

## ОТЗЫВ

официального оппонента, кандидата физико-математических наук, доцента кафедры «Общие проблемы управления» Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова Максима Петровича Заплетина на диссертацию Александра Александровича Орлова «Оптимизация сложных схем перелёта КА с электроракетными двигателями при граничных условиях смешанного типа», представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Диссертационная работа Александра Александровича Орлова посвящена рассмотрению проблем, связанных с методом оптимизации межпланетных траекторий космических аппаратов (КА). В качестве таких траекторий были рассмотрены схемы как прямого межпланетного перелёта, так и схемы с одним или несколькими гравитационными манёврами, осуществляемыми в окрестности планет солнечной системы. При этом в качестве маршевой двигательной установки КА рассматривались электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) малой тяги.

Для решения поставленных в работе оптимизационных задач применялся принцип максимума Понтрягина, относящийся к группе непрямых методов. Краевая задача, получаемая в результате применения принципа максимума, решалась методом продолжения по параметру.

Основное внимание в данной работе уделено двум вопросам. Первый вопрос касается проблемы выбора начального приближения для построения итерационной процедуры поиска решения краевой задачи. Данная проблема стоит достаточно остро, поскольку применение принципа максимума Понтрягина накладывает достаточно строгие ограничения на начальные приближения для неизвестных параметров краевой задачи. Сходимость итерационного процесса поиска решения сильно зависит от выбранного начального приближения.

Для решения этой проблемы в качестве основы автором был взят метод продолжения по гравитационному параметру. Данный метод позволяет находить решения краевой задачи без необходимости выбора начального приближения. Данное обстоятельство обусловлено тем, что в качестве начального приближения в этом методе всегда используется пассивное движение КА по орбите планеты отправления, то есть все неизвестные начальные значения варьируемых переменных приравняются нулевым

ОБЩИЙ ОТДЕЛ МАИ  
Вх. № 10 / 10 2018

значениям. Наряду с этим данным методом используется фиксация угловой дальности перелёта для того, чтобы процесс поиска решения всегда находился в области притяжения какой-то одного типа выбранной экстремали, что заметно повышает устойчивость итерационной процедуры поиска решения. Выбор конкретной экстремали осуществляется выбором угловой дальности перелёта с шагом, кратным целому количеству витков КА вокруг притягивающего центра. По утверждению автора диссертации метод продолжения по гравитационному параметру в том виде, в котором он был ранее разработан, хорошо показал себя на практике, но вместе с тем имел ряд недостатков. К ним относятся: - необходимость решения вспомогательной задачи для идеально-регулируемого двигателя и - применимость метода только для двухточечных краевых задач.

В рецензируемой диссертационной работе была проведена модификация данного метода, позволяющая устранить отмеченные недостатки. В частности, автор с помощью ряда математических преобразований ввел параметризацию времени перелёта КА, что позволило применять модифицированный метод для решения многоточечных краевых задач. К таким задачам можно отнести задачи оптимизации траекторий с гравитационными манёврами.

Так же автором была разработана математическая модель гравитационного манёвра, учитывающая все необходимые условия оптимальности. Основной идеей данной математической модели является использование матрицы поворота векторов гиперболического избытка скорости и базис-вектора, в результате чего часть условий оптимальности в точке гравитационного манёвра выполняется автоматически. Данное обстоятельство позволило заметно сократить количество граничных условий краевой задачи в точке гравитационного манёвра. При этом, применение предлагаемой автором математической модели гравитационного манёвра обеспечивает хорошую сходимость итерационного процесса поиска решения, что видно по многочисленным и достаточно сложным численным примерам, представленным в диссертационной работе.

Второй вопрос, которому уделяется пристальное внимание в диссертации, это анализ условий оптимальности в точке гравитационного манёвра. Дело в том, что использование условий оптимальности при гравитационном манёвре сопряжено с заметными трудностями. Эти трудности заключаются в том, что в зависимости от высоты пролётной гиперболы КА при гравитационном манёвре условия оптимальности меняются. Различают два вида условий оптимальности, когда высота пролётной гиперболы больше или равна минимально допустимой. Данное обстоятельство приводит к тому, что при проведении оптимизации траекторий с гравитационными манёврами приходится

последовательно фиксировать один из указанных двух случаев в точке гравитационного манёвра. Далее последовательно решается серия краевых задач и из полученных решений выбирается оптимальное. Автор указывает на то, что такой подход приводит к заметному увеличению трудоёмкости вычислений, особенно с большим числом гравитационных манёвров.

