

СЕКЦИЯ VII. СТУДЕНЧЕСКАЯ СЕКЦИЯ

Председатель: д.т.н., профессор Салмин В.В.

УДК 629.785

Варламов А.А.

ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА УДАЛЁННЫЕ ОРБИТЫ

Выведение космических аппаратов (КА) на удалённые орбиты сегодня осуществляется носителями тяжёлого класса. Такие запуски стоят порядка \$100 млн, к тому же они расписаны на несколько лет вперёд. Масса полезной нагрузки (ПН) при этом составляет всего 10–15% от массы космического комплекса на орбите старта. Поэтому стал появляться интерес к выводу космических аппаратов (КА) на опорную орбиту ракетой-носителем (РН) с последующим выведением на целевую орбиту при помощи электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) малой тяги. Этот динамический манёвр более продолжителен, но позволяет увеличить относительную массу ПН до величин 30-40% от массы КА.

При выборе места для строительства космодрома учитываются такие факторы, как наличие зон отчуждения (участков незаселённой или малонаселённой местности) для падения отделяемых частей ракет в штатных и аварийных ситуациях, а также хорошо развитой сети транспортных и энергетических магистралей. Важно и географическое расположение места старта. На рис. 1 представлена схема расположения основных космодромов мира.

Перелёты «низкая геоцентрическая орбита – геостационарная орбита» и обратно. Баллистическая схема данного динамического манёвра состоит из нескольких этапов (рис. 2).

В качестве источника энергии рассматривались солнечные батареи (СБ) на основе фотоэлектронных преобразователей (ФЭП) из арсенида галлия двух видов: ныне существующих с коэффициентом полезного действия (КПД) 28% (ФЭП А) и перспективных с КПД 40% (ФЭП Б). Площадь солнечных батарей ФЭП А равна 1245 м² и ФЭП Б – 871,5 м².

В качестве средства выведения на низкую геоцентрическую орбиту предполагается использовать ракету-носитель (РН) «Ангара-5». Выбор РН определяет параметры орбиты выведения и максимальную массу электроракетного блока (ЭРБ) на этой орбите.

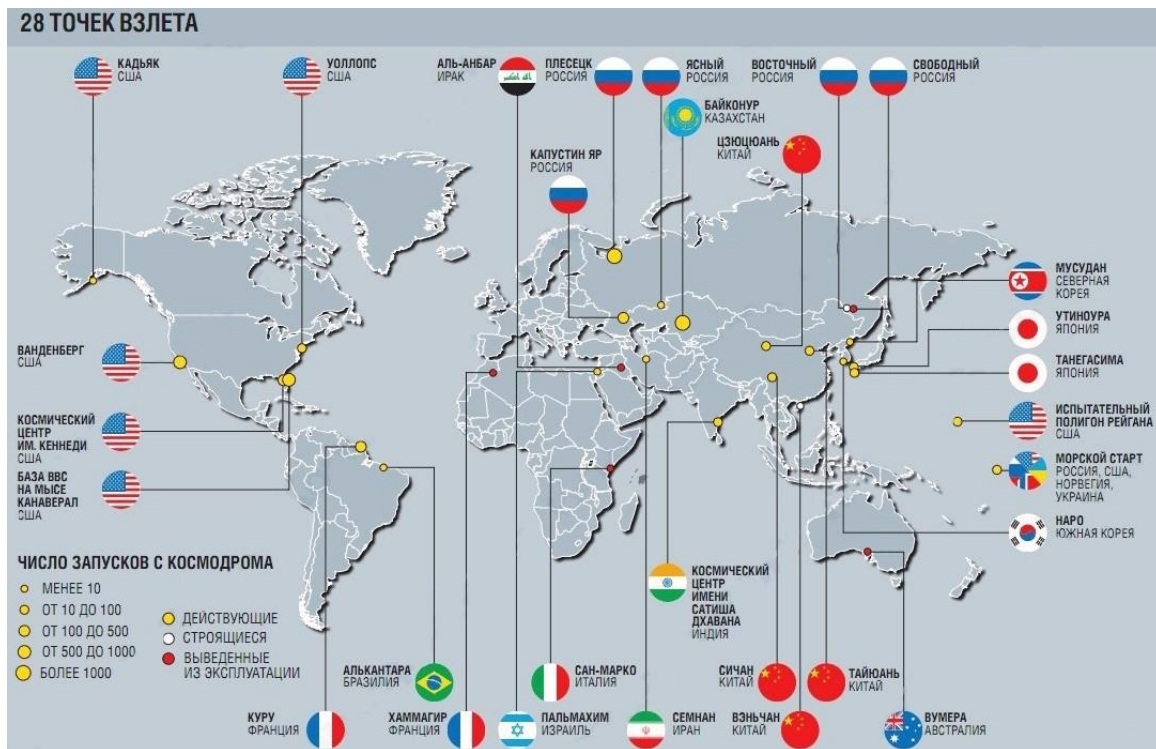


Рис. 1. Расположение места старта

В качестве орбит выведения предполагается использовать круговую геоцентрические орбиты высотой 200 км и наклоном $51,6^\circ$ (запуск с космодрома «Восточный») и $63,15^\circ$ (запуск с космодрома «Плесецк»). При рассмотрении остальных космодромов выбор наклона орбиты будет определяться географической широтой расположения рассматриваемого космодрома.

