

ние КА в форме однополостного гиперболоида вращения изменяемой формы является достаточно перспективным для решения задачи пассивного управления угловой скоростью КА.

### **Библиографический список**

1. Ярошевский, В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов / В.А. Ярошевский. – Москва: Наука, 1988. – 336 с.
2. Любимов, В.В. Управляемое изменение габаритных размеров спускаемого в атмосфере Марса космического аппарата осесимметричной формы / В.В. Любимов, И. Бакри // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2021. – Т. 22. – №7. – С. 383–390.
3. Mars Polar Lander. – URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Mars\\_Polar\\_Lander](https://ru.wikipedia.org/wiki/Mars_Polar_Lander).

УДК 629.786.2

*Садыков О.Ф.*

## **ОЦЕНКА МАССОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ**

**Введение.** Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах (ККТ НОО) – это многоразовый космический комплекс, обеспечивающий межорбитальную перевозку полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой от 1 до 17 т в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли с помощью орбитальной группировки транспортных орбитальных средств, в конструкцию которых входят солнечные батареи и маршевый ЖРД в объединённой двигательной установке [1, 3].

**Постановка задачи.** Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах выполняет следующие задачи [1]: межорбитальная транспортировка полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств суммарной массы 1÷17 т) в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли по оптимальному маршруту; сопровождение и доставка космического аппарата и/или космического средства с нефункциони-

рующим бортовым комплексом управления на космическую станцию в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли.

В состав Космического комплекса транспортировки на низких околоземных орбитах входят [1]: ОГ Транспортное орбитальное средство с маршевым ЖРД в ОДУ; Центр управления полётами КА в г. Королёв, МО (функционально).

Реализация ТОС-ЖРД транспортировки ПН на орбиту назначения при выполнении различных программ полёта осуществляется в следующей последовательности:

1. Программа подготовки ТОС.
2. Программа полёта ТОС.
3. Программа технического обслуживания ТОС.

В данной работе рассматривается программа полёта ТОС-ЖРД для доставки ПН с НОО на орбиту высотой 1000 км. Программа полёта в данном случае реализуется в следующей последовательности:

- расстыковка ТОС-ЖРД с КС на орбите высотой  $H=400\div450$  км,  $i=51^\circ$ ;
- межорбитальный переход ТОС-ЖРД с орбиты  $H=400\div450$  км,  $i=51^\circ$  на исходную орбиту ( $H=190\div230$  км,  $i=51^\circ$ ) (1\*);
- стыковка ТОС-ЖРД с ПН на исходной орбите;
- межорбитальный переход связки «ТОС-ЖРД+ПН» с исходной орбиты на орбиту назначения ( $H=1000$  км,  $i=51^\circ$ ) (2\*);
- расстыковка ТОС-ЖРД с ПН на орбите назначения;
- межорбитальный переход ТОС-ЖРД с орбиты назначения на орбиту КС (3\*);
- стыковка ТОС-ЖРД с КС.

Рассмотрим следующую задачу.

Будем полагать, что ТОС-ЖРД совершает рейсы по доставке однотипной ПН на целевую орбиту. Пусть число таких рейсов равно  $n$ .

Введём термин «критерий массовой эффективности», который характеризует эффективность программы полёта ТОС-ЖРД, и вычисляется следующей формулой:

$$\mu_c = \frac{M_{ПН} \times n}{M_c} = \frac{M_{ПН} \times n}{M_{СУХ} + n \times (M_{общ} + M_{ПН})}, \quad (1)$$

где  $n$  – кол-во запусков КА на целевые орбиты высотой не более 2000 км,

$M_{\text{сух}}$  – сухая масса ТОС-ЖРД,  $M_{\text{ПН}}$  – масса ПН,  $M_{\text{общ}} = M_{\text{топл1}} + M_{\text{топл2}} + M_{\text{топл3}}$  – общая масса топлива, необходимая ТОС-ЖРД для доставки одной единицы КА по программе полёта №1,  $M_{\text{топл1}}, M_{\text{топл2}}, M_{\text{топл3}}$  – масса топлива для межорбитального перехода (1\*), (2\*), (3\*) соответственно.

Теперь рассмотрим практическую задачу. Будем полагать, что ТОС-ЖРД ( $M_{\text{сух}} = 3 \text{ т}$ ) совершает рейсы по доставке однотипной ПН массой 1 т на целевую орбиту высотой 1500 км. Пусть число таких рейсов равно  $n=17$  (кол-во запусков в РФ в 2020 г.). Определим массовую эффективность транспортной операции в данном случае и сравним со значением массовой эффективности при доставке спутников Гонец-М (3 КА, общая масса равно 840 кг) на орбиту высотой 1500 км.

