



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
(АО «НПО Лавочкина»)



Ленинградская ул., д. 24, г. Химки,
Московская область, 141402
ОГРН 1175029009363, ИНН 5047196566

Тел. +7 (495) 573-56-75, факс +7 (495) 573-35-95
e-mail: npol@laspance.ru
www.laspance.ru

от 11.05.2018 № 517/9400
на № _____ от _____

Учёному секретарю
диссертационного совета
Д 212.125.12
ФГБОУ ВО «МАИ»
к.т.н., доценту
А. В. Старкову

125993, г. Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д.4

УТВЕРЖДАЮ



Заместитель генерального директора
по научной работе
д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко
С.Н. Шевченко
«11» мая 2018 г.

ОТЗЫВ

на автореферат диссертационной работы
Мина Тейна

«Оптимизация траекторий космических аппаратов с использованием эволюционной стратегии с адаптацией ковариационной матрицы», представленной на соискание учёной степени доктора технических наук по специальности 05.07.09 – динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Диссертационная работа Мина Тейна посвящена разработке универсальной методики оптимизации околопланетных траекторий и межпланетных космических аппаратов (КА), оснащённых электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Методика основана на применении численного ме-

ОБЩИЙ ОТДЕЛ МАИ
Вх. № 14-05 2018

тода безусловной оптимизации (Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy – CMAES), представляющего собой модификацию алгоритма эволюционной стратегии.

Диссертация состоит из введения, шести глав и заключения.

Во введении обосновывается актуальность темы исследования диссертационной работы, формулируются ее основные цели и решаемые задачи, оцениваются научная новизна и практическая значимость полученных результатов, а также приводятся сведения о публикациях основных результатов работы.

В первой главе рассмотрена общая методология оптимизации, основанная на совместном использовании необходимых условий оптимальности и эволюционной стратегии с адаптацией ковариационной матрицы, а также описан основной понятийный аппарат. Использование необходимых условий оптимальности принципа максимума в рассматриваемом случае оптимизации траектории КА с ЭРДУ сводит проблему к многоточечной краевой задаче для систем обыкновенных дифференциальных уравнений. Основная трудность решения такой системы – выбор начального приближения для значений независимых переменных. В диссертационной работе для этого вместо непосредственного решения системы нелинейных уравнений минимизируется скалярная функция, выражающая сумму квадратов невязок рассматриваемой краевой задачи. Если решение системы уравнений существует, то глобальный минимум введённой скалярной функции равен нулю. Для минимизации этой функции используется метод CMAES. Он не требует ни локальной аппроксимации целевой функции в области поиска решения, ни расчёта производных минимизируемой функции. Метод основан на выработке эволюционной стратегии, позволяющей от поколения к поколению «улучшать» функцию приспособленности путём управления процессами селекции, рекомбинации и мутации. С их помощью определяются множества нелокальных направлений убывания минимизируемой функции. Такая нело-

кальность определяет «глобальные» возможности рассматриваемого численного метода оптимизации. Эффективность метода SMAES продемонстрирована на примере оптимизации траектории перелёта КА с ЭРДУ к Марсу.

Вторая глава работы посвящена оптимизации многовитковых траекторий выведения КА на ГСО с различных начальных орбит – эллиптических и круговых. Критерием оптимизации является время перелёта (задача быстрого действия) или время работы двигателя при фиксированной длительности выведения. Полученные результаты сравниваются с аналогичными результатами других авторов, и делается вывод об их соответствии и эффективности применяемого метода SMAES.

В третьей главе рассмотрена задача оптимизации прямых (без гравитационных манёвров) гелиоцентрических перелётов КА с ЭРДУ к Марсу и Юпитеру, а также в ближайшее околосолнечное пространство. Минимизируются затраты топлива на реализацию этих траекторий. Используемый метод эволюционной стратегии с использованием адаптации ковариационной матрицы показал свою высокую эффективность – несколько сотен краевых задач были решены быстро и без каких-либо затруднений со сходимостью.

Четвертая глава посвящена схемам межпланетных траекторий КА с «химическими» двигательными установками. Минимизируются суммарные затраты характеристической скорости, включающие несколько манёвров: разгона с опорной орбиты Земли, торможения у планеты назначения, при выполнении гравитационных манёвров и в глубоком космосе. Такая функция, зависящая от большого числа переменных, имеет большое число локальных минимумов. На примере перелёта Земля – Земля – Юпитер исследованы несколько стохастических, локальных и гибридных методов оптимизации. Показана высокая эффективность метода SMAES и для более сложных маршрутов полёта к Юпитеру, Сатурну, Плутону и астероиду TV135.

