

63-я Научная Конференция МФТИ,  
Долгопрудный, 23-29 ноября 2020 г.



## **Выбор промежуточной орбиты для мягкой посадки лунного взлётно-посадочного комплекса**

Е.А. Боборыкин, С.П. Трофимов

*АО «НПО им. С. А. Лавочкина», ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*

# Содержание

- Постановка задачи
- Метод исследования
- Расходы топлива ПС при различных параметрах промежуточной орбиты
- Суммарные расходы топлива при различных параметрах промежуточной орбиты
- Определение оптимальных параметров
- Заключение

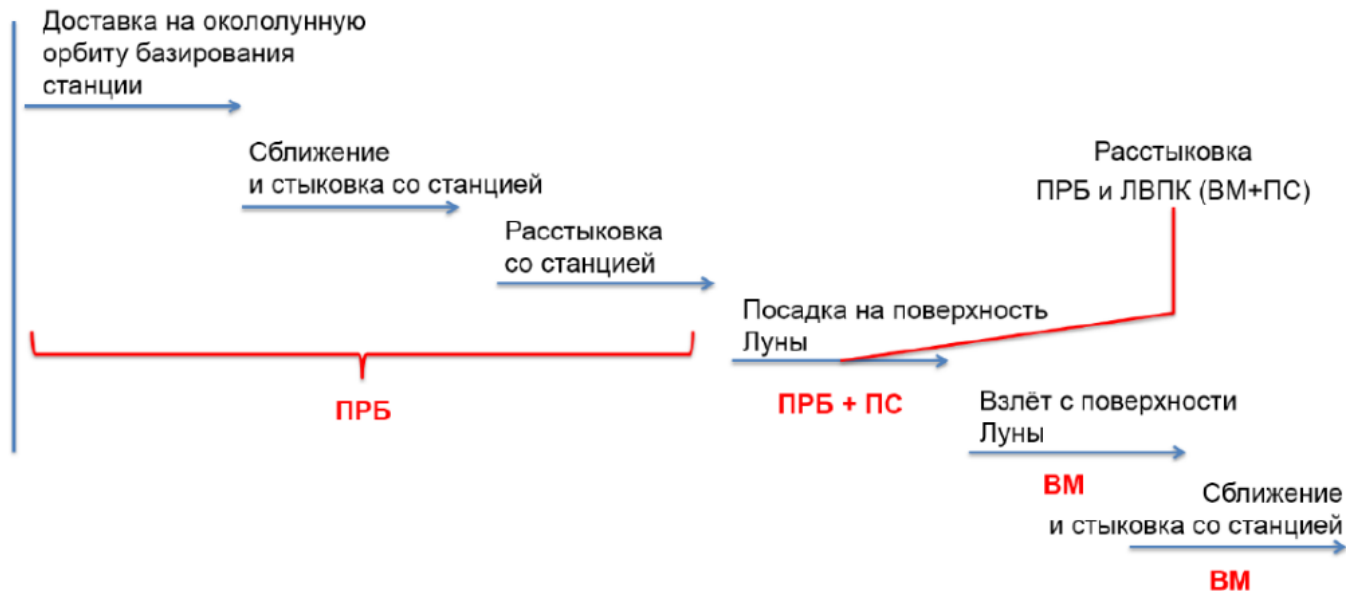
# Постановка задачи

- Изучить необходимый расход топлива для возвращаемого лунного взлётно-посадочного комплекса (ЛВПК) для посадки на лунную поверхность при разных параметрах промежуточной орбиты
- Вычислить параметры оптимальной с точки зрения расхода топлива промежуточной орбиты с учётом ограничений запаса топлива ЛВПК
- Исследование проведено для спуска с полярной почти круговой орбиты  $10000 \times 10000$  км (HLO) и для почти-прямолинейной орбиты L2 9:2  $70000 \times 3000$  км (NRHO)

# Схема посадки ЛВПК на лунную поверхность



## ОПЕРАЦИИ ЛВПК



# Массовые характеристики составных частей ЛВПК\*

Масса ВМ, т		Масса ПС, т		Масса ПРБ, т		
сухая	полная	сухая	полная	сухая	перед посадкой	полная
4.2	10.2	3.0	13.5	2.5	10.0	14.3