Общая масса топлива, необходимая ТОС-ЖРД для доставки одной единицы КА по программе полёта №1, определяется следующей формулой:

$$M_{\text{общ}} = M_{\text{топл1}} + M_{\text{топл2}} + M_{\text{топл3}}, \quad (2)$$

где  $M_{\text{топл1}}, M_{\text{топл2}}, M_{\text{топл3}}$  – масса топлива для межорбитального перехода (1\*), (2\*), (3\*) соответственно.  $M_{\text{топл1}}, M_{\text{топл2}}, M_{\text{топл3}}$  определим по следующим формулам:

$$M_{\text{топл1}} = M_0 S_1,$$

где  $M_0 = M_{\text{сух}} + M_{\text{топл1}} + M_{\text{топл2}} + M_{\text{топл3}} = M_{\text{сух}} + M_{\text{общ}}$  – начальная масса ТОС-ЖРД,  $S_1 = 1 - \frac{1}{e^{\left(\frac{V_{x1}}{P_{уд}}\right)}}$ ,  $M_{\text{сух}}$  – сухая масса ТОС-ЖРД,  $V_{x1}$  – характеристическая скорость,  $P_{уд}$  – удельная тяга.

$$M_{\text{топл2}} = (M_0 - M_{\text{топл1}} + M_{\text{ПН}})S_2 = (M_0 - M_0 S_1 + M_{\text{ПН}})S_2 = M_0 \times (1 - S_1)S_2 + M_{\text{ПН}}S_2,$$

где  $S_2 = 1 - \frac{1}{e^{\left(\frac{V_{x2}}{P_{уд}}\right)}}$   $M_{\text{ПН}}$  – масса ПН.

$$M_{\text{топл3}} = (M_0 - M_{\text{топл1}} - M_{\text{топл2}})S_3 = M_0 S_3 - M_0 S_1 S_3 - M_0 (1 - S_1)S_2 S_3 - M_{\text{ПН}}S_2 S_3 = M_0 (S_3 - S_1 S_3 - (1 - S_1)S_2 S_3) - M_{\text{ПН}}S_2 S_3,$$

где  $S_3 = 1 - \frac{1}{e^{\left(\frac{V_{x3}}{P_{уд}}\right)}}$ .

Согласно полученным выражениям формула (1) можно представить в следующем виде:

$$M_{\text{общ}} = M_{\text{топл1}} + M_{\text{топл2}} + M_{\text{топл3}} = M_0 S_1 + M_0 (1 - S_1) S_2 + M_{\text{ПН}} S_2 + M_0 (S_3 - S_1 S_3 - (1 - S_1) S_2 S_3) - M_{\text{ПН}} S_2 S_3 - M_0 [S_1 + (1 - S_1) S_2 + S_3 - S_1 S_3 - (1 - S_1) S_2 S_3] + M_{\text{ПН}} [S_2 - S_2 S_3]$$

Введём следующие обозначения:

$$F_1 = [S_1 + (1 - S_1) S_2 + S_3 - S_1 S_3 - (1 - S_1) S_2 S_3] = [S_1 + (1 - S_1) S_2 + S_3 (1 - S_1) - (1 - S_1) S_2 S_3] = [S_1 + (1 - S_1) (S_2 + S_3 - S_2 S_3)] = [S_1 + (1 - S_1) (S_2 (1 - S_3) + S_3)]$$

$$F_2 = [S_2 - S_2 \times S_3] = S_2 [1 - S_3],$$

отсюда  $M_{\text{общ}} = M_0 F_1 + M_{\text{ПН}} F_2$ , т.к.  $M_0 = M_{\text{сух}} + M_{\text{топл вд}}$ ,

то  $M_{\text{общ}} = M_0 F_1 + M_{\text{ПН}} F_2 = M_{\text{топл вд}} F_1 + M_{\text{сух}} F_1 + M_{\text{ПН}} F_2$ ,

$$M_{\text{общ}} (1 - F_1) = M_{\text{сух}} F_1 + M_{\text{ПН}} F_2, \quad M_{\text{сух}} = \frac{M_{\text{сух}} F_1}{(1 - F_1)} + \frac{M_{\text{ПН}} F_2}{(1 - F_1)}. \quad (3)$$

При расчёте с исходными данными ( $M_{\text{сух}} = 3\text{т}$ ;  $M_{\text{ПН}} = 1\text{т}$ ; высота КС – 400км, высота исходной орбиты – 200 км, высота орбиты назначения – 1500 км) согласно (3) получим  $M_{\text{общ}} = 1,8\text{ т}$

В соответствии с (1) получим значения критерия массовой эффективности при определённом значении числа рейсов (табл. 1) и график зависимости массовой эффективности транспортной операции от количества рейсов (рис. 1).

