

УДК 629.764

Синтез алгоритмов прицеливания возвращаемой ступени ракеты-носителя с учетом использования глобальной модели атмосферы

Полуаршинов Андрей Михайлович¹

a.poluarshinov@russian.space

Авдошкин Владимир Вениаминович^{2(*)}

pinus31@yandex.ru

¹ Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ СК им. В.П. Бармина, Москва, Россия² АО «АСЦ «СибНИИ-ТЕСТ», Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрены вопросы конструирования алгоритма прицеливания возвращаемых ступеней с учетом отклонений метеопараметров атмосферы от стандартных значений. Приведена оценка влияния моделей атмосферы на точность синтезированного алгоритма наведения. Сделаны выводы, что применение указанной модели атмосферы позволяет на порядок повышать точность посадки.

Ключевые слова: возвращаемая ступень ракеты-носителя, стандартная модель атмосферы, глобальная модель атмосферы, оценка, опытные летно-технические характеристики

Введение. Способ возвращения отработавшей ступени ракеты-носителя (РН) для повторного использования существенно зависит от выбранного способа посадки на поверхность Земли: ракетно- или аэродинамическим способом. В первом случае посадка в выбранной точке поверхности осуществляется благодаря многократному включению маршевой двигательной установки ступени. Во втором — возврат в нужную точку достигается за счет активного использования аэродинамических сил (подъемная, боковая) путем использования дополнительного оперения или парашюта. Первый способ носит универсальный характер и может подходить для посадки на безатмосферные планеты (в первую очередь на Луну).

Постановка задачи и метод решения. Задача попадания в заданную точку фазового пространства с помощью серии маневров успешно решена еще в 60-х гг. прошлого века как задача связанного многоимпульсного маневрирования (коррекции орбит) космических аппаратов [1, 2], однако применительно к возвращаемой ступени здесь имеется своя специфика: терминальные условия задаются в точке посадки на поверхности вращающейся поверхности планеты, т. е. в неинерциальной системе отсчета. Как и в задаче стрельбы в заданную точку на поверхности Земли в качестве терминальных условий задаются отклонения в местной топоцентрической системе координат, где в качестве начала системы отсчета используется заданная точка прицеливания.

В докладе рассматривается способ конструирования алгоритма прицеливания возвращаемой ступени РН в виде декомпозиции исходной задачи на

две подзадачи пониженной размерности — попадание в заданную точку на поверхности планеты и последующее достижение заданной высоты и вертикальной скорости на момент ее достижения. Применительно к земным условиям проанализировано влияние различных математических моделей атмосферы Земли. Так, использование более точной (по сравнению со стандартной моделью атмосферы на высотах 0-100 км по СА-81) глобальной справочной модели [3] позволяет повысить точность прогнозирования точки посадки ступени и за счет уменьшения рассеивания сокращать затраты характеристической скорости на выдачу тормозного импульса на 10–15 м/с.

Заключение. По открытым источникам [4] опыт компании SpaceX также подтверждает значительный выигрыш в энергетике возвращаемой ступени при использовании более точной модели атмосферы в районе приземления на высотах 0–30 км. Кроме того, использование данной глобальной справочной модели атмосферы позволит получать в будущем более достоверные опытные летно-технические характеристики возвращаемых ступеней.

Список источников

- [1] *Основы теории полета космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1972, с. 411–423.
- [2] Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г., Ярошевский В.А. *Маневрирование космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1978, 416 с.
- [3] *Глобальная справочная модель атмосферы на высотах от 0 до 100 км для баллистического обеспечения ракетно-космической практики*. Москва, Минобороны России, Госкорпорация «Роскосмос», 2016.
- [4] Blackmore L. Autonomous precision landing of space rockets. *The Bridge*, 2016, vol. 46, no. 4, pp. 15–20.