

От кандидата физико-математических наук,  
доцента кафедры небесной механики математико-механического факультета  
Санкт-Петербургского государственного университета  
**Поляховой Елены Николаевны**  
199034, Санкт-Петербург, Университетская наб. д. 7/9.  
тел.: 8 (812) 428-41-63.  
E-mail: pol@astro.spbu.ru

**Отзыв** на автореферат диссертации **Нгуена Нгока Диена**  
«Проектирование траекторий межпланетных перелётов КА с  
электроракетной двигательной установкой с учетом нештатного временного  
выключения двигателя»,

представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук  
по специальности 05.07.09

«динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Диссертация Нгуена Нгока Диен посвящена проблеме оптимизации траектории межпланетных космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой. В работе доказывается, что выбор траектории межпланетного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой необходимо делать с учетом возможности временного нештатного выключения двигателя и предлагается новый критерий оптимизации траектории. Этим критерием предлагается считать такую продолжительность временного выключения двигателя в любой точке траектории перелета, при которой траекторное возмущение от выключения двигателя удастся парировать, имея ограниченный запас топлива. Эта продолжительность максимизируется.

Анализируются сложные схемы межпланетного перелета, которые использует гравитационный маневр у Земли. Показывается, что при традиционных постановках задачи оптимизации межпланетных перелетов КА с электроракетной двигательной установкой можно парировать возмущения от временного нештатного выключения двигателя очень малой продолжительности. В работе предлагаются приемы, которые могут увеличить эту продолжительность.

Насколько краткий текст автореферата позволяет составить мнение о проделанной диссертантом работе, можно заключить, что удачно выбранная и грамотно выполненная трудоемкая диссертационная тема является весьма актуальной в свете космических проблем и технологий двадцать первого века.

Проектирование схем выведения космических аппаратов выполняется диссертантом для варианта применения электроракетных двигательных установок малой тяги с учетом нештатного временного выключения двигателя. Такое проектирование неизбежно связано с построением модификационных пакетных схем для классических методов оптимизации траекторий полета и с параллельной разработкой и апробацией современных численных методов.

Разработка специализированных динамических моделей, алгоритмов и программных средств для оптимизации траекторий перелетов в данном классе энергетических задач выполнено диссертантом на высоком

математическом уровне, причем результаты подвергнуты корректному и убедительному анализу.

Представленные характеристики траекторий, на которых происходит нештатное выключение электроракетного двигателя, оказываются пригодными не только для задач оптимального быстрогодействия, но и для задач с фиксированным временем перелета. Это усиливает актуальность полученных результатов и существенно расширяет спектр областей применимости решений.

Однако по автореферату можно сделать ряд замечаний редакционного свойства:

1. Например, на стр. 16 написано "на систему гелиоцентрических орбит с относительно низким перигелием". Низкий перигелий - это сколько в астрономических единицах? Это внутри орбиты Меркурия или нет? Ведь ближе одной десятой астрономической единицы к Солнцу все равно не подойти - приборы выйдут из строя.

2. Нет указаний на дальнейшую стратегию развития траектории после сближения с Юпитером. Поскольку посадка на Юпитер невозможна, то всегда имеются альтернативы, всегда требующие, однако, гравитационного маневра вблизи планеты и его спутников:

а) Полет к Солнцу длительностью около трех лет, разворот плоскости гелиоцентрической орбиты на 90 градусов к плоскости эклиптики, что представляет научный интерес для исследования областей в области полюсов Солнца. Цикличность оптимальных по энергетическим затратам полетов к Солнцу с использованием гравитационного поля Юпитера соответствует цикличности оптимальных полетов к Юпитеру, равной 12 годам - периоду великих противостояний Земли и Юпитера.

б) Облет и исследование спутников Юпитера для сбора научной информации.

в) Выход на долговременную орбиту пребывания около спутника Юпитера, возможно и с последующей посадкой на этот спутник или сброс зонда на него.

г) Дальнейший перелет к планетам-гигантам. Последний вариант предполагает учет редких окон времен и сроков для возможности осуществления таких пролетных схем. Действительно, двухпланетная схема полета Земля-Юпитер-Сатурн вполне реализуема при скоростях, близких к минимальной скорости достижения Юпитера. Суммарный синодический период благоприятных окон достигает 20-ти лет. В каждый такой благоприятный период имеются несколько окон старта с Земли длительностью по месяцу каждый, повторяющиеся с интервалом немного большим одного года. Поскольку предыдущий период оптимальных условий старта перелета Земля-Юпитер-Сатурн состоялся в 1997-1999 годах, то получается, что приведенная в автореферате дата старта 18.05.2018 как раз отстоит от предыдущей именно на 20 лет и оказывается весьма перспективной для дальнейшего перелета к Сатурну. Если же планировать перелет по маршруту Земля-Юпитер-Уран, то следует иметь в виду, что

последний благоприятный период приходился на 2006-2008 годах, а следующий наступит через 14 лет, т. е. приблизительно около 2020 г. Эту возможность тоже можно обсуждать. Итак, соответственно, возникает вопрос: какую дальнейшую стратегию пролетных межпланетных возможностей позволяет реализовать дата старта к Юпитеру 18.05.2018, указанная в автореферате на стр. 20 в верхней строке таблицы?

Сделанные выше два замечания ничуть не снижают научной значимости работы, а некоторые незначительные текстовые шероховатости и опечатки в автореферате не мешают положительному впечатлению от диссертации.

Автореферат и перечень публикаций автора, удовлетворяющий требованиям ВАК, позволяют заключить, что диссертация является законченным исследованием, выполненным диссертантом самостоятельно и на высоком научном уровне. Уровень полученных результатов позволяют их квалифицировать как успешное решение новой задачи: они достоверны, выводы из них обоснованы и представляют научный и практический интерес.

Итак, текст автореферата позволяет заключить, что диссертант выполнил огромный объем теоретической и вычислительной работы, проявил знание современных методов динамики космического полета и грамотно применил их на практике. Полученные в диссертации результаты уместно оценивать еще и в аспекте их принадлежности к широкому классу диссертационных тем, успешно выполненных в научной школе профессора Михаила Сергеевича Константинова, являющегося известным отечественным специалистом и экспертом в области динамики управляемого движения космических летательных аппаратов.

Считаю, что работа отвечает требованиям, предъявляемым к кандидатским диссертациям ВАК России, а ее автор заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Лауреат премии имени Ф. А. Цандера РАН,  
кандидат физико-математических наук,  
доцент кафедры небесной механики  
математико-механического факультета  
Санкт-Петербургского государственного университета

/Поляхова Елена Николаевна/

