

УДК 629.19

Баллистический анализ многоразовой транспортной системы Земля-Луна на основе ЯРД

*Бычков А.Д., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Ивашкин В.В., д.т.н., профессор
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
kafsm3@sm.bmstu.ru*

Введение.

Орбитальные буксиры занимают важное место в концепциях многоразовых космических транспортных систем, предназначенных для обеспечения больших грузопотоков на высокоэнергетические орбиты ИСЗ и орбиты других планет. Как правило, буксир является единственным многоразовым элементом такой системы. Он стыкуется с контейнером, в котором находится полезная нагрузка и топливо (рабочее тело) для буксира на стартовой орбите и заправляется от него, либо использует баки контейнера для обеспечения работы своих двигателей. Буксир вместе с контейнером переходит на орбиту назначения. В некоторых проектах предусмотрена стыковка со станцией. После отделения контейнера с ПН буксир возвращается на стартовую орбиту и повторяет рейс. Такая схема позволяет снизить стоимость выведения ПН за счёт многократного использования ДУ, системы энергоснабжения, системы управления, системы сближения и стыковки, средств связи. Для транспортировки грузов с низкой опорной орбиты на орбиту международной космической станции экономическая эффективность буксира обеспечивается уже при использовании химических двигателей на высококипящих компонентах топлива. Однако с ростом высоты целевой орбиты растёт масса топлива, необходимого для возвращения буксира. Таким образом, для обеспечения массово-энергетической эффективности орбитального буксира необходимо, чтобы удельный импульс его ДУ намного превосходил удельный импульс химических ДУ, применяемых на современных разгонных блоках. Существует два типа двигателей с достаточно высоким удельным импульсом: ядерные ракетные двигатели и электроракетные ДУ. В данной статье рассматривается вариант с ядерным реактивным

двигателем (ЯРД). Главным достоинством твердофазных ЯРД является сочетание высокой тяговооруженности (тяга 68 кН при массе 2,9 т) с высоким удельным импульсом (910 с). Это позволяет снизить время полёта и гравитационные потери скорости. Однако удельный импульс таких двигателей всё же несколько меньше, чем у ЭРДУ (удельный импульс современных ЭРДУ 2000-3000 с). Этот недостаток может быть устранён за счёт повышения температуры активной зоны реактора при переходе к газофазным ЯРД. Но создание такого реактора требует решения большого количества технических проблем и существенных финансовых затрат. Работы по созданию газофазных ЯРД, в основном, ограничиваются теоретическими исследованиями. Поэтому рассмотрим вариант с твердофазным реактором на основе испытанного прототипа ЯРД, РД-0410. В связи с наличием ядерного реактора на борту стартовой орбитой для данного буксира будет радиационно-безопасная орбита (РБО) высотой 800 км. В данной работе будут рассмотрены пространственные задачи перелёта на полярную круговую орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) высотой 100 км и возвращения на орбиту ИСЗ с тем же наклоном, что и у стартовой орбиты, а также расчёт массы испарившегося водорода. В качестве стартовой орбиты для буксира принята радиационно-безопасная орбита высотой 800 км и наклоном $51,7^{\circ}$ (старт РН с космодрома «Восточный»). Грузоподъёмность рассматриваемых РН составляет 75 и 90 т. Для РН с грузоподъёмностью 90 т рассматривается двухпусковая схема с доставкой пилотируемого корабля массой 20 т с помощью РН «Ангара-А5» и его стыковкой с блоком ПН на низкой опорной орбите (НОО) высотой 200 км, таким образом, масса на НОО в этом случае составляет 110 т.

Схема полёта.

1. Выведение многоразового буксира на радиационно безопасную орбиту высотой 800 км с помощью РН «Зенит» либо «Ангара А3», разгонного блока и системы аварийного спасения.

2. Выведение блока ПН с баком рабочего тела на НОО с помощью РН сверхтяжелого класса (рассматривается 2 варианта РН с грузоподъёмностью 75 и 90 тонн на НОО).

2.а Выведение пилотируемого корабля ППТС массой 20 т на НОО с помощью РН «Ангара А5» и его стыковка с блоком ПН (Осуществляется только при запуске блока ПН массой 90 т. Это позволяет одним рейсом буксира доставить на ОИСЛ как пилотируемый корабль, так и посадочную платформу).

3. Манёвр перехода на РБО с помощью кислородно-водородных ЖРД модуля ПН.

- 4.Сстыковка буксира с ПН.
- 5.Выдача импульса перехода на эллиптическую траекторию полёта к Луне посредством ЯРД.
- 6.Коррекция траектории с помощью кислородно-водородных ЖРД модуля ПН, либо ДУ пилотируемого корабля.
- 7.Тормозной импульс у Луны, переход на орбиту ИСЛ (выдаётся с помощью ЯРД).
- 8.Отделение ПН и пустого водородного бака.
- 9.Отлёт буксира к Земле. Импульс перехода на отлетную траекторию выдаётся ядерным реактивным двигателем.
- 10.Коррекция траектории с помощью ДУ на высококипящих компонентах топлива.
- 11.Тормозной импульс у Земли с помощью ЯРД. Переход на РБО.

Характеристики маршевого ЯРД.

В данной работе рассматривается ядерный реактивный двигатель, описанный в [7], характеристики которого приведены в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики маршевого ЯРД

Наименование параметра		Значение
1. Рабочее тело		водород
2. Тяга ЯРД (в пустоте), кН		68
3. Удельный импульс, с	- идеальный	940
	- эффективный	910
4. Средняя температура рабочего тела в сопловой камере, К		2900
5. Тепловая мощность реактора, МВт		340
6. Масса ЯРД (без топливных баков), кг		2900
7.Суммарные затраты водорода на предстартовые выбросы и расхолаживание реактора после его выключения, кг		~100

Расчёт массы испарившегося водорода.

Очень важным вопросом, определяющим эффективность орбитального буксира на основе ЯРД, является вопрос хранения рабочего тела – водорода. Существуют две принципиальные схемы решения данной задачи: использование тепловой машины в сочетании с теплоизоляцией и использование теплоизоляции без тепловой машины. Ввиду очень низкого КПД тепловых машин, работающих при заданных температурах, использование тепловой машины потребует наличия на борту мощного источника энергии. Таким источником при условии использования ядерного двигателя является

бимодальный ЯРД, способный не только создавать тягу, но и вырабатывать электроэнергию посредством турбомашинного преобразователя. Бимодальная установка существенно сложнее, дороже и тяжелее «чистого» ЯРД. Необходимость её использования снизит эффективность транспортной системы до уровня, близкого к одноразовым разгонным блокам с ЖРД и скорее всего, сделает её создание нецелесообразным. Поэтому необходимо определить возможность хранения водорода без использования тепловой машины.

Исходными данными для расчёта являются геометрические параметры баков, приведённые в табл. 2. и на рис. 1. Затраты рабочего тела, определившие требования к объёму баков были получены в результате аналитического расчёта по формуле Циолковского. Затраты характеристической скорости приняты равными 3 км/с для перехода с РБО на отлётную траекторию и 0.885 км/с для выхода на ОИСЛ. При этом гравитационные потери учитывались по эмпирической формуле $\Delta V_{\text{грав}} = 0.008505 \frac{\mu_{\text{пл}}}{(R_{\text{пл}} + h)^3} \Delta V_{\text{имп}} t_{\text{д}}^2$, приведённой в [5] (коэффициент был уточнён с помощью интегрирования).