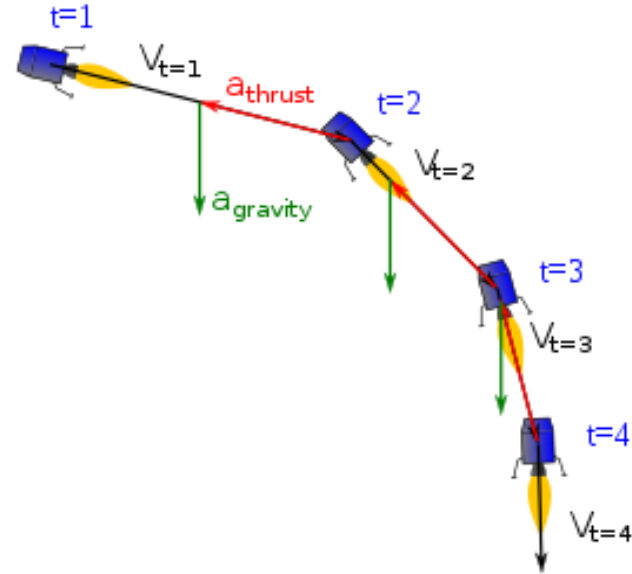
\*Макушенко Ю.Н., Муртазин Р.Ф., Зарубин Д.С. Космический порт для доставки экипажа на поверхность Луны // Космическая техника и Технологии. 2019. №2(25).

# Метод гравитационного разворота (gravity turn)

$$n = \sqrt{1 + \frac{V_0^2}{4g_m h_0}},$$

$$t_d = \frac{nV_0}{(n^2 - 1)g_m},$$

$$\Delta V_{ПС} = ng_m t_d = \frac{n^2}{n^2 - 1} V_0 = V_0 + \frac{4g_m h_0}{V_0}.$$



# Общие затраты топлива

Характеристическая скорость и расход топлива ПС на этапе активной посадки

$$\Delta v_{ПС} \approx v_{p,f} + \frac{4g_M h_{p,f}}{v_{p,f}} = v_{p,f} + \frac{4g_M (r_{p,f} - R_M)}{v_{p,f}}$$

$$m_{топл,ПС} = (m_{сyx,ПС} + m_{BM}) \exp(\Delta v_{ПС} / I_{sp} g_0) - m_{BM} - m_{сyx,ПС}$$

Масса ПРБ после возврата на исходную орбиту и стыковки с орбитальной станцией

$$m_{ПРБ}^* = m_{сyx,ПРБ} \exp\left(\frac{\Delta v_{ПРБ} + \Delta v_{стык}}{I_{sp} g_0}\right)$$