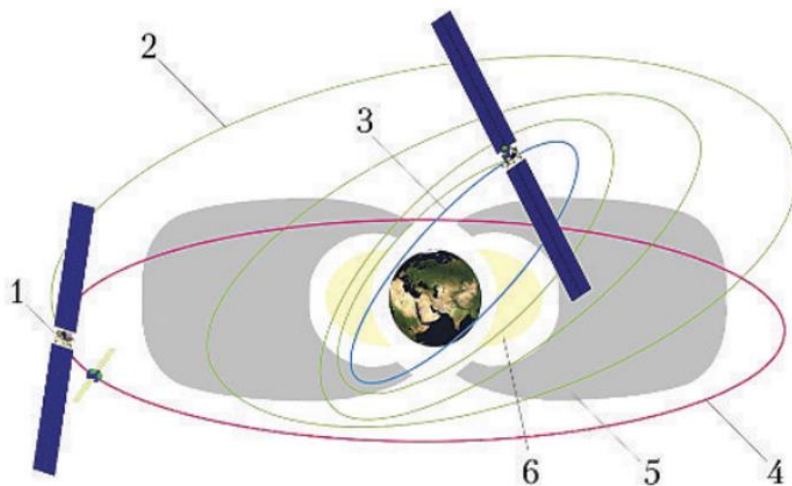


Рис. 2. Баллистическая схема выведения КА с ЭРДУ на ГСО:

- 1 – выход КА в заданную точку на ГСО и отделение полезной нагрузки;
- 2 – траектория движения КА с ЭРДУ; 3 – орбита старта; 4 – ГСО;
- 5 – внешний радиационный пояс Земли; 6 – внутренний радиационный пояс Земли

Межорбитальный транспортный аппарат (МТА) будет выводиться на опорную орбиту с наклоном, равным географической широте космодрома. Для расчётов выбраны самые популярные космодромы мира.

На низких околоземных орбитах высотой 200...700 км ощутимое влияние на движение КА оказывает возмущающее воздействие остаточной атмосферы Земли.

В расчёте предполагается, что МТА будет выводиться на опорную орбиту с наклоном, равным географической широте космодрома.

График зависимости характеристической скорости от широты космодрома (рис. 3). По графику видно, что наименьшую характеристическую скорость должны иметь МТА, выводящиеся на орбиту с тех космодромов, которые ближе к экватору (Куру, Шрихарикота, Вэньчан), а наибольшую – с тех, что ближе к полярным широтам (Плесецк, Кадык, Восточный).