Таблица 2

Геометрические параметры баков

Масса, выводимая на НОО	Масса водорода в баке, т	Объём водорода в баке, м ³	Диаметр бака, м	Длина бака, м
75	32.4	460	6.2	16
110	46.2	660	6.2	22

В условиях вакуума космического пространства внешний тепловой поток на поверхность бака обусловлен исключительно лучистым теплообменом. Он, в свою очередь, состоит из четырёх составляющих: солнечное излучение, излучение Земли, излучение Луны и общий фон излучения от других объектов. Тепловой поток от солнечного излучения составляет 1367 Вт/м² и значительно превосходит все остальные составляющие. Программа ориентации КА на данном этапе проектирования не определена. Поэтому неизвестны проекции баков на плоскости, нормальные световым потокам от источников излучения. Рассмотрим наименее благоприятный случай: проекции баков на плоскость, нормальную потоку солнечного излучения, максимальны. Учитывая невысокую точность, вызванную этим допущением, а также то, что тепловой поток от солнечного излучения составляет 1367 Вт/м² и значительно превосходит все остальные составляющие, ограничимся учётом только солнечного излучения. Тепловые

потери впоследствии могут быть уменьшены за счёт более рациональной ориентации КА. Тогда уравнение теплового баланса поверхности бака будет иметь следующий вид: $q_{\text{солн}} - q_{\text{ЭВТИ}} = 0$, где $q_{\text{солн}}$ – тепловой поток от солнечного излучения, $q_{\text{ЭВТИ}}$ – поток через теплоизоляцию.

По закону Стефана-Больцмана поток поглощённого излучения $q = \sigma \epsilon S T^4$ Вт, где $\sigma = 5.6704 \cdot 10^{-8}$ – постоянная Стефана-Больцмана, ϵ – степень черноты поверхности тела, S – площадь поверхности тела на плоскость, нормальную световому потоку, м^2 , T – температура поверхности, К.

Тепловой поток через теплоизоляцию равен $q = \frac{\chi S \Delta T}{l}$, где χ – коэффициент теплопроводности теплоизоляции, $\text{Вт}/(\text{К} \cdot \text{м})$, l – толщина теплоизоляции, м, ΔT – перепад температур, К.

Коэффициент теплопроводности ЭВТИ примем равным $\chi = 3.48 \cdot 10^{-4} \text{ Вт}/(\text{м}^2/\text{К})$ [2;8]. Так как ЭВТИ неэффективна при толщине более 50 мм (100 слоёв), примем толщину теплоизоляции равной 50 мм. Тепловой поток через теплоизоляцию равен $P = \frac{\chi S \Delta T}{l}$, масса испарившегося водорода $M = \frac{P \cdot t}{\lambda}$, где λ – удельная теплота испарения водорода. Результаты расчёта приведены в табл. 3.

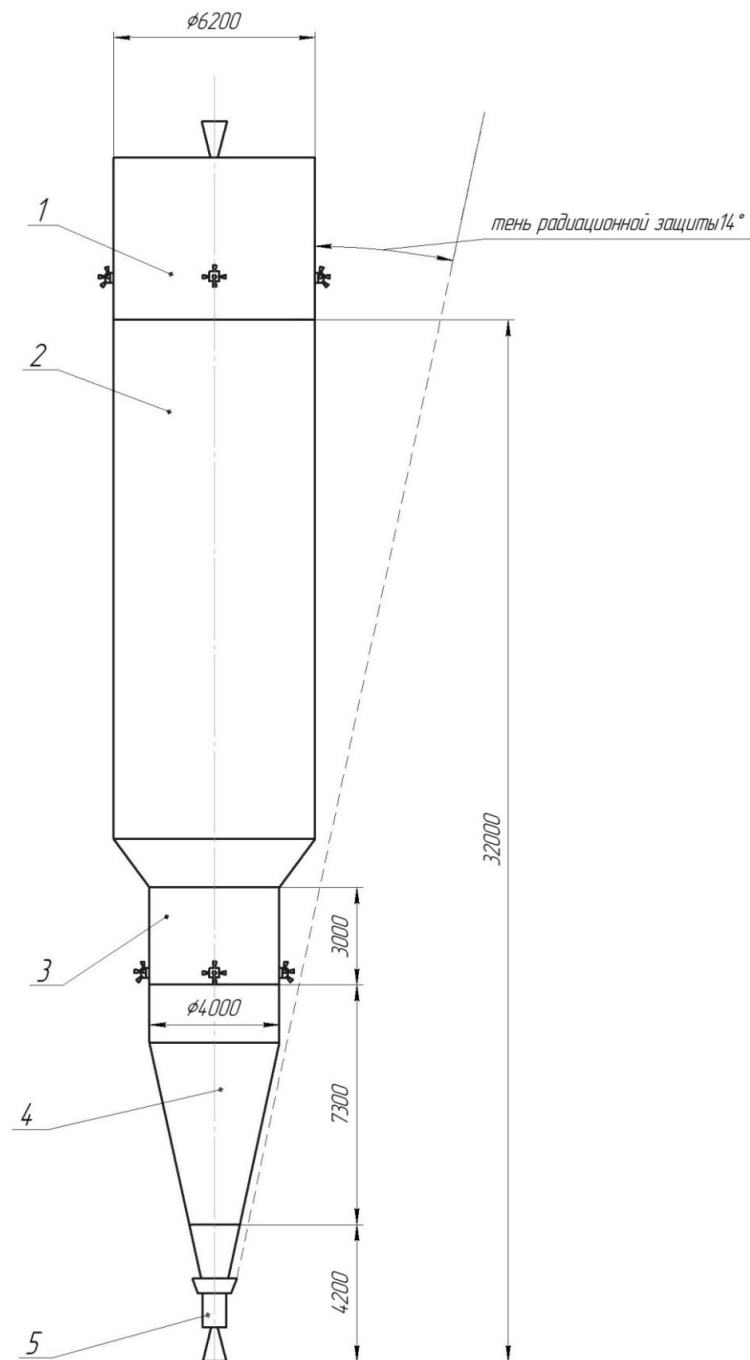


Рис. 1. Компоновочная схема орбитального буксира (масса, выводимая РН на НОО, составляет 75 т). Цифрами обозначены: 1) модуль ПН с кислородно-водородной ДУ, которая используется для перехода с НОО на РБО; 2) сбрасываемый бак с рабочим телом (жидким водородом); 3) приборно-агрегатный отсек, многофункциональная ДУ на высококипящих компонентах топлива, стыковочный агрегат; 4) многоразовый бак для рабочего тела, предназначенный для возвращения буксира на РБО; 5) ЯРД с теневой радиационной защитой

Масса испарившегося водорода

Бак		Масса водорода, испаряющегося за 1 час, кг	Масса водорода, испаряющегося за 5 суток, кг
Бак блока ПН	Масса на НОО 75 т	6.100	732
	Масса на НОО 110 т	8.683	1042
Бак буксира		1.347	162

В результате расчёта была подтверждена возможность хранения водорода без использования тепловой машины. Результаты данного расчёта также позволяют сделать вывод о нецелесообразности использования схемы перехода буксира на траекторию возвращения с коррекцией положения линии узлов селеноцентрической орбиты, так как затраты рабочего тела на манёвр коррекции положения линии узлов будут намного больше массы выкипевшего водорода.

Баллистический анализ.