В рассматриваемой работе был проведён анализ условий оптимальности в точке гравитационного манёвра. Данные условия были выведены в общем виде, объединяющем случаи, когда высота пролётной гиперболы больше или равна минимально допустимой. При использовании этих обобщающих условий оптимальности получается краевая задача с ограничениями в виде равенств и неравенств. Автор предлагает решать поставленную краевую задачу с помощью добавления в граничные условия дополнительных ослабляющих переменных, сводящих ограничения типа неравенств к ограничениям равенствам. Как итог, отпадает необходимость в решении серии краевых задач с перебором вариантов условий оптимальности в каждой точке гравитационного манёвра. Оптимальная траектория находится путём решения одной краевой задачи, содержащей комбинацию условий оптимальности, записанных в общем виде и дополнительных ослабляющих переменных. Такой подход заметно снижает трудоёмкость вычислений и, судя по представленным в работе результатам, оказался эффективным. Автор провёл подробный анализ итерационного процесса поиска решения, использующего данный подход. Было убедительно показано, что траектория, получаемая при решении краевой задачи с условиями оптимальности, записанными в общем виде соответствует лучшей траектории из тех, которые получаются при решении серии краевых задач, в которых последовательно фиксируются варианты условий оптимальности в точках гравитационного манёвра.

Так же было подробно показано, что при использовании данного подхода решение краевой задачи может переходить с одной экстремали на другую на примере проведения оптимизации даты старта и даты гравитационного манёвра. На первом этапе проведения расчёта даты старта и гравитационного манёвра фиксировались. На втором этапе проводилась их оптимизация, которая приводила к переходу решения на другую экстремаль, обусловленному тем, что для оптимальных дат вид условий оптимальности в точке гравитационного манёвра оказывался отличным от вида условий оптимальности на первом этапе расчёта, где даты фиксировались.

С помощью предлагаемой автором методики был проведён подробный анализ межпланетного перелёта от Земли к Юпитеру. Рассматривались как варианты прямых

перелётов к планете назначения, так и перелеты с одним и двумя гравитационными манёврами у Земли. В качестве маршевой двигательной установки использовалась солнечная электроракетная двигательная установка (СЭРДУ). Был проведён анализ влияния мощности СЭРДУ на величину доставляемого полезного груза. Важной особенностью проведённого анализа является то, что использовалась новая постановка краевой задачи – величина тяги СЭРДУ являлась ступенчатой функцией гелиоцентрического расстояния.

Развитие космической техники и возрастающая сложность проектируемых миссий межпланетных перелётов требует использования всё более энергоэффективных типов двигателей. К таким типам двигателей определён можно отнести ЭРДУ. В свою очередь поиск оптимальных траекторий при использовании маршевых ЭРДУ предъявляет высокие требования к эффективности используемых методик. Данное обстоятельство показывает необходимость проведения исследований в данной области. Предлагаемые автором настоящей работы методики и программное обеспечение позволяют эффективно решать задачи поиска оптимальных траекторий для межпланетных миссий и расширяют доступный спектр методик механики полёта с малой тягой. Указанные обстоятельства определяют **актуальность** представленной диссертации.

**Основными результатами**, полученными в рамках данной диссертационной работы, являются:

- модификация метода продолжения по гравитационному параметру с целью возможности его применения для многоточечных краевых задач;
- создание новой методики оптимизации траекторий с гравитационными манёврами, позволяющей получать регулярные решения и не требующей решения вспомогательных задач;
- на базе созданной новой методики разработан подход, позволяющий объединять в рамках одной краевой задачи два различных варианта условий оптимальности в точке гравитационного манёвра и получать оптимальную траекторию в рамках решения одной краевой задачи;
- использование новой постановки при проведении анализа перелёта Земля-Юпитер, заключающейся в вводе ступенчатой зависимости величины тяги от гелиоцентрического расстояния.