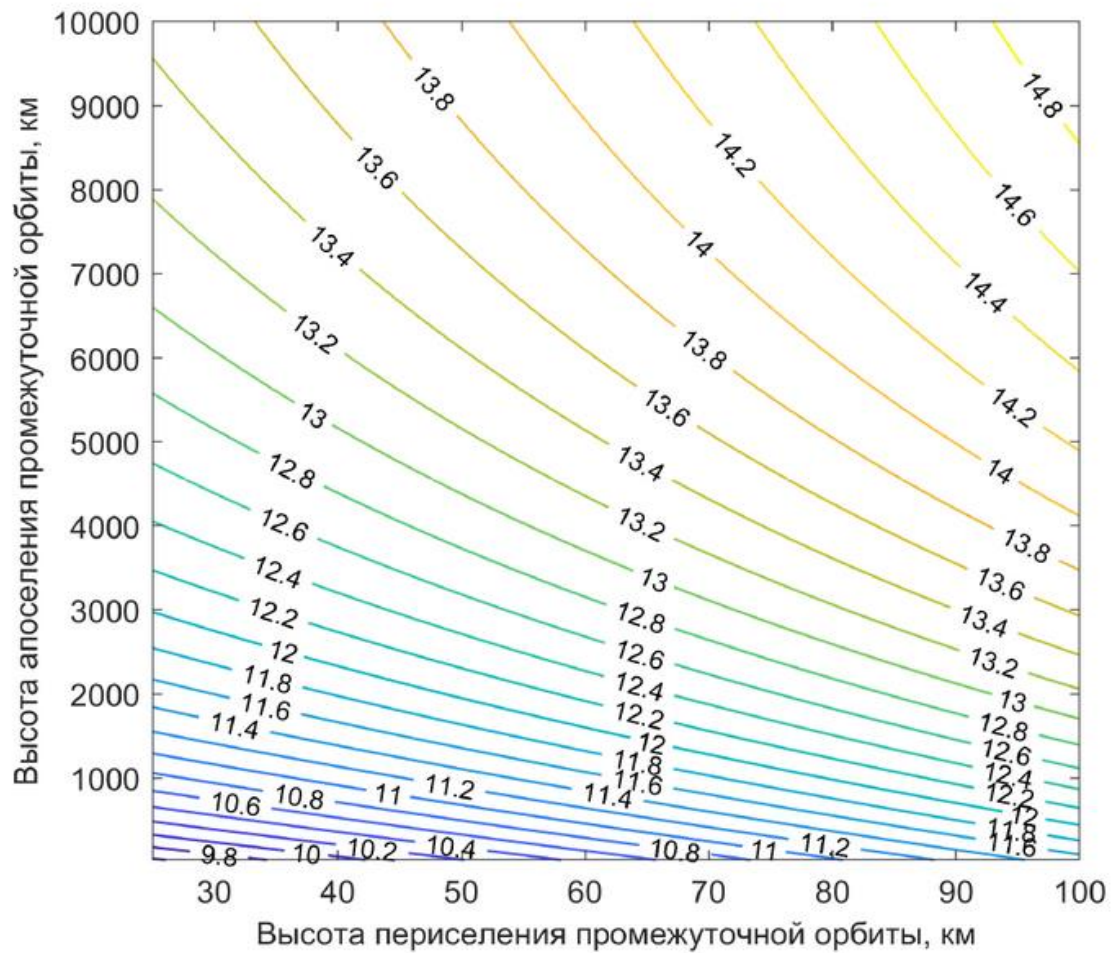
Масса ПРБ после перелёта с орбитальной станции на промежуточную орбиту

$$m_{ПРБ} = (m_{ПРБ}^* + m_{BM} + m_{ПС}) \exp(\Delta