Система дифференциальных уравнений движения.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{a}_e + \vec{a}_m + \vec{a}_s + \frac{\vec{P}}{m}; \\ U_e = \frac{\mu_e}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{m_e} J_n \left(\frac{R_3}{r} \right)^2 P_n(\sin\varphi) + \sum_{n=2}^{m_e} \sum_{k=1}^n \left(\frac{R_3}{r} \right)^n P_n^{(k)}(\sin\varphi) (C_{nk} \cos(k\lambda) + S_{nk} \sin(k\lambda)) \right]; \\ m_e = 21; \\ \vec{a}_e = \overrightarrow{\text{grad}}(U_e); \\ \frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}; \\ \vec{a}_s = \frac{\mu_s}{|\vec{r}_s - \vec{r}|^3} (\vec{r}_s - \vec{r}) - \frac{\mu_s \vec{r}_s}{r_s^3}; \\ \vec{a}_m = \frac{\mu_m}{|\vec{r}_m - \vec{r}|^3} (\vec{r}_m - \vec{r}) - \frac{\mu_m \vec{r}_m}{r_m^3}; \end{array} \right. \quad (1)$$

Здесь $\vec{a}_e, \vec{a}_m, \vec{a}_s$ — ускорения тела, обусловленные гравитационными полями соответственно Земли, Луны и Солнца, U_e и U_m — гравитационные потенциалы Земли и

Луны, φ и λ – геоцентрические широта и долгота, φ_m – селеноцентрическая широта, P_n – полином Лежандра порядка n , $P_n^{(k)}$ – присоединенная функция Лежандра порядка n и индекса k , $\vec{r}$, $\vec{r}_m$ и $\vec{r}_s$ – радиус-векторы КА, Луны и Солнца в квазиинерциальной системе координат, связанной с центром масс Земли. Радиус-векторы Луны и Солнца заданы эфемеридами JPL DE. При рассмотрении геоцентрического движения фигура Земли определена моделью JGM2 с учётом зональных, секториальных и тессеральных гармоник с порядком до 21-го включительно, при рассмотрении селеноцентрического движения фигура земли определена как материальная точка. Луна и Солнце определены как материальные точки. Высота над поверхностью Луны отсчитывается от сферы с радиусом 1738.200 км.

Оценка погрешности метода интегрирования. Выбор параметров для обеспечения заданной точности.

Система дифференциальных уравнений движения интегрируется с помощью пакета программ STK6 методом Рунге-Кутты-Фельберга 7 порядка с контролем ошибки 8 порядка. Оценка ошибки интегрирования производится путём сравнения с начальными условиями радиус-вектора в декартовой системе координат, полученного в результате интегрирования в течение времени, равного периоду обращения по отлётной траектории с большой полуосью $a = 225000$ км. Период вычисляется аналитически. Интегрирование производится в центральном гравитационном поле Земли без учёта возмущений. Для такой модели ошибка за один виток по отлётной траектории должна составлять не более 1 мм. Ошибка ΔR вычисляется по формуле $\Delta R = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$, где Δx , Δy , Δz — ошибки по координатам X , Y , Z . Результаты вычислений приведены в табл. 4.

Таблица 4

Зависимость ошибки интегрирования за один виток по отлётной траектории от относительной ошибки на одном шаге интегрирования

		X, км	Y, км	Z, км	ΔR , км
Начальные условия		7200	0	0	0
После интегрирования	$\Delta = 10^{-13}$	7200.0000000001783000	$6.726353 \cdot 10^{-6}$	$6.726354 \cdot 10^{-6}$	$9.503515 \cdot 10^{-6}$
	$\Delta = 10^{-14}$	7200.0000000000155000	$6.197628 \cdot 10^{-7}$	$6.197629 \cdot 10^{-7}$	$8.763881 \cdot 10^{-7}$
	$\Delta = 10^{-15}$	7199.999999999991000	$4.332950 \cdot 10^{-8}$	$4.332959 \cdot 10^{-8}$	$6.126373 \cdot 10^{-8}$
	$\Delta = 10^{-16}$	7200.0000000000355000	$1.023937 \cdot 10^{-8}$	$1.023876 \cdot 10^{-8}$	$1.448013 \cdot 10^{-8}$

Δ - относительная ошибка на одном шаге интегрирования.

Точность в 1 мм достигается при значении ошибки на одном шаге $\Delta=10^{-14}$. Эта величина взята для расчёта.

Оптимизация количества активных участков при переходе на отлётную траекторию.

Орбитальный буксир на основе ЯРД обладает достаточно низкой (по сравнению с РБ с ЖРД) тяговооруженностью, что приводит к увеличению гравитационных потерь при выполнении им манёвра перехода на отлётную траекторию. Это обусловлено прежде всего большей массой ЯРД. Боле того, в связи со сложностью наземных испытаний таких двигателей и ограниченными возможностями существующего стендового оборудования, дальнейшее увеличение тяги буксира возможно только засчёт использования нескольких ЯРД. Такой подход оправдан только если гравитационные потери превосходят массу самого двигателя (2900 кг) и рабочего тела, необходимого для его перемещения по маршруту РБО-ОИСЛ-РБО (~3400 кг), то есть они должны быть больше 6300 кг. Снижения гравитационных потерь также можно добиться за счёт увеличения количества активных участков при переходе на отлётную траекторию. Именно этот способ и будет рассмотрен в данном разделе. Интегрирование СДУД (1) на активных участках траектории (АУТ) производится до момента, когда большая полуось траектории становится равной 225000 км. Вектор тяги ДУ направлен по вектору скорости. Момент включения ДУ на втором и последующих АУТ выбран так, чтобы момент прохождения линии апсид соответствовал половине продолжительности АУТ. Результаты вычислений приведены в табл. 5 и 6. Масса на ОИСЛ определяется аналитически, по формуле Циолковского. Затраты характеристической для выхода на ОИСЛ скорости приняты равными 0.885 км/с (на основании предыдущих расчётов, выполненных в рамках курсовой работы).

Таблица 5

Зависимость гравитационных потерь от количества АУТ для массы на НОО 75 т

Количество АУТ	Время от начала первого АУТ до конца последнего, ч:м	ΔV , км/с	Масса на отлётной траектории, кг	Масса на ОИСЛ, кг	Гравитационные потери	
					$\Delta V_{гр}$, км/с	$\Delta M_{гр}$, кг
1	0:53	3.42889	51622.307	46715.438	0.42834	2544.404
2	4:31	3.13448	53353.808	48282.355	0.13392	812.903
3	9:38	3.06770	53754.543	48644.998	0.06714	412.168
4	15:58	3.04261	53905.882	48781.952	0.04205	260.829

Таблица 6

Зависимость гравитационных потерь от количества АУТ для массы на НОО 110 т

Количество АУТ	Время от начала первого АУТ до конца последнего, ч:м	ΔV , км/с	Масса на отлётной траектории, кг	Масса на ОИСЛ, кг	Гравитационные потери	
					$\Delta V_{гр}$, км/с	$\Delta M_{гр}$, кг
1	1:21	3.72029	71411.151	64623.288	0.71974	6032.650
2	5:06	3.26008	75215.479	68066.003	0.25952	2228.322
3	10:16	3.12952	76323.945	69069.105	0.12896	1119.856
4	16:22	3.07970	76751.284	69455.824	0.07914	692.5178

Проведённые расчёты позволяют сделать вывод о том, что для массы на НОО 75 т схема с тремя АУТ наиболее эффективна. Выигрыш в массе при переходе к схемам с ещё большим числом включений меньше, чем сумма массы рабочего тела, затрачиваемого на запуск и расхолаживание реактора после дополнительного включения (100 кг) и массы водорода, который испарится за время пассивного полёта между включениями двигателя (98 кг). Для массы на НОО 110 т из рассмотренных схем наиболее эффективна схема с четырьмя разгонными импульсами.