Все результаты работы, включенные в диссертацию, получены лично автором.

**Научная новизна работы** состоит в:

- разработке метода продолжения траектории пассивного движения КА в оптимальную траекторию для нерегулируемого двигателя;
- развитии метода продолжения по гравитационному параметру для случая многоточечных краевых задач;
- разработке новой методики оптимизации межпланетных траекторий КА с ЭРДУ, включающих гравитационные манёвры и использующей полный набор условий оптимальности;
- развитие разработанной методики, заключающееся в объединение двух видов условий оптимальности в точке гравитационного манёвра в рамках одной краевой задачи с ограничениями смешанного типа;
- предоставлении численных результатов анализа перелёта Земля-Юпитер, как для случая прямого перелёта, так и с одним и двумя гравитационными манёврами при использовании новой постановки оптимизационной задачи.

**Практическая значимость** результатов настоящей работы заключается в следующем:

- разработан новый методический подход к решению задач оптимизации траекторий межпланетных перелётов;
- разработана методика объединения двух видов условий трансверсальности в точке гравитационного манёвра;
- на основе предлагаемых методик разработано программное обеспечение, позволяющее проводить оптимизацию межпланетных траекторий для широкого класса рассматриваемых схем перелётов.

Основные результаты работы опубликованы в изданиях, рекомендуемых ВАК и входящих в МБД, и прошли апробацию на научно-технических конференциях и тематических семинарах.

Диссертация оформлена в полном соответствии с требованиями ВАК. Текст написан грамотным научно-техническим языком.

**Замечания:**

- Во всех рассматриваемых численных примерах, автором проводилась оптимизация дат старта и гравитационного манёвра при фиксированном общем времени межпланетного перелёта. Представляется целесообразным ввести в краевую задачу условия оптимальности и для общего времени перелёта, что могло бы улучшить характеристики получаемой траектории.

- В третьем разделе диссертации автором проводится анализ перелёта Земля-Юпитер. Конечной орбитой КА рассматривается эллиптическая орбита вокруг Юпитера, радиусы апоцентра и перицентра которой задаются. Проведённый анализ был бы более полным, если бы задавалось также положение плоскости конечной орбиты КА.

Указанные недостатки не снижают общей высокой оценки представленной диссертационной работы и могут быть рассмотрены только в качестве рекомендаций.

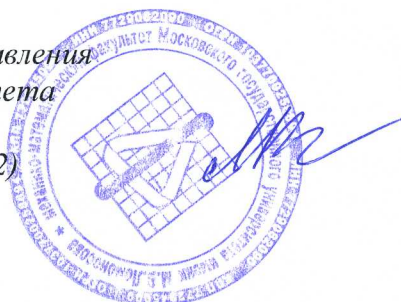
### **Вывод**

Диссертация Александра Александровича Орлова «Оптимизация сложных схем перелёта КА с электроракетными двигателями при граничных условиях смешанного типа» представляет собой законченную научно-квалификационную работу, выполненную на высоком уровне, по своему содержанию полностью соответствует паспорту специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

В содержательной части работы автор демонстрирует высокую степень интереса и глубины вовлеченности в рассматриваемые им актуальные проблемы баллистического проектирования траекторий КА, уверенное владение базовыми теоретическими инструментами механики космического полёта. Представленная работа содержит новые научные результаты, что свидетельствует о личном вкладе автора в развитие науки. Многочисленные численные результаты, представленные автором в настоящей работе, говорят о высокой эффективности предлагаемых им методик.

Представленная диссертационная работа удовлетворяет критериям, установленным Положением о порядке присуждения учёных степеней (п.9-14), утверждённым Правительством Российской Федерации от 24 сентября 2013 года №842, а её автор, Александр Александрович Орлов, заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

*Доцент кафедры общих проблем управления  
механико-математического факультета  
МГУ им М.В.Ломоносова, к.ф.-м.н  
([msu.opu@gmail.com](mailto:msu.opu@gmail.com), 8-495-939-56-32)*



*М.П. Заплетин*