

УДК 89.21.41

## ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ КА С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Саватеев А.В.

Научный руководитель – д.т.н., профессор Салмин В.В.  
Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва

Электрореактивные двигатели (ЭРД) отличаются от двигателей, работающих на химических топливах, более высокой экономичностью, но одновременно значительно меньшей тяговооруженностью. Была поставлена задача определения характеристик межорбитального транспортного аппарата (МТА) с ЭРД при заданных начальных данных. В частности, необходимо было определить, какую полезную нагрузку МТА может доставить на геостационарную орбиту (ГСО), привести габаритно-массовую сводку основных исполнительных систем, входящих в него, а также отобразить зависимости баллистических характеристик перелета (радиус орбиты и наклона) от характеристической скорости и построить трассу перелета.

Была составлена математическую модель МТА. Стартовая масса КА на опорной орбите представлена, как сумма следующих компонентов:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{Э} + M_{Д} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_{К},$$

где  $M_{ПН}$  - масса полезной нагрузки (ПН);  $M_{Э}$  - масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии;  $M_{Д}$  - масса двигательной установки, включающая маршевые и управляющие двигатели вместе с исполнительными органами;  $M_{РТ}$  - масса рабочего тела, необходимого для прямого перелета с учетом расхода на управление;  $M_{СПХ}$  - масса системы подачи и хранения рабочего тела (баки, трубопроводы и пр.);  $M_{К}$  - корпус и конструкции МТА. Массы отдельных компонентов КА были представлены как линейные зависимости от номинальной мощности энергоустановки, тяги двигателей на стартовой орбите, а также других исходных данных. В качестве последних при решении задачи были использованы параметры начальной и конечной орбит (высота и наклонение), моторное время перелёта, стартовая масса МТА, относительная масса конструкции, удельная масса двигательной установки, а также основные характеристики выбранного типа ЭРД. Для получения зависимостей баллистических характеристик перелёта от характеристической скорости было проведено численное интегрирование усреднённых для околокруговой орбиты уравнений движения. На основе этих характеристик построена трасса полёта.

Был проведен расчет для четырех типов двигателей с разными характеристиками для моторного времени 200 и 300 суток. На основе полученных результатов можно сделать вывод, что с увеличением моторного времени перелета увеличивается масса ПН, доставляемой на ГСО, за счет уменьшения количества двигателей и массы энергоустановки. При этом также уменьшаются потребляемая мощность и площадь солнечных батарей. При использовании двигателей с большим удельным импульсом увеличивается масса ПН за счет снижения массы рабочего тела, необходимого на перелет.

Для проведения расчётов был создан программный продукт в среде Delphi 7.