Масса лунного взлётно-посадочного комплекса (ВПК) на высококипящих компонентах топлива, обеспечивающего доставку с ОИСЛ на поверхность Луны экипажа из трёх человек, проведение исследований на Луне в течение 30 дней и его возвращение на ОИСЛ составляет 28 т [6]. Для доставки на поверхность Луны грузов массой до 10 т предполагается использовать тот же посадочный комплекс. Таким образом, масса ПН на ОИСЛ должна быть не менее 28 т для доставки ВПК и не менее 48 т для доставки ВПК и пилотируемого корабля. Общая масса транспортной системы на ОИСЛ состоит из массы буксира с рабочим телом для возвращения (9660 кг), массы ПН и массы водородного бака. Если отношение суммы массы конструкции бака и неиспользуемых остатков рабочего тела к массе заправляемого водорода составляет 0.2 (что является верхней оценкой для баков таких объёмов, у водородного бака МТКК «Space Shuttle» этот показатель приблизительно равен 0.1), то доставка ВПК обеспечивается даже при использовании схемы с одним включением ЯРД, доставка ВПК и пилотируемого корабля – при двух включениях.

При определении параметров реальной траектории следует также учитывать радиационное воздействие на ПН при прохождении радиационных поясов Земли и технические сложности при обеспечении ресурса ЯРД с большим числом включений.

Учёт этих факторов выходит за рамки данной работы и может быть осуществлён при проектировании реального изделия. Поэтому при решении краевых задач выхода на ОИСЛ будем рассматривать схему с двумя включениями.

Решение краевых задач.

Перелёт на полярную ОИСЛ с произвольным положением линии узлов.

С целью снижения радиационного воздействия на ПН при прохождении радиационных поясов Земли, а также количества включений ЯРД выбрана схема перехода на отлётную траекторию с двумя АУТ. Краевые задачи решаются методом Ньютона.

I. Задача пролёта на заданном расстоянии от Луны с заданным наклоном селеноцентрической траектории (расстояние равно 100 км, наклонение равно 90^0)

Для первого полёта буксира краевая задача решается с помощью вариации даты старта на низкую опорную орбиту и продолжительности пассивного участка траектории после стыковки. При обеспечении пролёта периселения в заданный момент времени варьируется также значение импульса скорости, обеспечивающего переход на отлётную траекторию.

Чтобы обеспечить сходимость краевой задачи, при её решении последовательно используются 3 набора выходных параметров:

1. Склонение и прямое восхождение. Задача решается до тех пор, пока разности угловых координат Луны и КА не окажутся в пределах 0.1^0 .

2. Компоненты проекции вектора прицельной дальности на картинную плоскость и время прохождения периселения. Так как орбита назначения – полярная, то компонента проекции вектора прицельной дальности на ось, сонаправленную с осью У селеноцентрической экваториальной СК примем равной 5000 км. Другую компоненту примем равной нулю. Точность решения краевой задачи составляет 0.1 км.

3. Наклонение и высота в селеноцентрической экваториальной СК, время прохождения периселения. Точность по наклонению 0.001^0 , по высоте - 0.1 км, по времени – 0.1 с.

При значении первого импульса 1500 м/с период обращения по промежуточной орбите составляет 3 часа 51 минуту. При решении задачи хранения рабочего тела такое изменение времени полёта можно считать несущественным (необходимое время хранения водорода составляет 12 суток).

Масса буксира при отделении принята равной 9660 кг с учётом неиспользуемых запасов топлива. Затраты рабочего тела получены в результате аналитического расчёта по

формуле Циолковского. Затраты характеристической скорости приняты равными 0.885 км/с для перехода с ОИСЛ на отлётную траекторию и 3 км/с для выхода на РБО.

В качестве начального времени для рассмотрения данной задачи выбрано 01.01.2020 00:00:00.00 UTCG. Время перелёта в первом приближении выбрано равным 5 суткам. Оно меняется в процессе решения краевой задачи, поэтому зададимся датой и временем прилёта в перицентр селеноцентрической траектории, обеспечивающими время перелёта, близкое к 5 суткам. Таким временем будет 05.01.2020 09:00:00.00 UTCG.

II. Задача определения параметров АУТ, обеспечивающего переход на ОИСЛ высотой 100 км.

В качестве управляющих параметров для решения данной задачи выбрано значение импульса скорости и высота начала АУТ. В качестве выходного параметра выбран эксцентриситет. Для этих параметров точность решения краевой задачи по высоте периселения ОИСЛ составила 8 км. Чтобы обеспечить более высокую точность при условии минимизации затрат характеристической скорости необходимо менять высоту периселения в задаче [I]. Для обеспечения выхода на ОИСЛ высотой 100 км она составляет 107.377 км. При этом высота периселения ОИСЛ составляет 99.98786 км, высота апоселения - 100.00781. Высоты рассчитаны на момент отключения ДУ. Дальнейшее увеличение точности нецелесообразно, так как существование ОИСЛ с меньшим эксцентриситетом невозможно в связи с нецентральной гравитационного поля Луны.

Результаты расчётов приведены в табл. 7. На рис. 2 и 3 представлены проекции траектории на плоскости РБО и ОИСЛ.

Таблица 7

Параметры манёвров, определённые в результате решения краевых задач для массы на НОО 75 т

Манёвр		Двигатель	Начальная масса, кг	Конечная масса, кг	ΔV , км/с	Гравитационные потери	
						$\Delta V_{гр}$, км/с	$\Delta M_{гр}$, кг
Гомановский перелёт с НОО на РБО	1й импульс	РД0146	75000.00	72317.69	0.165361	0.00126	5.51147
	2й импульс	РД0146	72317.69	69806.57	0.160464	0.00017	0.74366
Стыковка блока ПН с буксиром		Стыковочные двигатели	69806.57	75806.57	-	-	-

		и буксира					
Переход на отлётную траектори ю	1й импульс	ЯРД	75806.57	64077.92	1.500000	0.13392	812.903
	2й импульс	ЯРД	64077.92	53353.80	1.634775		
Торможение у Луны. Переход на круговую ОИСЛ Н=100 км		ЯРД	53353.80	48282.35	0.891327	0.00709	27.34736
Отделение буксира		-	48282.35	38622.35	-	-	-
Отделение водородного бака		-	38622.35	32737.84	-	-	-

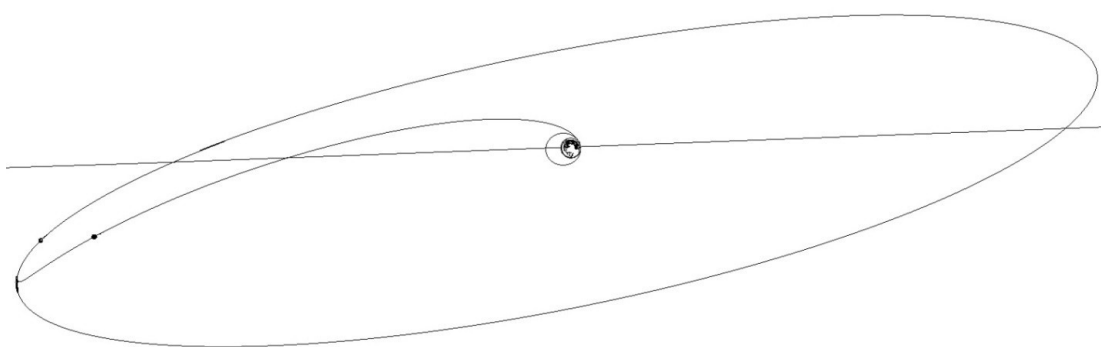


Рис. 2. Траектория перелёта от Земли к Луне (в проекции на плоскость РБО)

