

УДК 629.764

## Методика увеличения выводимой массы полезной нагрузки за счет гарантийных запасов топлива последней ступени ракеты-носителя

Иванов Георгий Михайлович<sup>(\*)</sup>

georgiy.ivanov11@rsce.ru

Муртазин Рафаил Фарвазович

rafail.murtazin@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия», Королев, Московская обл., Россия

**Аннотация.** В работе исследована возможность перераспределения гарантийных запасов топлива (ГЗТ) последней ступени ракеты-носителя (РН) в пользу выводимой массы орбитального модуля (ОМ). Приведен расчет величины ГЗТ, необходимых для компенсации случайных возмущений траектории полета РН на уровне вероятности  $3\sigma$ . При недостатке ГЗТ, компенсация возмущений осуществляется при помощи двигательной установки (ДУ) самого ОМ. Затраты топлива в этом случае будут меньшими, по сравнению с РН.

**Ключевые слова:** гарантийные запасы топлива, маневр довыведения, орбитальный модуль, возмущенное движение ракеты-носителя, вероятность

**Введение.** В процессе выведения космического аппарата (КА) на движение РН оказывают влияние различные возмущающие факторы. К примеру, такими факторами могут быть: возмущения параметров стандартной атмосферы, отклонения характеристик двигательной установки от паспортных значений, изменение соотношения расхода компонентов топлива от расчетного значения и т. д. Вследствие этого фактическая траектория выведения отличается от номинальной. Чтобы компенсировать влияние возмущений на движение РН и обеспечить выведение КА на опорную орбиту с заданной точностью в дополнение к рабочему запасу топлива РН вводят ГЗТ [1]. Поскольку в расчетах принято задавать очень высокую точность выведения ( $\approx 99,87\%$ ), значительная часть ГЗТ с большой вероятностью останется неиспользованной и в конце участка выведения будет отделена от КА вместе с РН.

В практике космических полетов часто возникает необходимость увеличить выводимую массу. В случае, когда КА имеет собственную ДУ можно увеличить его массу за счет повышения разброса значений апогея опорной орбиты. Это обстоятельство не является критичным, т.к. в случае выведения на орбиту с более низким апогеем, КА совершает довыведение на номинальную орбиту самостоятельно.

**Материалы и методы; результаты.** В работе приведены результаты моделирования участка выведения последней ступени РН в связке с ОМ. Принимается, что ОМ является первым, либо единственным элементом орбитальной станции и не требует точного выведения для обеспечения условий сближения и стыковки с другим КА. В качестве возмущающих параметров последней ступени РН принимались: возмущение вектора скорости на мо-

мент начала движения, отклонения силы тяги ДУ и удельного импульса ДУ от паспортных значений, отклонение начальной массы РН от номинального значения. Проведен статистический расчет 10000 траекторий выведения ОМ на замкнутую опорную орбиту с вышеуказанными возмущениями, распределенными по нормальному закону. В результате расчета определено нормальное распределение величины ГЗТ, соответствующих принятым условиям. Определена зависимость нижней границы задаваемой точности (на уровне  $3\sigma$ ) [2] высоты апогея опорной орбиты выведения ОМ от массы ГЗТ последней ступени РН. Приведена зависимость величины выигрыша массы ОМ от вероятности возникновения этого события для заданной величины ГЗТ.

**Заключение.** В рассмотренном примере выведения ОМ при помощи РН тяжелого класса предложенный способ позволяет увеличить выводимую массу на 300 кг, при этом с вероятностью 99.87% гарантируется выведение ОМ на круговую орбиту высотой 200 км. Показано, что даже в случае довыведения ОМ с данной низкой орбиты на номинальную, конечный выигрыш массы модуля составит 40 кг в сравнении с аналогичными затратами топлива РН.

#### Список источников

- [1] Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. *Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли*. Москва, Наука, 1987, 440 с.
- [2] Вентцель Е.С. *Теория вероятностей*. Москва, Высшая школа, 2006, 575 с.