

## К ВОПРОСУ О ВЛИЯНИИ РАБОЧЕГО ТЕЛА НА ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Титов М.Ю.

Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С.П. Королёва», г. Королёв, titov\_maksym@mail.ru

*Ключевые слова: электроракетная двигательная установка, рабочее тело, проектные параметры, космический аппарат.*

В настоящее время газ ксенон является наиболее распространённым рабочим телом (РТ) применяемым на космических аппаратах (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), однако сейчас актуальными становятся задачи в космосе, в которых требуются значительные затраты РТ – создание многоспутниковых группировок, межорбитальных буксиров для обеспечения больших грузовых и т.д. По причине высокой стоимости и дефицитности ксенона реализация подобных задач может быть проблематичной.

Известно, что электроракетные двигатели (ЭРД) могут эффективно работать не только на ксеноне, но и на многих других РТ – газах (криптон, аргон, азот), металлах (магний, цезий, висмут, ртуть, кадмий, цинк, литий) и неметаллах (йод). Перечисленные РТ в редких случаях рассматривались для реального применения на КА, за исключением криптона, применение которого сейчас активно внедряется. Такие недостатки, как токсичность (ртуть, цезий), химическая активность (йод), низкая плотность (аргон), высокая температура плавления (висмут, магний, цинк) позволили ксенону стать фактически приемлемым РТ. Сейчас, возможно, для реализации космических задач с большими затратами РТ необходимо будет пересмотреть применение РТ альтернативных ксенону.

КА на различных РТ имеют разные характеристики по причине разных свойств РТ. Например, плотность РТ определяет массу системы хранения и подачи (СХП) РТ, тепловые свойства РТ определяют затраты электроэнергии на плавление и испарение РТ перед его подачей в двигатель (РТ подается в двигатель в газообразном состоянии), ионизационные свойства влияют на КПД двигателя.

В связи влиянием РТ представляет интерес исследование этого вопроса. Полученные результаты могут быть использованы на этапе проектирования КА с ЭРДУ при выборе того или иного РТ.

В работе [1] были получены аналитические выражения позволяющие при известных затратах характеристической скорости определить проектные параметры КА. Данные выражения были доработаны для исследования влияния РТ на проектные параметры КА [2]. Влияние РТ выражалось через параметры ЭРДУ, непосредственно определяемые типом рабочего тела, такие как  $K_{СХП}$  – коэффициент весового совершенства СХП, численно равно отношению сухой массы СХП к массе РТ,  $\eta_{ЭРДУ}$  – КПД электроракетного двигателя и  $N_{СХП}$  – электрическая мощность, затрачиваемая на нагрев и поддержание необходимой температуры РТ.

Полученные выражения позволяют рассчитать оптимальный удельный импульс (по критерию максимума полезной нагрузки либо минимума времени перелета), относительную массу полезной нагрузки, оптимальную мощность энергетической установки (ЭУ), предельное значение удельной массы ЭУ, при которой транспортная задача является осуществимой.

На рис. 1 приведены результаты расчета относительные массы полезной нагрузки КА, для перелёта КА на разных рабочих телах при начальной массе КА 18 т. Затраты характеристической скорости приняты равными 8 км/с, удельный импульс является оптимальным по критерию максимума полезной нагрузки.

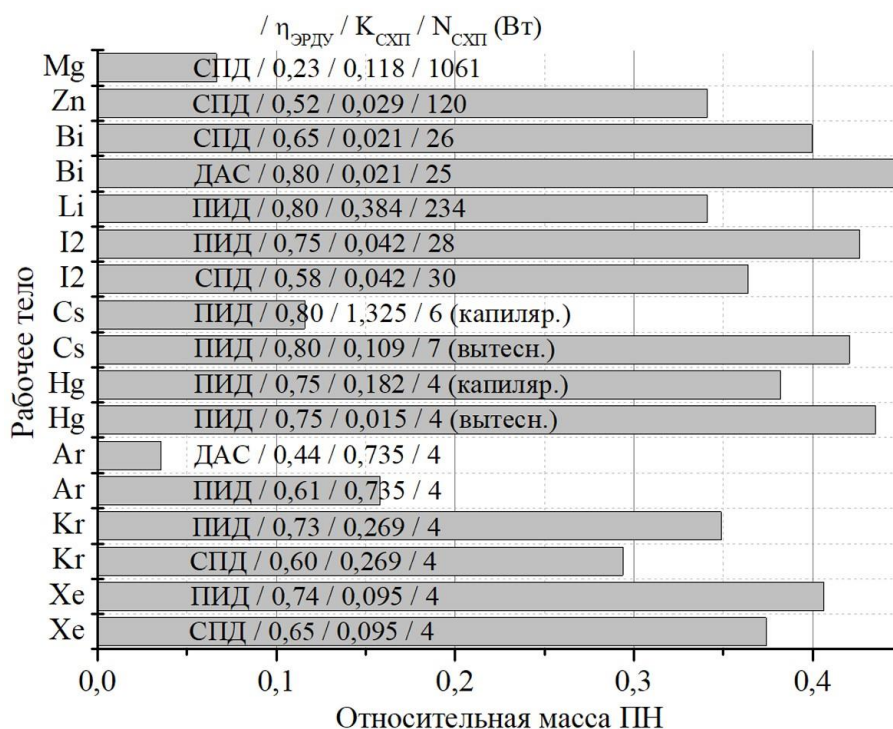


Рисунок 1 – Относительные массы полезной нагрузки КА, рассчитанные для перелёта КА на разных рабочих телах

### Список литературы

1. Евдокимов Р.А, Синявский В.В. Энергомассовые ограничения при использовании электроракетных двигательных установок для перелёта с низкой околоземной орбиты на геостационарную // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 1. С. 50-58. EDN: НТАНРV.
2. Титов М.Ю. Влияние рабочего тела на проектные параметры космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой // Космическая техника и технологии. 2023. № 1(40). С. 52-64. EDN: BRPXPU.

### Сведения об авторе

Титов М.Ю., кандидат технических наук, начальник сектора. Область научных интересов: электроракетные двигатели, энергетические установки.

## ON THE ISSUE OF PROPELLANT TYPE INFLUENCE ON DESIGN PARAMETERS OF SPACECRAFT WITH ELECTRIC PROPULSION

Titov M. Yu.

Rocket Space Corporation «Energia», Korolev, Russia, titov\_maksym@mail.ru

*Keywords: spacecraft, electric propulsion system, propellant, optimal parameters.*

The use of alternative to xenon propellants on spacecraft with electric propulsion system is becoming relevant. Due to different propellants properties, characteristics spacecraft also turn out to be different. Analytical expressions are derived that, with known costs of the characteristic velocity, allow us to calculate design parameters of spacecraft with various propellants.