Таблица 1

n	1	2	3	4	5	10	17
μс	0,1724	0,2326	0,26316	0,2817	0,2941	0,3226	0,3360

Теперь рассмотрим доставку спутников «Гонец-М» (3 КА, общая масса около 1000 кг) на орбиту высотой 1500 км с помощью РН «Союз-2» и РБ «Фрегат» [2]. Для доставки 3 КА «Гонец-М» с НОО на целевую орбиту высотой 1500 км необходим РБ «Фрегат» ( $M_{\text{сух}} = 0,945\text{т}$ ;  $M_{\text{топл общ}} = 5\text{т}$ ).

Формулу (1) для данной задачи необходимо записать следующим образом:

$$\mu_c = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_c} = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_{\text{сух}} + M_{\text{топл общ}} + M_{\text{ПГ}}} = \frac{1\text{т}}{0,945\text{т} + 5\text{т} + 1\text{т}} = 0,144$$

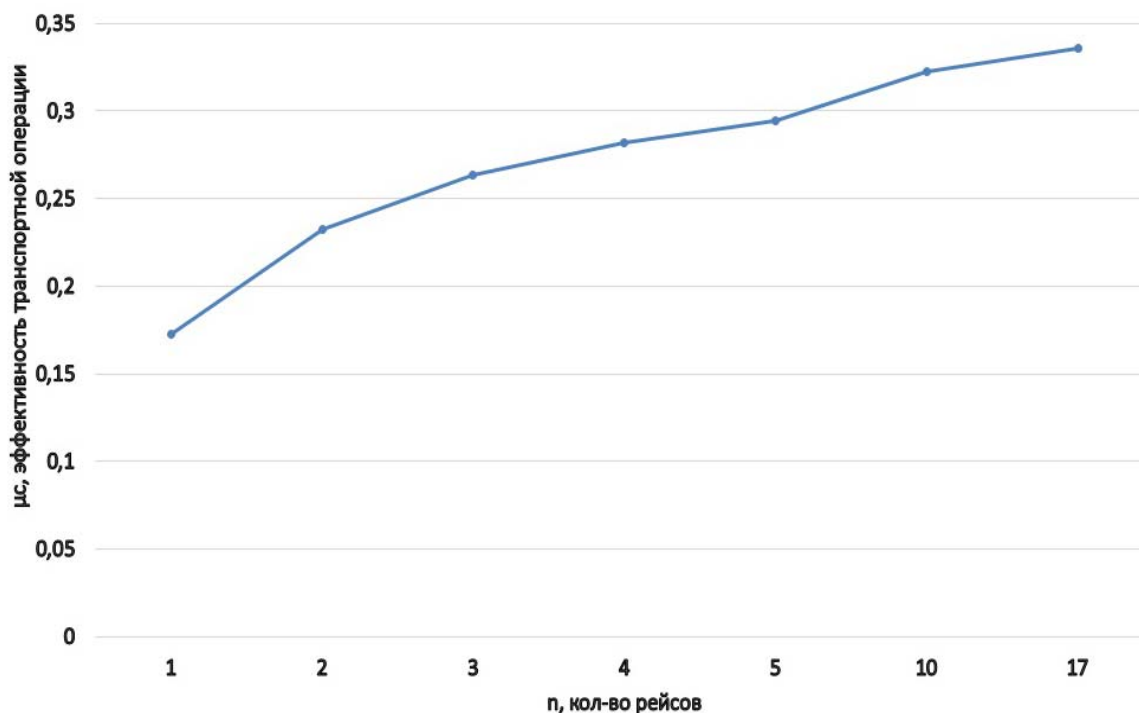


Рис.1. Массовая эффективность транспортной операции от количества рейсов

Сравнивая полученные результаты можно сделать вывод, что уже при однократном применении ТОС-ЖРД по доставке ПН на целевую орбиту массовая эффективность на 16% больше чем при использовании РБ «Фрегат».

### Библиографический список

1. Борисов, М.В. Транспортная космическая система: задачи, структура, параметры / М.В. Борисов, О.Ф. Садыков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2019. – №1. – С. 71–80.
2. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – URL: <https://www.roscosmos.ru>
3. ГОСТ Р 53802-2010 Системы и комплексы космические. Термины и определения. – URL: <http://docs.cntd.ru/document/gost-r-53802-2010> (дата обращения: 01.06.2021).