти интересные **результаты были подтверждены** в ходе испытаний Монте-Карло в системе Земля-Луна и Солнце-Земля. Разработанная автором методика была применима к гало-орбитам и квазигало-орбитам, но, по-видимому, может с успехом быть использована и для орбит Лиссажу.

Все перечисленные в отзыве научные результаты, выводы численного анализа представляются **достоверными**. Достоверность полученных результатов подтверждается:

- использованием строгих математических методов при разработке моделей, описывающих анализируемые траектории КА;

- использованием апробированных численных методов для решения систем дифференциальных уравнений;
- совпадением результатов анализа полученных в работе траекторий, выполненных с помощью разработанных в диссертационной работе методов, с опубликованными результатами других авторов.

К тексту диссертации имеется ряд замечаний:

1. При описании метода Левенберга-Марквардта решения систем нелинейных уравнений автор анализирует случай, когда «число неизвестных не превышает числа уравнений» (стр. 36). Такая постановка не соответствует решаемым в механике полета краевым задачам и тем задачам, которые анализируются в диссертации. В них количество уравнений меньше или равно числу неизвестных выбираемых параметров. В краевых задачах принципа максимума количество краевых условий равно количеству неизвестных параметров краевой задачи. (Эту задачу решает автор диссертации на втором этапе выведения КА на орбиту в окрестности точки либрации – задача на быстроедействие). В других рассмотренных автором задачах краевая задача строго должна быть решена. При этом количество условий (по крайней мере, условий типа равенства) должно быть меньше числа выбираемых параметров схемы перелета. В приводимом авторе случае возможно только приближенное решение системы нелинейных уравнений.
2. Соглашаясь с автором в том, что разностные схемы оценивания матрицы Якоби проигрывают по сравнению с методом, использующим численное интегрирование уравнений в вариациях

(стр. 41), можно заметить следующее. В настоящее время активно существует метод численного нахождения производной от функции с использованием мнимой части этой функции, вычисленной с мнимым приращением аргумента. То есть с использованием комплексных чисел. Возможно, этот подход будет более рациональным при расчете матрицы Якоби.

3. Нет ссылки на литературу, когда утверждается, что годовая коррекция орбит Лиссажу требует порядка 30 м/с скорости (стр. 33)
4. Ошибочно утверждается, что формула (1.15) справедлива при постоянной силе тяги (стр. 34). Это неверно, это формула Циолковского. Она связывает массу с характеристической скоростью маневра.
5. Величина гравитационного ускорения, приведенная на стр. 34, должна быть 9.80665, а не 9.8.
6. Считаю возможным покритиковать анализируемую в работе схему выведения КА на орбиту в окрестность точки либрации (глава 2). Использование задачи быстрогодействия на второй части траектории плохо увязывается с полетом с небольшими активными участками на последнем участке. На мой взгляд, лучше бы допустить на втором этапе пассивные участки. Хотелось оптимизировать управление движением и на первом участке. Объяснение выбранного закона управления движением на нем стремлением быстрее пройти радиационные пояса не является убедительным. Очень хотелось бы получить решение задачи сквозной оптимизации рассматриваемой траектории выведения.

7. Хочу обратить внимание на то, что в нескольких разделах диссертации автор утверждает, что для получения решения краевой задачи достаточно 3-4 итерации. Например, на странице 69, где обсуждается вопрос об удовлетворении краевых условий в конце второго участка траектории (он анализируется по критерию быстродействия) утверждается, что 3-4 итерации требуется на двух этапах анализа рассматриваемой части траектории. На втором из этих этапов вводятся возмущения от Солнца, Луны, силы светового давления и тени Земли. В любом случае количество итераций зависит от требуемой точности решения краевой задачи. Эта точность не указывается. Здесь меня смущает очень малое количество итераций.
8. При исследовании траектории выведения КА с околоземной орбиты на орбиту в окрестности точки либрации системы Земля–Луна проведен большой параметрический анализ. Безусловно, это информация, которую можно и нужно использовать. Но некоторые из варьируемых параметров (например, эклиптическая долгота Солнца и угол  $\Delta\Omega$ , определяющий конфигурацию между орбитами КА и Луны и Солнца в момент старта) можно рассматривать оптимальными, а не произвольными. Это возможно, так как они определяются датой старта и долготой восходящего узла околоземной орбиты, ограничений на которые можно не вводить.
9. Приведенное в разделе 2.7 сравнение вариантов перелета на гало-орбиту в окрестности точки либрации L1 системы Земля – Луна с использованием резонансных сближений с Луной и без использования их не является корректным. Траекторию,



рассматриваемую без резонансных сближений, следовало бы оптимизировать по массовому критерию при фиксированном времени перелета (например, равного 115 суток, как в варианте с использованием резонансных сближений).

10. Остается непроанализированным, насколько результаты главы диссертации 3, справедливые для круговой ограниченной задачи трех тел, можно адаптировать к эллиптической или «эфмеридной» модели движения небесных тел.
11. Раздел 3.3.2, на мой взгляд, без ущерба для представленной диссертационной работы можно было опустить.
12. В некоторых случаях приводится очень объемный графический материал, характеризующий решение той ли иной задачи, При этом не дается его подробное объяснение. Автор как будто предлагает читателю самому разобраться в том, что им насчитано.

Указанные недостатки не влияют на общую положительную оценку работы.

Диссертационная работа очень хорошо оформлена. Идеально представлен очень большой графический материал. Текст хорошо отработан и практически не имеет ошибок и описок.

Хочу отметить, что, судя по содержанию диссертационной работы, приведенному в ней списку литературы, проведенному в диссертации анализу литературы, автор является квалифицированным специалистом в механике космического полета. Он владеет современными методами этого раздела механики. Мне удалось слушать выступление автора диссертации с докладом на Академических чтениях по космонавтике.

Его доклад можно было рассматривать как доклад маститого ученого, а не аспиранта.

Основные результаты, полученные в диссертационной работе, опубликованы в пяти научных работах в журналах из перечня ВАК.

Автореферат соответствует диссертации.

Считаю, что работа «Баллистико-навигационные аспекты миссий малых космических аппаратов к Луне и точкам либрации» удовлетворяет требованиям Положения ВАК (в текущей редакции), предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.01 – теоретическая механика, а ее автор – Ширококов Максим Геннадьевич – заслуживает присуждения ему искомой степени.

Отзыв составил официальный оппонент

**Константинов Михаил Сергеевич**

доктор технических наук по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов», профессор,

профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение»

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «**Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)**»

125993 Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, [www.mai.ru](http://www.mai.ru)

тел. (499)158-47-46 , E-mail: [mkonst@bk.ru](mailto:mkonst@bk.ru)

05 мая 2017 г.



М.С. Константинов

Подпись официального оппонента М.С. Константинова удостоверяю

И.о.начальника отдела УДС МАИ

Т.А. Аникина