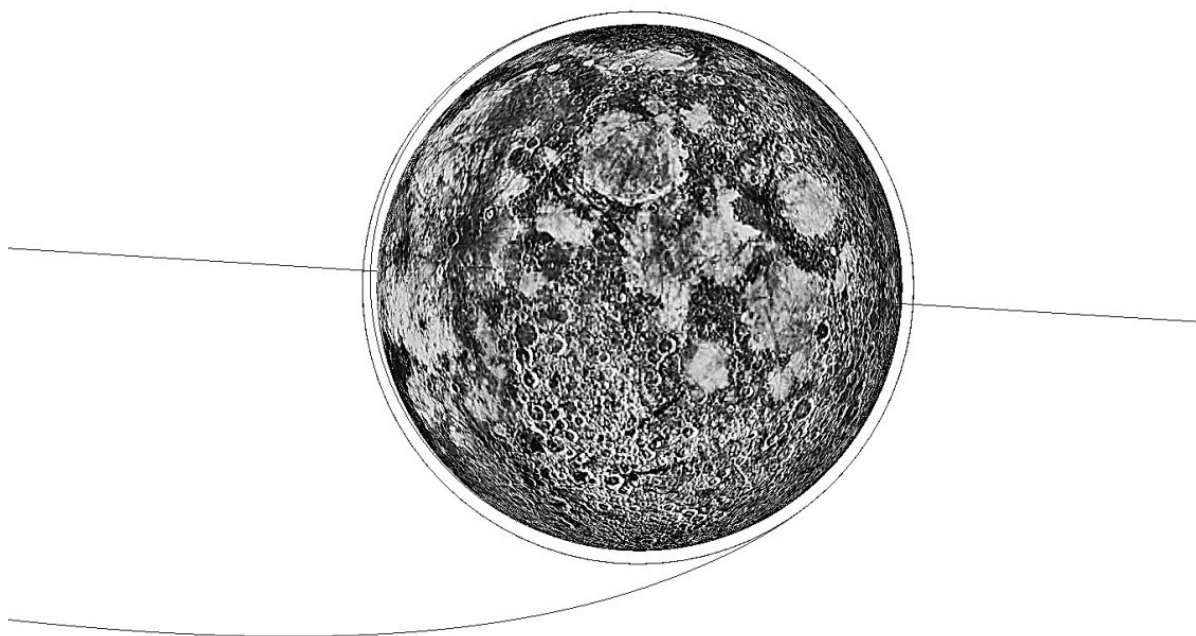


Рис. 3. Селеноцентрическая траектория вблизи Луны (в проекции на плоскость ОИСЛ)

Возвращение на РБО.

Главным требованием к траекториям возвращения для многоразовой транспортной системы является минимизация затрат рабочего тела. Для выполнения этого требования введём следующее ограничение на направление импульса скорости: он должен быть направлен вдоль вектора селеноцентрической скорости буксира и соответствовать оптимальной коррекции высоты апоселения. Так как при возвращении буксир обладает достаточно высокой тяговооружённостью, гравитационные потери весьма малы. Поэтому для разгона и торможения делается по одному включению ДУ. В качестве управляющих параметров при решении краевой задачи выберем дату старта с ОИСЛ и значение импульса скорости, в качестве выходных параметров – наклонение и высоту геоцентрической орбиты. Для обеспечения сходимости алгоритма краевая задача сначала решается без учёта наклонения. Полученные результаты были используются в качестве начального приближения для решения задачи выхода на ОИСЗ с заданным наклонением (51.7^0). Далее решается задача определения параметров АУТ при переходе на РБО. В качестве управляющих параметров выбраны значение импульса скорости и высота начала АУТ. В качестве выходного параметра выбран эксцентриситет.

1. Возвращение после трёх витков на ОИСЛ.

В процессе решения краевой задачи было найдено два решения, при которых время ожидания на ОИСЛ близко к минимальному. При этом одно решение соответствует перелёту в ту орбитальную плоскость, из которой осуществлялся старт к Луне ($\Omega = 227.181^0$), другое – изменению положения линии узлов на 196.422^0 ($\Omega=30.760^0$). Результаты расчётов приведены в табл. 8 и 9. На рис. 4-7 представлены проекции траектории на плоскости орбиты Луны и плоскость, нормальную ей и проходящую через центры масс Земли и Луны.

Таблица 8

Параметры манёвров при переходе на орбиту с тем же положением линии узлов

Манёвр	Двигатель	Время начала	Время окончания	Начальная масса, кг	Конечная масса, кг	ΔV , км/с	Гравитационные потери $\Delta V_{гр}$, км/с
Отлёт с ОИСЛ	ЯРД	5 Jan 2020 16:20:28.71	5 Jan 2020 16:22:28.75	9660	8744.308	0.8878 29	0.00225
Переход на РБО	ЯРД	12 Jan 2020 22:04:26.35	12 Jan 2020 22:09:54.58	8744.308	6243.222	3.0065 72	0.02478

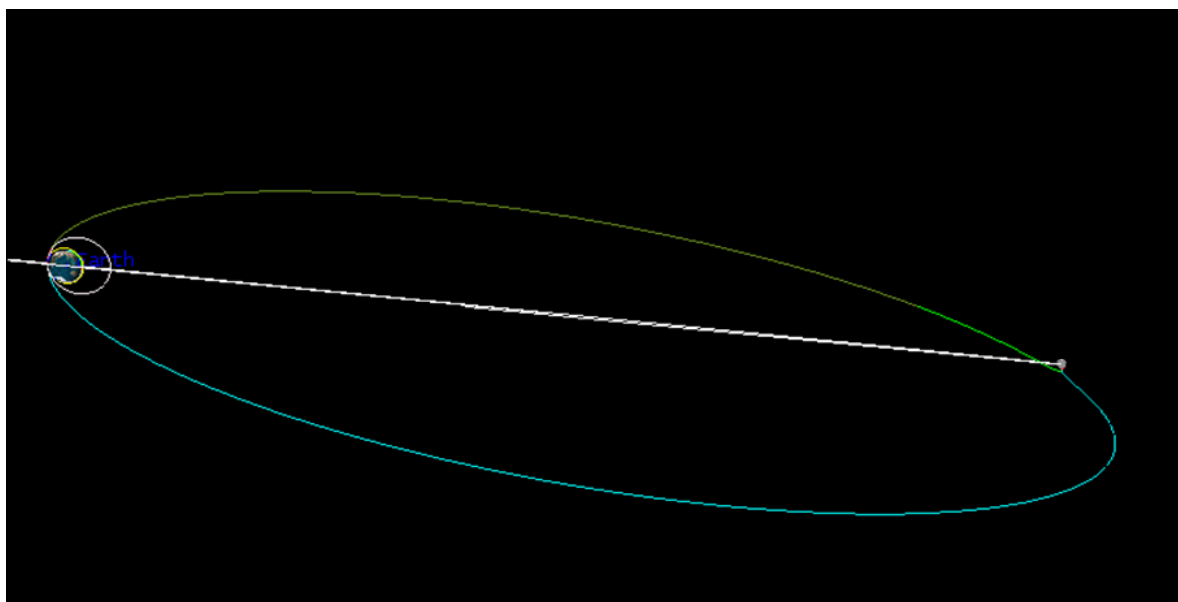


Рис. 4. Геоцентрические траектории КА при перелёте с РБО на ОИСЛ () и при возвращении на РБО() (в проекции на плоскость, нормальную орбите Луны)