v_{ПРБ} / I_{sp} g_0) - m_{BM} - m_{ПС}$$

Расход топлива ПРБ

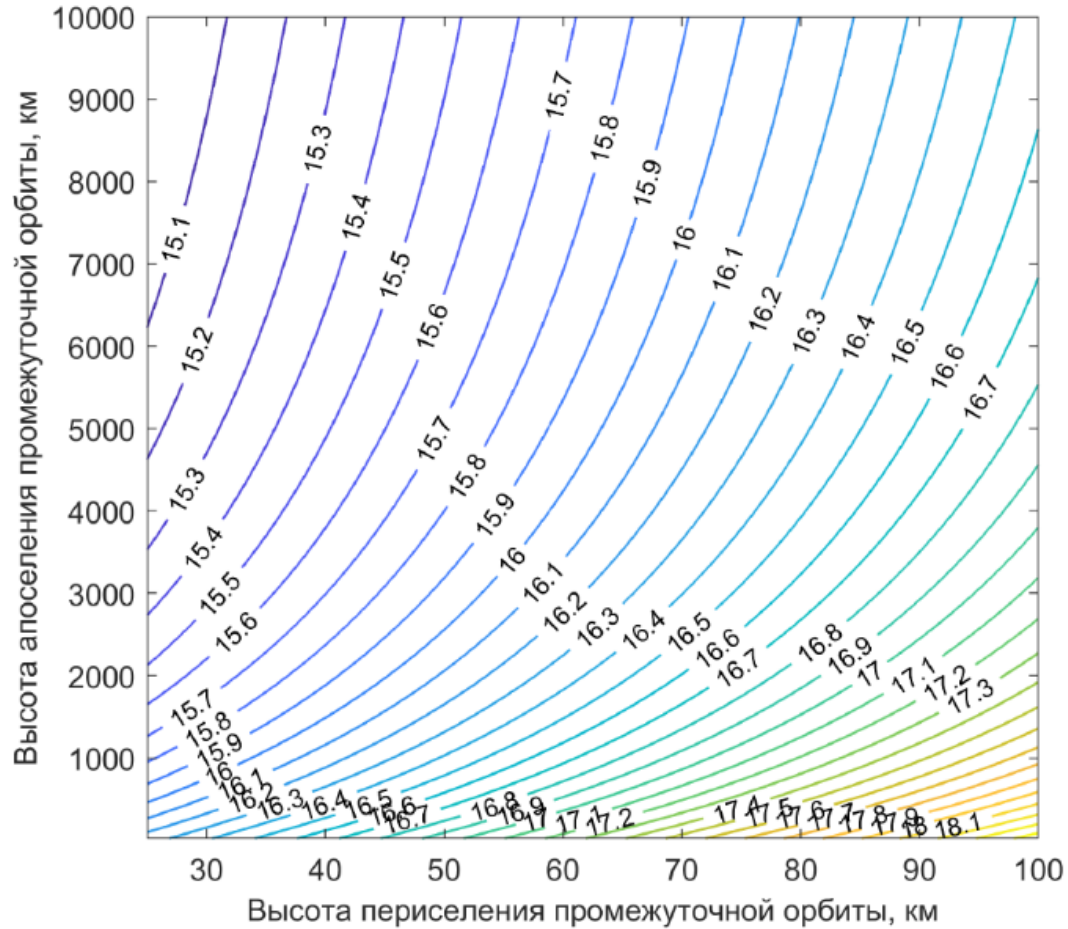
$$m_{топл,ПРБ} = m_{ПРБ} - m_{сyx,ПРБ}$$

