

УДК 519.677

Универсальный численный оптимизатор ракет и их траекторий

Неверов Александр Александрович^(*)

neverov.aa@mipt.ru

МФТИ, Москва, Россия

Аннотация. Предложен универсальный численный оптимизатор ракет и их траекторий (УЧОРТ), объединяющий задачи проектирования ступеней и поиска оптимального управления (ОУ) полета в единой постановке. Представлено решение задачи ОУ в обобщенной постановке с автоматическим подбором параметров ракеты, профилей тяги и моментов включения ступеней с учетом нелинейных ограничений по нагрузкам и аэродинамике. Используются прямые коллокационные методы (ПКМ), адаптивное уточнение сетки, постепенное добавление ограничений. Показано, что УЧОРТ можно применять для получения проектировочных вариантов ракет на ранних стадиях эскизного проектирования с ошибкой 10–20 %.

Ключевые слова: многофазная задача оптимального управления, математическое моделирование, автоматическое дифференцирование, аэродинамические нагрузки, ракеты-носители

Введение. Цифровое проектирование ракет требует совместной оптимизации их конструкции и траектории с учетом многочисленных нелинейных ограничений по прочности, нагреву, управляемости и баллистическим требованиям. На практике часто данная задача разделяется на этапы подбора массовых, тяговых и других характеристик и последующего баллистического расчета с проверкой ограничений, что затрудняет поиск рациональных решений и автоматизацию перебора вариантов [1]. Цель работы — разработать универсальный оптимизатор, позволяющий в единой постановке одновременно подбирать параметры ступеней и профили тяги с учетом моделей гравитации, атмосферы и аэродинамики. Научная новизна заключается: в обобщенной постановке, охватывающей четыре сценария (Земля – Земля, Земля – Космос, Космос – Земля, Космос – Космос); полностью динамическом задании миссии и моделей внешней среды; сочетании сеточной адаптации, ПКМ и последовательного метода решения.

Методы и материалы; результаты. Полет ступенчатой ракеты может быть описан многофазной задачей ОУ, где на каждой фазе движение задается системой дифференциальных уравнений (ДУ) в ИСО и набором путевых и краевых ограничений [2, 3]. Фаза привязывается к конкретной ступени; одна ступень может использоваться на нескольких активных и пассивных участках. Ракета всегда несет полезную нагрузку и, при необходимости, обтекатель. В базовой постановке минимизируется стартовая масса при заданной массе полезной нагрузки либо, наоборот, максимизируется масса полезной нагрузки при фиксированном стартовом весе, доступны также и альтернативные целевые функции. В общем случае у ракеты может варьиро-

ваться все массы (в т. ч. полезной нагрузки и обтекателя) и все тяги. Ограничения включают уравнения движения, условия выхода на целевую орбиту, динамическое давление, угол атаки, перегрузку, поля падения, тепловой поток, производные коэффициента дросселирования тяги, тангажа, рыскания, угла траектории полета и др.

Задача дискретизуется ПКМ на заданной сетке с последующим формированием задачи нелинейного программирования, решаемой методом внутренней точки (IPOPT [4]). Далее выполняется адаптивное уточнение сетки в областях, где возникают численные особенности, и поэтапно добавляются физические ограничения на всех фазах.

Градиенты вычисляются автоматическим дифференцированием при выборе достаточно простых моделей внешней среды (экспоненциальная атмосфера, заданный коэффициент сопротивления). Для сложных «черных ящиков» (табулированные коэффициенты сопротивления, эмпирические модели атмосферы) используются численные разности [2].

Модель ракеты задается параметризованными ступенями: для каждой указываются диапазоны максимальной тяги, конструктивной массы и массового совершенства, а также своя аэродинамическая модель. Для каждой фазы миссии можно задавать отдельный набор ограничений.

Проведены численные эксперименты для задач вывода космического аппарата на низкую околоземную орбиту (на примере ракеты Vega) и некомпланарного перехода между двумя круговыми орбитами. Показано, что все заданные ограничения удовлетворяются; в случае Vega получены параметры ракеты-носителя, отличающиеся от эталонных не более чем на 10–20 %.

Заключение. В работе предложен универсальный оптимизатор, позволяющий подбирать параметры ракеты и профили тяги с учетом множества ограничений. Схема последовательного учета ограничений вместе с сеточной адаптацией и ПКМ обеспечивает достаточную устойчивость в сильно нелинейных задачах. Полученные результаты показывают перспективность УЧОРТ как инструмента для автоматизированного подбора характеристик ракет-носителей под различные миссии.

Список источников

- [1] Jamilnia R., Naghash A. Simultaneous optimization of staging and trajectory of launch vehicles using two different approaches. *Aerospace Science and Technology*, 2012, vol. 23, no. 1, pp. 85–92.
- [2] Betts J.T. *Practical methods for optimal control and estimation using nonlinear programming*. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2009, 458 p.
- [3] Civek C.E. *Multistage launch vehicle design with thrust profile and trajectory optimization*. Ph. D. Diss. 2014. <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.13871.02725>
- [4] Wächter A., Biegler L.T. On the implementation of an interior-point filter line-search algorithm for large-scale nonlinear programming. *Mathematical programming*, 2006, vol. 106, no. 1, pp. 25–57.