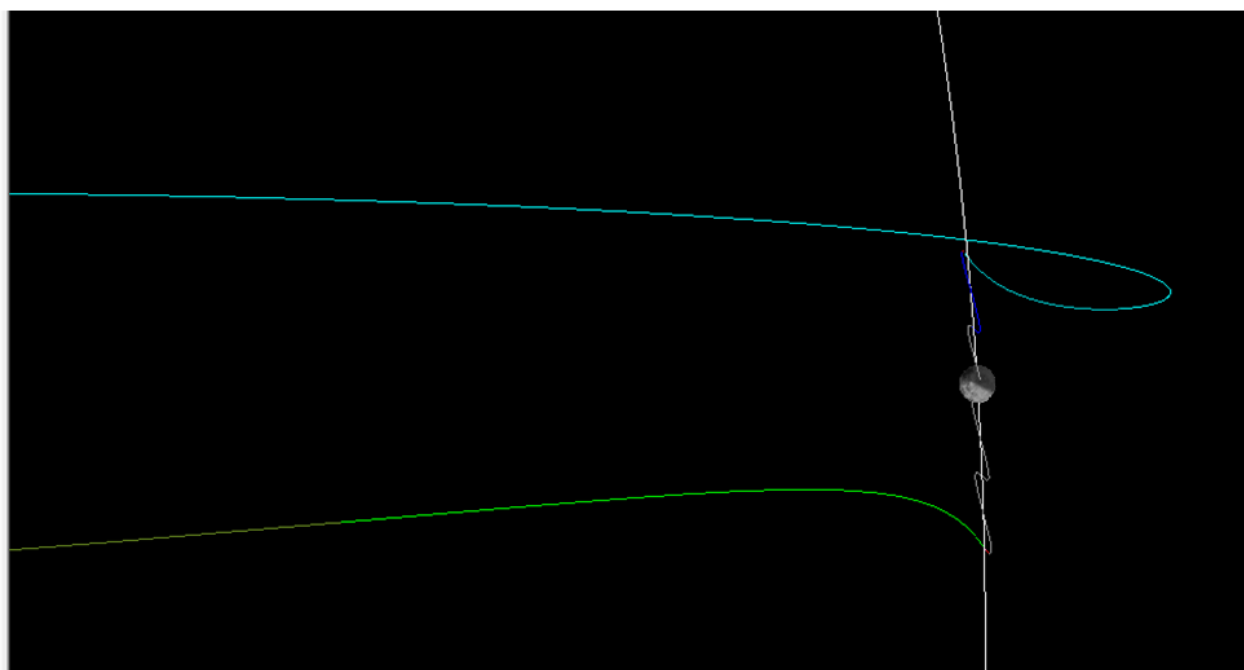


Рис. 5. Геоцентрические траектории КА при перелёте с РБО на ОИСЛ () и при возвращении на РБО() (в проекции на плоскость орбиты Луны)

Параметры манёвров при переходе на орбиту с изменённым положением линии узлов

Манёвр	Двигатель	Время начала	Время окончания	Начальная масса, кг	Конечная масса, кг	ΔV , км/с	Гравитационные потери $\Delta V_{гр}$, км/с
Отлёт с ОИСЛ	ЯРД	5 Jan 2020 16:24:21.37	5 Jan 2020 16:26:15.07	9660	8792.5 7464	0.838 70509	0.00213
Переход на РБО	ЯРД	12 Jan 2020 10:07:36.09	12 Jan 2020 10:13:06.14	8792.5 7464	6277.6 8331	3.006 5712	0.02478

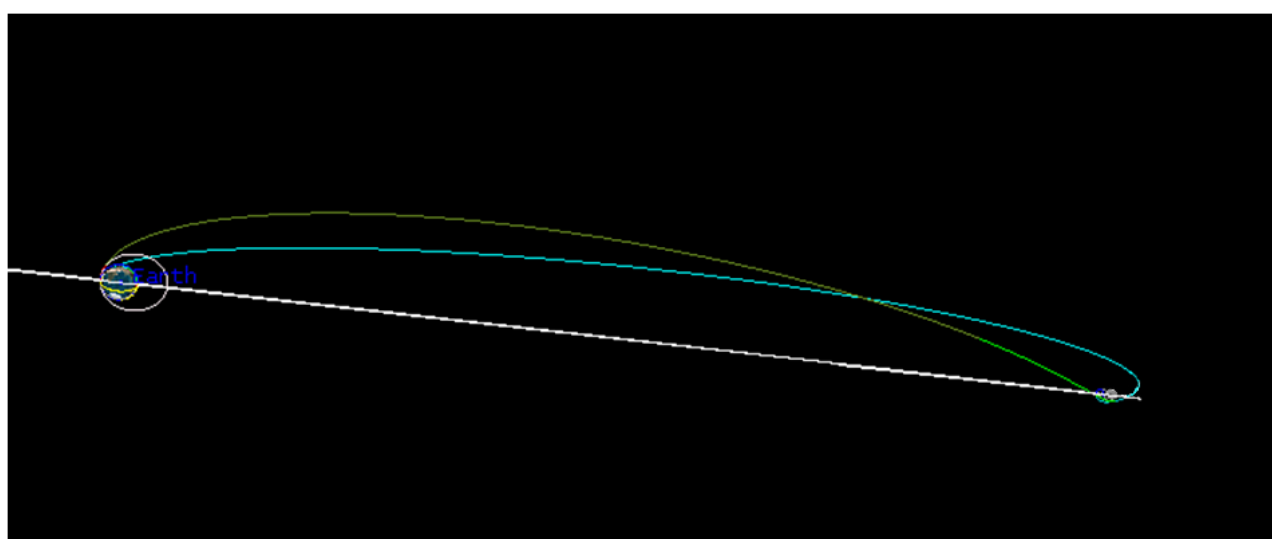


Рис. 6. Геоцентрические траектории КА при перелёте с РБО на ОИСЛ () и при возвращении на РБО() (в проекции на плоскость, нормальную орбите Луны)