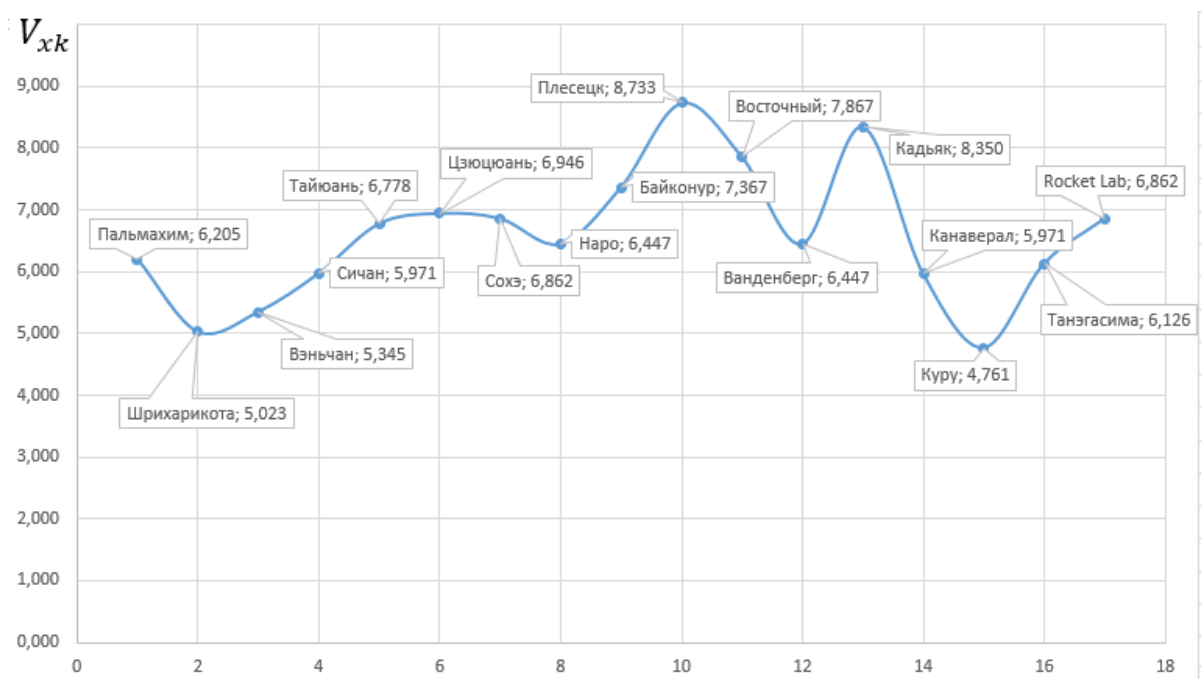


Рис. 3. Характеристическая скорость для МТА, запускаемых с различных космодромов планеты

Чем меньше характеристическая скорость, тем, соответственно, меньше затраты топлива (рис. 4).

Таким образом, наилучшие характеристики показывают МТА, запускаемые с космодромов, географическая широта которых стремится к экваториальной. Полученные результаты совпали с ожидаемыми, поскольку радиус Земли, и, соответственно, потери скорости на преодоление силы тяжести Земли возрастают от полюса к экватору.

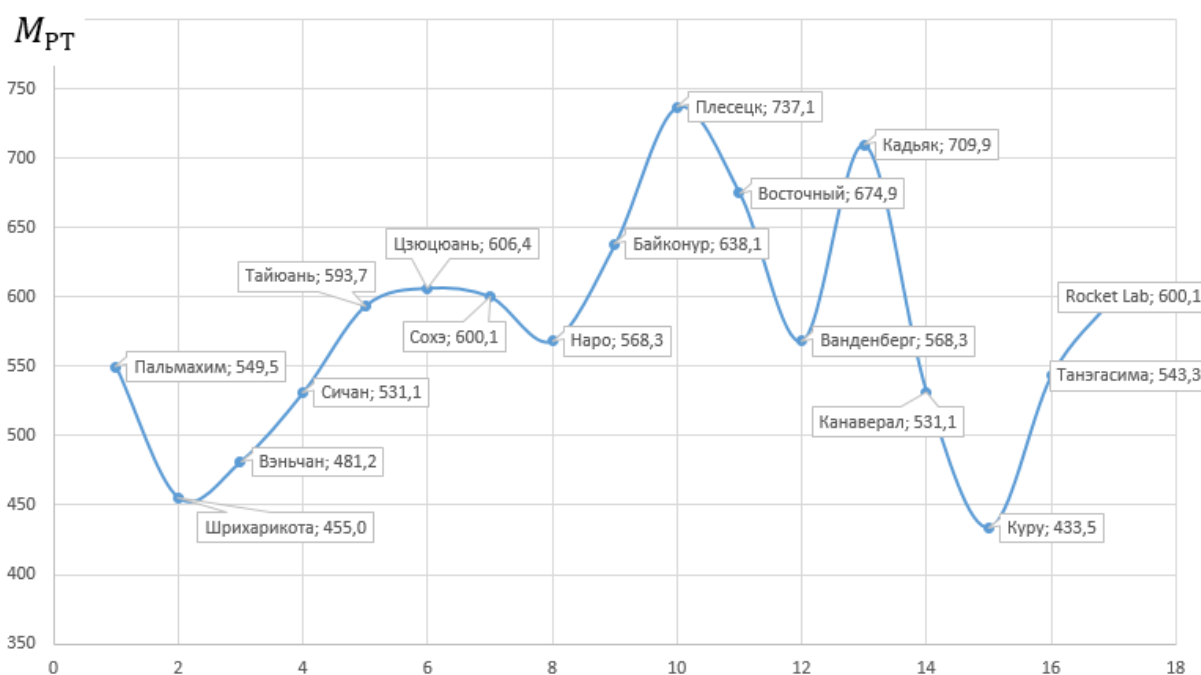


Рис. 4. Расчёт потребной массы топлива

Библиографический список

1. Салмин, В. В. Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий / В. В. Салмин, А. С. Четвериков, М. Ю. Гоголев. – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2019. – 199 с.
2. Салмин, В. В. Выбор законов управления траекторным и угловым движением космического аппарата с ядерной электрореактивной двигательной установкой при некомпланарных межорбитальных перелётах / В. В. Салмин, А. С. Четвериков // Известия Самарского научного центра РАН, том 15, №6, 2013. – С. 242 – 254.
3. Салмин, В. В. Управление плоскими параметрами орбиты геостационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги / В. В. Салмин, А. С. Четвериков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т. 14, № 4. – С. 92-101.
4. Салмин, В. В. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту / В. В. Салмин, К. В. Петрухина, А. А. Кветкин // Космическая техника и технологии, №4(27). 2019. С. 94 – 108.