

УДК 629.764

Оптимизация легкой ракеты-носителя для вывода полезной нагрузки на полярную орбиту

Боровик Игорь Николаевичborovikin@mai.ru
SPIN-код: 2745-1067**Боровиков Дмитрий Александрович**borovikovda@mai.ru
SPIN-код: 1434-1040**Иванов Андрей Владимирович**ivanovav@mai.ru
SPIN-код: 3445-5241*Московский авиационный институт, Москва, Россия*

Аннотация. Решена задача оптимизации выведения полезной нагрузки до 480 кг на низкую околоземную орбиту заданного наклона с высотой 500 км с помощью двухступенчатой ракеты-носителя (РН) с космодрома «Плесецк». Выполнено сравнение проектных параметров РН с результатами имитационной математической модели, решена задача оптимизации с применением градиентного метода NLPQL и генетического алгоритма. Результаты оптимизации показали возможность снижения стартовой массы РН с 46,2 до 39,4 т.

Ключевые слова: легкая ракета-носитель, оптимизация, критерий оптимальности, программа выведения полезной нагрузки, математическое моделирование

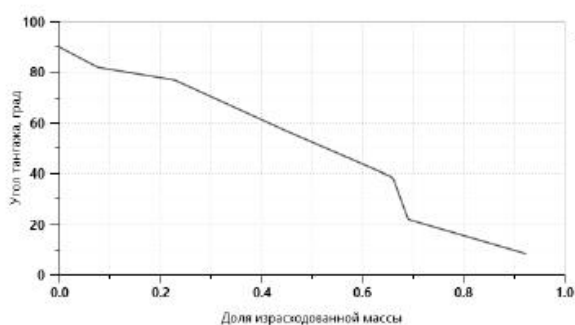
Введение. Создание легкой РН позволит обеспечить регулярное снабжение Российской орбитальной станции необходимыми материалами для исследований и поддержания работы [1, 2].

Методы и материалы; результаты. Для поиска оптимальных решений используется имитационная математическая модель РН. Математическая модель включает в себя две сосредоточенные массы для двух ступеней ракеты, силовую установку, модель аэродинамики, модель земли и модель системы управления. Используется модель сфероидной земли в соответствии со стандартом WGS 84, основанном на международном эллипсоиде, частота вращения земли $7,29212 \times 10^{-5}$ рад/с, для упрощения задачи оптимизации выхода на орбиту сделано допущение об отсутствии прецессии и нутации. Параметры атмосферы заданы до высоты 100 км в соответствии с МСА (ISA-76). Значение силы тяжести меняется в зависимости от высоты по закону Ньютона. Масса двигателя задана линейной регрессией от силы тяги. Масса систем РН задана линейными регрессиями. Управление тягой осуществляется дискретно, выключением пар двигателей при достижении ограничения по перегрузке $5g$, удельный импульс силовой установки задан табличной функцией от перепада давления и скорости полета [3]. Модель аэродинамики задана упрощенно через коэффициент аэродинамического сопротивления с допущением об отсутствии боковой и подъемной силы. Управление наклоном РН задано кусочно-линейной функцией от доли израсходованной массы РН из 6 участков.

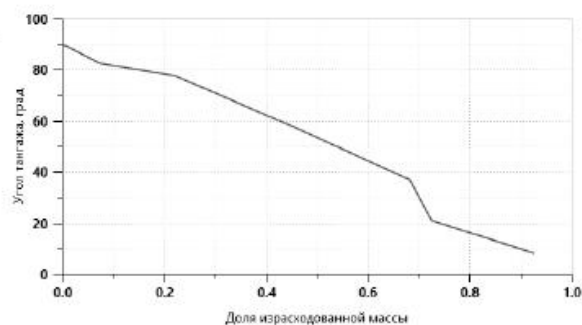
При решении задачи оптимизации варьируются: массы топлива ступеней, углы и точки начала участков в законе управления. В качестве критерия оптимальности используется стартовая масса РН, в качестве ограничений высота и эксцентриситет орбиты. Результаты оптимизации представлены в таблице и на рисунке.

Результаты математического моделирования и оптимизации

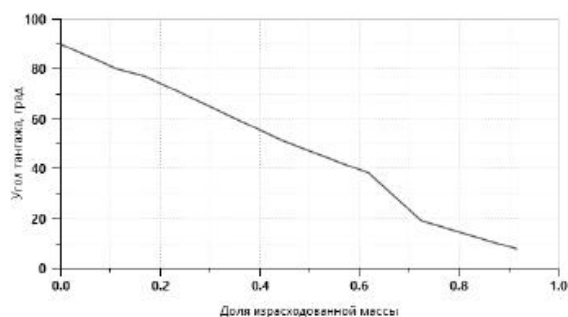
Вариант РН	Начальные параметры	Имитационная модель	Оптимизация NLPQL	Оптимизация Genetic
Масса начальная первой ступени, т	46,2	46,2	44,105	39,373
Масса топлива, расходуемого на первой ступени, т	38,577	38,577	36,731	32,394
Масса начальная второй ступени, т	3,630	3,630	3,527	3,470
Масса топлива, расходуемого на АУ второй ступени, т	2,762	2,762	2,670	2,620



а



б



в

Наклон РН начальный (а) NLPQL (б) и генетический (в)

Заключение. В результате решения задачи оптимизации удалось добиться снижения массы РН с 46,2 до 36,73 т с использованием градиентного ме-

тода и до 32,4 т с использованием генетического алгоритма. Применение генетического алгоритма потребовало на 2 порядка больших вычислительных затрат до достижения результата, но позволило найти вариант РН недостижимый для градиентных методов при заданном начальном приближении.

Список источников

- [1] Соловьев В.А. Транспортные космические системы и перспективы развития Российской пилотируемой космонавтики. *Вестник Российской академии наук*, 2025, № 4, с. 39–43. <https://doi.org/10.31857/S0869587325040084>
- [2] Микрин Е.А. Научно-технические проблемы реализации проекта «Пилотируемые космические системы и комплексы». *Космическая техника и технологии*, 2019, № 3(26), с. 5–19. <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-3-5-19>
- [3] Бурцев И.В., Иванов А.В., Левочкин П.С. Проработка конструкции комбинированной двигательной установки со штыревым сопловым блоком. *Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*, 2024, № 4, с. 159–178.