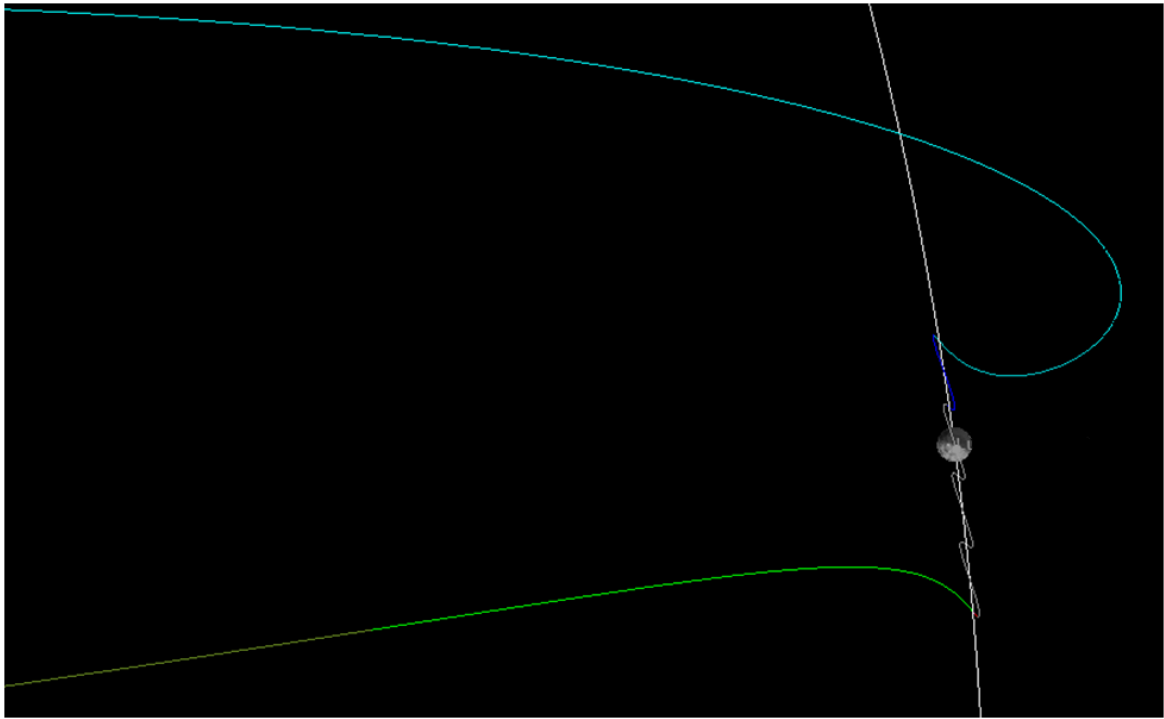


Рис. 7. Геоцентрические траектории КА при перелёте с РБО на ОИСЛ () и при возвращении на РБО() (в проекции на плоскость орбиты Луны)

Как видно из табл. 8 и 9, а также из рис. 4 – 7, полученный тип траекторий возвращения предполагает наличие геоцентрического участка траектории, на котором расстояние от КА до Земли растёт, что приводит к весьма большому времени перелёта (примерно 7 суток), причём траектория возвращения в начальную орбитальную плоскость предполагает большее (примерно на 12 часов) время перелёта. Это может привести к снижению массовой эффективности системы в связи с выкипанием части водорода. Чтобы снизить время перелёта, выберем траекторию с изменением положения линии узлов геоцентрической орбиты. Время перелёта также можно снизить, если использовать боковой манёвр, либо трёхимпульсную схему перехода на траекторию возвращения с коррекцией положения селеноцентрической линии узлов, однако это приведёт к увеличению затрат характеристической скорости и количества включений ЯРД. Нецелесообразность такого подхода подтверждена расчётом массы выкипевшего водорода, приведённым выше (1.34721 кг/ч).

II. Определение зависимости времени перелёта от времени ожидания на ОИСЛ.

В процессе движения Луны по своей орбите положение плоскости ОИСЛ относительно радиус-вектора центра масс Земли в ИСК, связанной с Луной, меняется. Это приводит к изменению отлётных траекторий и времени перелёта. Чтобы оценить влияние времени ожидания на ОИСЛ на время перелёта и суммарное время до возвращения на РБО, рассмотрим краевую задачу возвращения для различного времени ожидания. Шаг изменения времени ожидания на ОИСЛ выберем равным одним суткам. Из табл. 10 и рис. 8-10 видно, что минимум времени до возвращения на РБО и затрат характеристической скорости достигается при ожидании на ОИСЛ в течение двух суток. Затраты рабочего тела с учётом испарения в этом случае также минимальны. Далее при увеличении времени ожидания время перелёта продолжает уменьшаться, однако за счёт этого ожидания суммарное время до возвращения растёт. Затраты характеристической скорости также растут, и когда время ожидания достигает 6 суток, геоцентрическая траектория становится гиперболической.

Таблица 10

Параметры манёвров при переходе на орбиту с изменённым положением линии узлов

Время ожидания, сут	Манёвр	Время начала	Время окончания	Время перелёта	Начальная масса, кг	Конечная масса, кг	ΔV , км/с
0	Отлёт с ОИСЛ	5 Jan 2020 16:24:21.37	5 Jan 2020 16:26:15.07	6:17:41:21	9660	8792.574	0.83870509
	Переход на РБО	12 Jan 2020 10:07:36.09	12 Jan 2020 10:13:06.14		8792.574	6277.683	3.0065712
1	Отлёт с ОИСЛ	6 Jan 2020 10:08:44.66	6 Jan 2020 10:10:46.55	5:15:36:30	9660	8804.627	0.826480
	Переход на РБО	12 Jan 2020 01:47:16.32	12 Jan 2020 01:52:46.41		8804.627	6289.338	3.002244
2	Отлёт с ОИСЛ	7 Jan 2020 09:40:23.94	7 Jan 2020 09:42:15.64	4:15:03:43	9660	8807.816	0.823249
	Переход на РБО	12 Jan 2020 00:45:58.80	12 Jan 2020 00:51:29.42		8807.816	6288.565	2.999902
3	Отлёт с ОИСЛ	8 Jan 2020 09:10:52.12	8 Jan 2020 09:12:48.77	3:21:41:16	9660	8770.144	0.861501
	Переход на РБО	12 Jan 2020 06:54:04.98	12 Jan 2020 06:59:34.19		8770.144	6261.668	3.001136

4	Отлёт с ОИСЛ	9 Jan 2020 10:45:01.33	9 Jan 2020 10:47:02.02	3:04:15 :27	9660	8739.382	0.89285 7
	Переход на РБО	12 Jan 2020 15:31:34.38	12 Jan 2020 15:37:02.43		8739.382	6245.264	3.00950 5
5	Отлёт с ОИСЛ	10 Jan 2020 10:27:04.12	10 Jan 2020 10:29:16.27	2:13:41 :59	9660	8652.049	0.98248 4
	Переход на РБО	13 Jan 2020 00:11:15.80	13 Jan 2020 00:16:40.57		8652.049	6159.993	3.03168 4
6	Отлёт с ОИСЛ	11 Jan 2020 10:04:58.68	11 Jan 2020 10:07:43.00	1:22:57 :50	9660	8406.943	1.23894 6
	Переход на РБО	13 Jan 2020 09:05:33.41	13 Jan 2020 09:10:48.98		8406.943	5942.429	3.09610 9

