

ОТЗЫВ

на автореферат диссертации
Орлова Александра Александровича

«Оптимизация сложных схем перелёта КА с электроракетными двигателями при граничных условиях смешанного типа», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

В работе представлен ряд численных результатов, основанных на разработанных методиках оптимизации траекторий межпланетных перелётов космического аппарата, базирующихся на применении комбинации условий оптимальности принципа максимума Понтрягина и метода продолжения по параметру. К таким результатам можно отнести численные примеры оптимальных траекторий прямых перелётов и перелётов с гравитационными манёврами между телами солнечной системы.

В рецензированной работе в качестве маршевых двигательных установок анализируются электроракетные двигатели малой тяги. Их применение является оправданным, поскольку данный тип двигателей обладает хорошей энергетической эффективностью за счёт высокого удельного импульса. Данное обстоятельство привело к широкому применению этого типа двигателей при проектировании межпланетных миссий. Как результат, появилась необходимость в разработке математических моделей, описывающих оптимальные траектории космических аппаратов с электроракетными двигательными установками и разработка на их основе эффективных методов оптимизации траекторий. Указанные обстоятельства определяют **актуальность** представленной работы.

Важно отметить, что автор настоящей работы предлагает проводить оптимизацию сложных схем межпланетных перелётов, включающих гравитационные манёвры записывая в общем случае условия оптимальности в точке гравитационного манёвра. Как известно, в точке гравитационного манёвра условия оптимальности могут быть различны в зависимости от того равен угол поворота асимптоты пролётной гиперболы максимально допустимому или меньше него. Данное обстоятельство приводит к последовательному решению серии краевых задач с различным сочетанием условий оптимальности в точках гравитационных манёвров и выбору оптимальной траектории в соответствии с критерием оптимизации. Не трудно заметить, что такой подход заметно увеличивает трудоёмкость расчётов, особенно для траекторий с большим числом гравитационных манёвров. Автор провёл ряд математических преобразований условий оптимальности в точке гравитационного манёвра и записал их для общего случая, когда угол поворота асимптоты пролётной гиперболы меньше или равен максимально допустимому. При этом крайняя

ОБЩИЙ ОТДЕЛ МАИ
Вх. № _____
"08" 10 2018г.

задача имеет ограничения в виде равенств и неравенств. Такую краевую задачу автор предлагает решать путем ввода в граничные условия дополнительных ослабляющих переменных. Такой подход оказывается оправданным, что следует из возможности с помощью предлагаемой методики решать достаточно сложные задачи, например, оптимизировать траектории с двумя гравитационными манёврами и ступенчатой зависимостью уровня тяги от гелиоцентрического расстояния при использовании солнечной электроракетной двигательной установки.

В процессе решения поставленных в диссертационной работе задач был получен ряд научных результатов, имеющих несомненную научную новизну и практическую значимость. В нашем представлении, **научная новизна** работы состоит в следующем:

- разработана методика сквозной оптимизации управления движением космического аппарата с электроракетным двигателем, базирующаяся на принципе максимума Понтрягина и использующая метод продолжения по параметру. Отличительными особенностями методики являются отсутствие требований по решению вспомогательных задач и высокая вычислительная устойчивость;
- предложена методика сквозной оптимизации управления движением космического аппарата с электроракетным двигателем при наличии граничных условий смешанного типа, которые в общем случае появляются при оптимизации межпланетных траекторий с гравитационными манёврами;
- проведён подробный анализ влияния мощности солнечной энергетической установки на конечную массу полезного груза при ступенчатой зависимости уровня тяги от гелиоцентрического расстояния для разных схем перелёта, в том числе с одним и двумя гравитационными манёврами.

Достоверность полученных результатов обеспечивается обоснованной системой допущений, использованием хорошо известного математического аппарата теории оптимального управления, тестированием разработанных методик и созданного на их основе программного обеспечения, сравнением полученных результатов с результатами других авторов, обсуждением результатов на научных семинарах и конференциях и публикацией основных результатов в ведущих научных журналах, входящих в списки ВАК и международных баз данных публикаций научных статей.

Практическая значимость работы заключается в следующем:

- разработан новый методический подход к решению задач оптимального управления при межпланетных перелётах космического аппарата с электроракетной двигательной установкой;

- на основе предлагаемых методик и реализующего их программного обеспечения можно проводить проектно-баллистический анализ миссий космических перелётов к любым телам солнечной системы;
- использовать представленный в работе подробный численный анализ перелёта от Земли к Юпитеру для оценки временных затрат и доставляемой массы полезного груза при использовании солнечной электроракетной двигательной установки и ступенчатой зависимости уровня тяги от гелиоцентрического расстояния.

В качестве недостатков необходимо отметить следующие:

- при анализе перелёта от Земли к Юпитеру с солнечной электроракетной двигательной установкой (СЭРДУ) рассматривались варианты удельной массы СЭРДУ 15 и 25 кг/кВт, что представляется весьма оптимистичным. Обычно в подобных расчётах используются значения удельной массы СЭРДУ в диапазоне 40-50 кг/кВт;
- в автореферате присутствует ряд стилистических неточностей и орфографических ошибок.

Указанные недостатки не снижают научную значимость полученных автором результатов и не меняют общую положительную оценку диссертационной работы.

Вывод: представленная диссертационная работа удовлетворяет критериям, установленным Положением о присуждении учёных степеней (п.9-14), утверждённым Правительством Российской Федерации от 24 сентября 2013 года №842, а её автор, А.А. Орлов, заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – “Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов”.

Доктор технических наук, доцент, профессор кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева" (Самарский университет)

Старинова О.Л.

Адрес организации:

443086 Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34
 федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева" (Самарский университет)
 Тел.: (846) 335-18-26, e-mail: ssau@ssau.ru



20 __ г.