В пятой главе рассматривается задача оптимизации межпланетных траекторий КА с малой тягой для полёта к планете назначения или на рабо-

чую гелиоцентрическую орбиту. Предполагается использование только пассивных гравитационных манёвров. Задача оптимального управления сводится к многоточечной краевой задаче высокой размерности. Таким образом, решение, как и в рассмотренных в предыдущих главах случаях, является многоэкстремальным. В связи с этим поиск глобального минимума задачи сквозной оптимизации траектории представляет значительную сложность. Для её решения вводится вспомогательная задача, упрощающая поиск решения. Её суть сводится к фиксации некоторых этапов полёта и исключения их из числа переменных, что позволяет снизить размерность задачи. Результаты такого подхода продемонстрированы для траекторий перелёта по маршрутам Земля – Земля – Земля – Юпитер и Земля – Земля – Венера – Земля – Юпитер.

В шестой главе рассмотрена методика оптимизации межпланетных траекторий КА, оснащённых ДУ с малой тягой, и гравитационных манёвров с применением полного набора условий оптимальности принципа максимума и использованием SMAES. Поиск глобального оптимума предлагается вести итерационно, в три этапа, с учётом методик и результатов, полученных в предыдущих главах. Приведены результаты оптимизации траектории для полёта к Юпитеру с многократными гравитационными манёврами у Земли, Венеры и Марса.

Основные результаты диссертации опубликованы в 45 работах, из которых одна монография, 10 – в изданиях из списка ВАК Минобрнауки России и 7 – в иностранных рецензируемых изданиях. Также результаты работы были доложены на многих международных и российских конференциях.

Характеризуя работу в целом, следует отметить её актуальность в связи с тенденцией применения ЭРДУ для полётов по околоземным и межпланетным орбитам, а также широким использованием гравитационных манёвров. Предложенный метод оптимизации траекторий совмещает использование необходимых условий оптимальности принципа максимума и эволюци-

онной стратегии с адаптацией ковариационной матрицы. Это позволяет обойти трудности поиска нахождения хорошего первого приближения при решении краевой задачи для системы обыкновенных дифференциальных уравнений, к которой сводится задача оптимального управления КА с ЭРДУ. Показано, что метод SMAES обеспечивает получение оптимальной траектории перелёта для всех рассмотренных задач при всех рассмотренных начальных приближениях для неизвестного вектора параметров краевой задачи. Он особенно эффективен при поиске сложных траекторий с большим числом активных участков и многократными гравитационными манёврами.

Наряду с этим, судя по автореферату, работа не лишена некоторых недостатков. В состав возмущающих факторов, учитываемых в математической модели движения КА, на околоземных и межпланетных участках полёта вследствие их значительной длительности и значительных площадей панелей солнечных батарей следовало бы добавить влияние гравитационных возмущений от соответствующих небесных тел Солнечной системы и светового давления. Также на околоземных участках не учтены заходы КА в тень Земли, на которых ЭРДУ не работает из-за отсутствия электропитания. Эти обстоятельства могут скорректировать результаты, полученные автором.

Однако эти замечания не снижают научной ценности проведенного исследования, и их следует рассматривать как рекомендации к дальнейшему развитию разработанной методики.

Выводы. Считаем, что по совокупности полученных результатов диссертация «Оптимизация траекторий космических аппаратов с использованием эволюционной стратегии с адаптацией ковариационной матрицы», представленная на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов, является законченной научно-квалификационной работой, содержащей решение актуальной научной проблемы. Выполненная работа соответствует критериям, изложенным в пунктах 9 – 14 Положения о

присуждении учёных степеней, а её автор Мин Тейн заслуживает присуждения учёной степени доктора технических наук по названной специальности.

Главный научный сотрудник,
доктор технических наук, профессор



В.В. Ефанов

Ведущий математик,
кандидат технических наук



А. В. Симонов

Математик 2-й категории,
кандидат технических наук



В.Г. Поль

Исп. Симонов А.В.

т. +7 (495) 575 54 95, e-mail: alex.simonov@laspace.ru