## Спуск с промежуточной орбиты на поверхность Луны

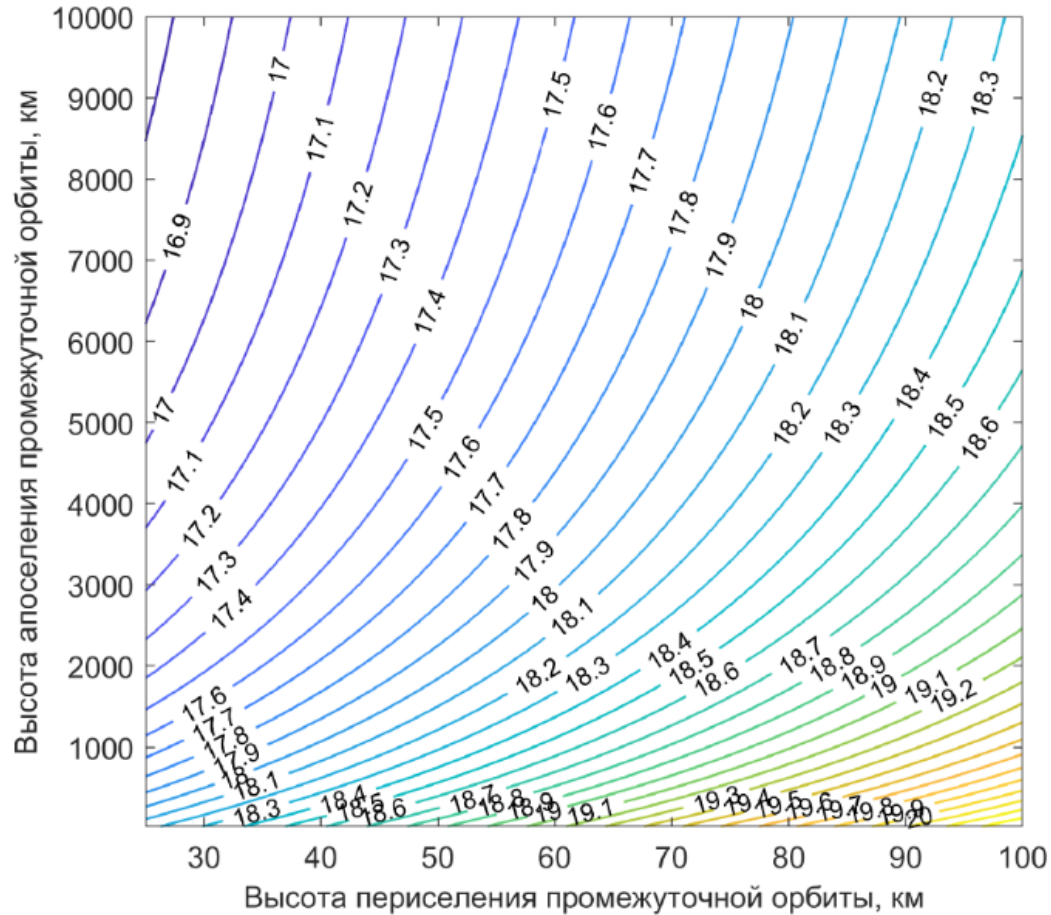




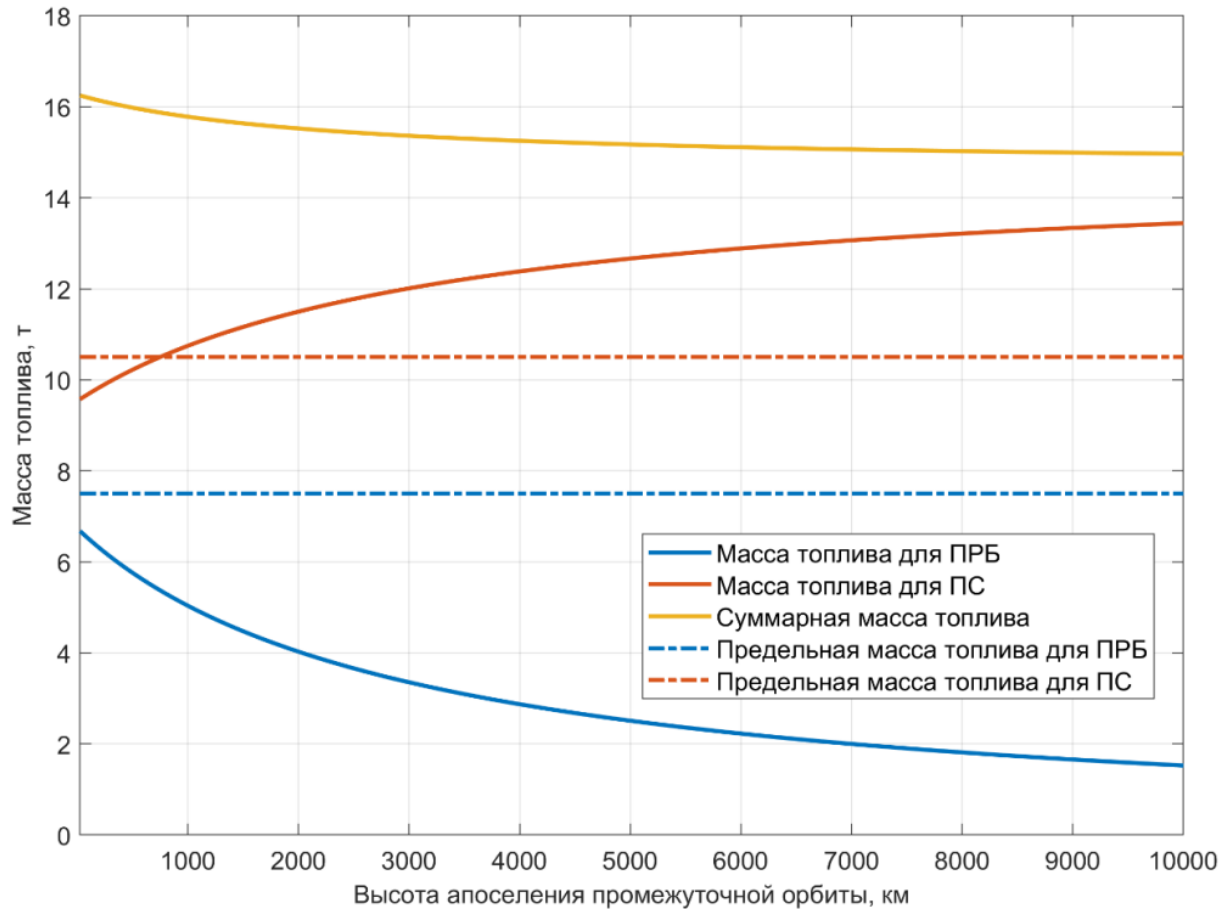
# Общий расход топлива при спуске с орбиты NRHO



