

УДК 629.78

РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА МТА С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Попкова Д. А.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В последние годы повысился интерес к созданию в космосе крупногабаритных конструкций, в первую очередь космических станций, спутниковых систем наблюдения и др., размещённых на высоких орбитах, в том числе на геостационарной. Реализуемость этих проектов в значительной степени зависит от эффективности межорбитальных транспортных аппаратов (МТА), доставляющих элементы конструкции с низкой околоземной орбиты на орбиту функционирования. МТА с солнечными электрореактивными двигательными установками (ЭРДУ) рассматриваются как основное транспортное средство для самых различных целей – от транспортировки полезной нагрузки (ПН) на высокие околоземные орбиты до перелётов к другим телам Солнечной системы. Наиболее целесообразно применение ЭРДУ для многоразовых МТА, совершающих перелёты между низкой и высокими орбитами.

Основными принципами, заложенными в основу проектных решений, являются универсализация и стандартизация отдельных модулей; полная автономность полета и обеспечение функционирования ПН и собственных систем; резервирование и дублирование основных систем, включая ЭРДУ, обеспечивающее высокую надёжность функционирования и эффективность выполнения баллистических задач.

В качестве примера приведём проект универсальной космической ступени с солнечной ЭРДУ – SEPS (Solar Electric Propulsion Stage), разработанный в США в 80-х годах 20-го века [1].

Сухая масса аппарата составляет 1257 кг, масса рабочего тела 1500 кг. Предполагается использовать две складные солнечные батареи (СБ) общей площадью 223 м². Масса батарей составляет 463 кг, суммарная масса девяти ЭРДУ и их систем – 227 кг. ДУ SEPS состоит из 9 ионных ЭРДУ с электронной бомбардировкой конструкции Г.Кауфмана. Масса ПГ, выводимого SEPS на ГСО, составит около 1000 кг.

Проектная модель описывает массу МТА с СЭРДУ как сумму масс следующих основных компонентов [1]:

$$M_0 = M_{nn} + M_s + M_d + M_{PT} + M_{СПХ} + M_K, \quad (1)$$

где $M_s = \alpha_s N$; $M_d = \gamma_d P$; $M_K = \alpha_K N + \gamma_K P$; $M_{СПХ} = k_{СПХ} M_{PT}$;

$$M_{PT} = \frac{P}{c} T_M = M_0 \exp\left(\frac{-V_x}{c}\right), \quad N = \frac{Pc}{2\eta}.$$

Подставляя эти выражения в формулу (1), получим новый вид уравнения баланса масс на начальной орбите:

$$M_{nn} = M_0 - \alpha_s \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_d P - \frac{P}{c} T_M \cdot (1 + k_{СПХ}) - \alpha_K \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_K P.$$

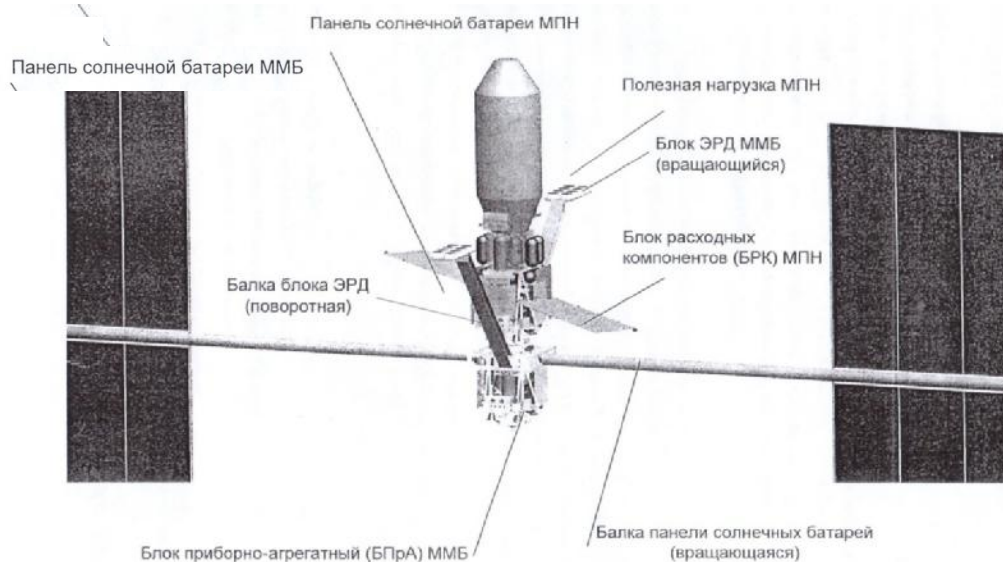


Рис. 1. Компоновочная схема буксира с модулем полезной нагрузки

Анализ уравнения для массы полезной нагрузки как функции двух переменных P и c показывает, что имеется её минимум при фиксированной стартовой массе аппарата.

$$\text{Приближённо } c_{opt} \cong \sqrt{\frac{T_M(1+k)\eta}{\alpha_{\text{Э}} + \alpha_{\text{К}}}}$$

Значение тяги двигателей P должно быть минимальным с точки зрения возможностей выполнения миссии. Реальная зависимость стартовой массы от проектных параметров аппарата имеет более сложный нелинейный вид и уравнение баланса масс значительно усложняется.

Характерный вид зависимости относительной массы ПН от длительности перелёта представлен на рис. 2. Проанализировав данную зависимость, можно сделать вывод, что электрореактивные двигательные установки имеют преимущество над химическими при условии, что длительность перелёта превышает 100 суток.

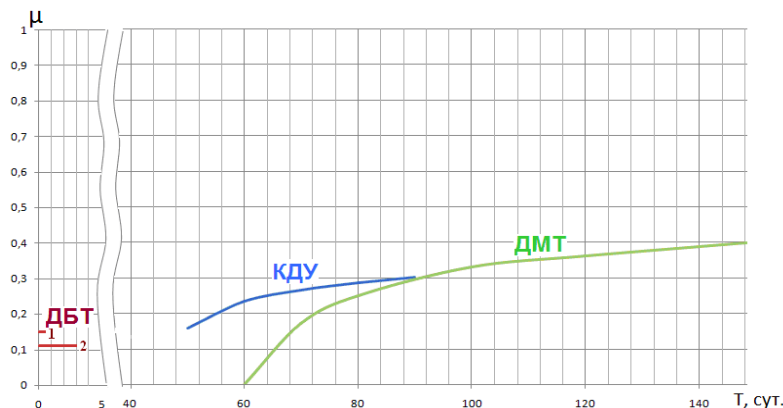


Рис. 2. Зависимость относительной массы полезной нагрузки от длительности перелёта

Библиографический список

1. Салмин, В. В. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигательными установками с использованием систем Solid Works: учеб. пособие [Текст]/ В. В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старинова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с.