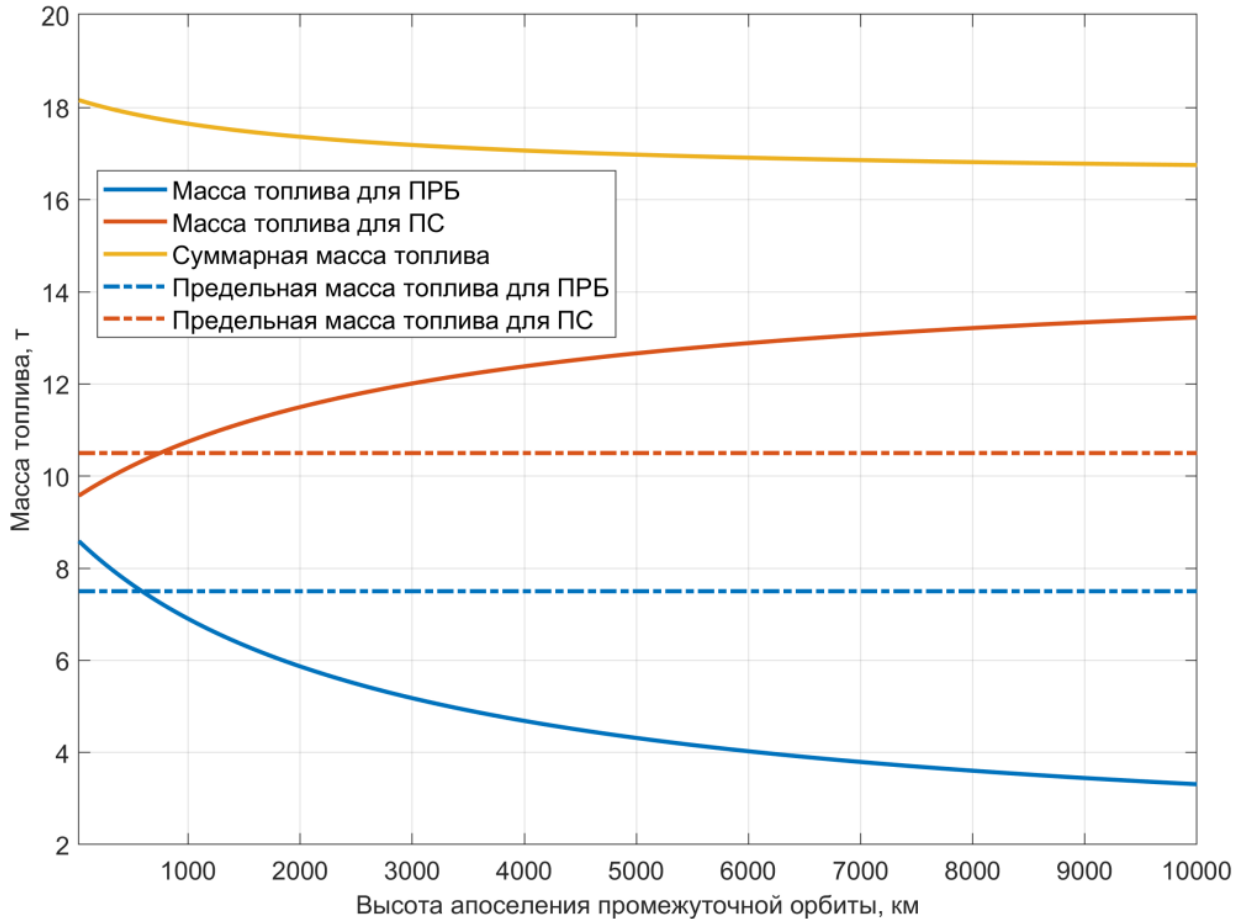
# Общий расход топлива при спуске с орбиты НЛО



# Периселений равен 25 км, исходная орбита NRHO



## Периселений равен 25 км, исходная орбита НЛО



# Заключение

- Проведено исследование расхода топлива различных составляющих ЛВПК при посадке на лунную поверхность для различных параметров промежуточной орбиты
- Наименьший суммарный расход топлива достигается при низких значениях как периселения, так и апоселения промежуточной орбиты. Однако с учётом ограничений на объём бака ПС наибольшая допустимая высота апоселения составляет 749 км при высоте периселения, равной 25 км
- Посадка с почти-прямолинейной орбиты NRHO суммарно требует примерно на 2т меньший расход топлива, чем посадка с круговой орбиты HLO при тех же параметрах оптимальной промежуточной орбиты.
- Рекомендуется перераспределить запасы топлива ЛВПК, увеличив вместимость топливных баков ПС за счёт баков ПРБ, что позволит сэкономить до 0.5 тонн топлива

Спасибо за внимание!