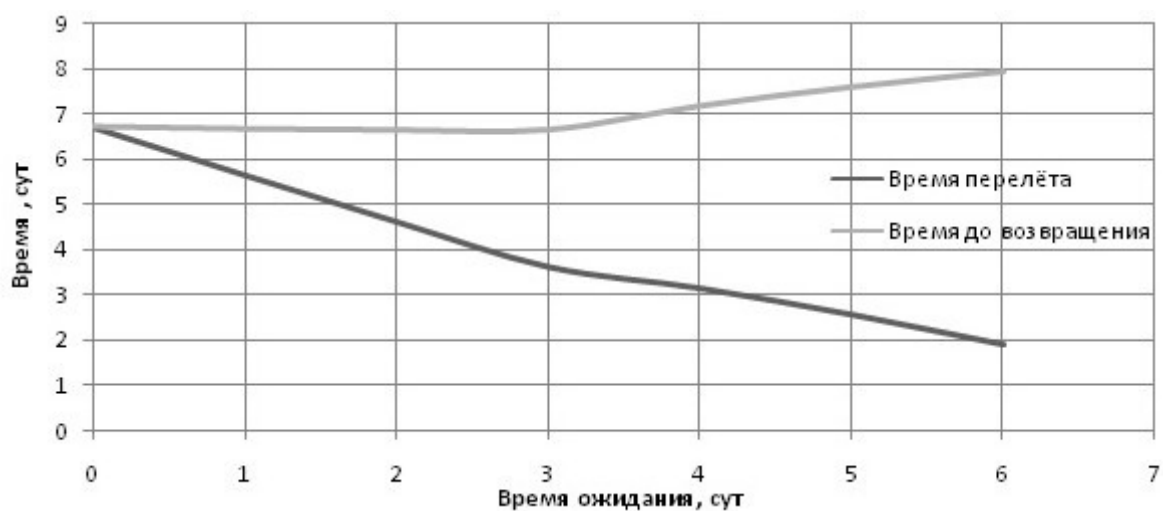


Рис. 8. Зависимость времени перелёта и суммарного времени до возвращения на РБО от времени ожидания на ОИСЛ

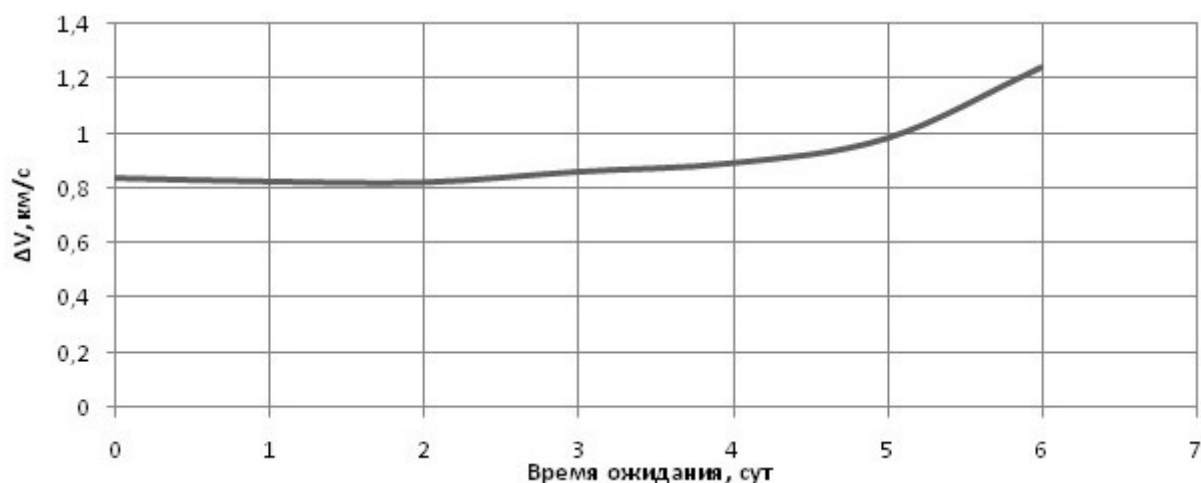


Рис. 9. Зависимость затрат характеристической скорости на отлёт от времени ожидания на ОИСЛ

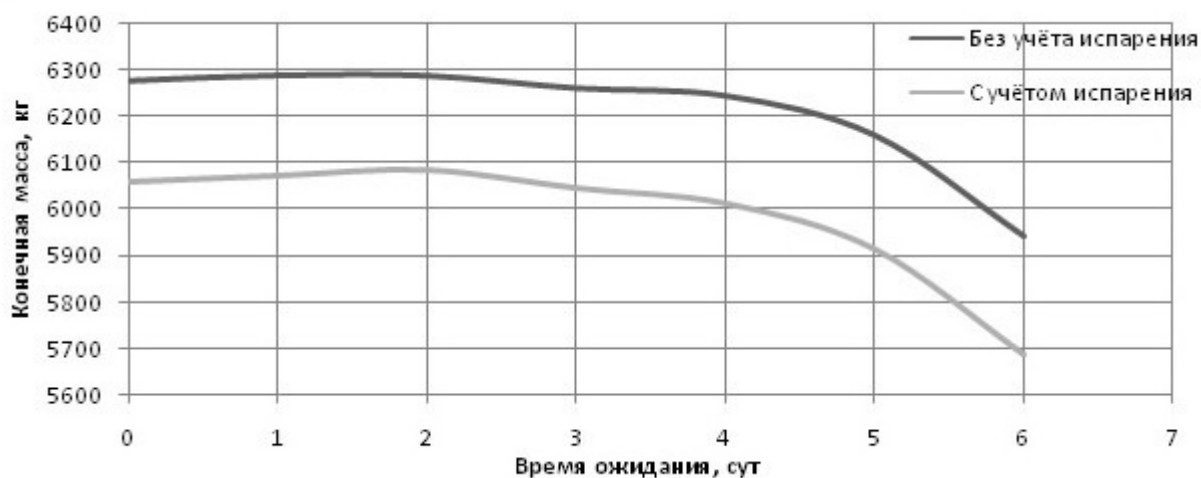


Рис. 10. Зависимость конечной массы буксира на РБО от времени ожидания на ОИСЛ

Заключение.

При рассмотрении схем перехода на отлётную траекторию было установлено, что установка второго модуля ЯРД для снижения гравитационных потерь не оправдана по массовым и экономическим соображениям. При увеличении количества активных участков до четырёх снижение гравитационных потерь превосходит затраты водорода на расхолаживание реактора и выкипание во время пассивного полёта, однако такой подход требует дополнительного анализа радиационного воздействия на ПН при прохождении радиационных поясов Земли. Доставка взлётно-посадочного комплекса (ВПК) при массе на НОО 75 тонн обеспечивается, даже если переход на отлётную траекторию осуществляется одним включением ЯРД. Выбранная схема доставки ВПК на ОИСЛ вместе с пилотируемым кораблём может потребовать двух включений при недостаточной эффективности водородного бака. Впрочем, такая схема не требует длительного нахождения ВПК на ОИСЛ перед стыковкой с пилотируемым кораблём и, следовательно, позволяет использовать кислородно-водородный ВПК, масса которого будет значительно меньше.

Полученные траектории возвращения предполагают достаточно большое время перелёта (около 7 суток), однако масса рабочего тела, которое выкипит за двое суток существенно меньше затрат на сокращение времени перелёта с помощью коррекции линии узлов селеноцентрической траектории. Время, которое пройдёт с момента выхода

системы на ОИСЛ до возвращения буксира на РБО можно несколько сократить за счёт ожидания на ОИСЛ. При этом оптимальное время ожидания равно двум суткам.

Список литературы

1. Егоров В.А. Пространственная задача достижения Луны. М., 1965 г., 224 стр. с илл. Редактор Ю. Г. Гуревич
2. Каганер М.Г. Тепломассообмен в низкотемпературных теплоизоляционных конструкциях, М.: Энергия, 1979 – 256 с., ил.
3. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета Учеб.пособие, М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990.—• 448 с— ISBN 5-02-014090-2.
4. Хайрер Э., Нёрсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи. Пер. с англ. — М.: Мир, 1990. —512 с,
5. ил. ISBN 5-03-00И79-Х
6. Хохулин В.С., Чумаков В.А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. М.: Изд-во МАИ , 2000. -72 с., ил.
7. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы/ Под научной редакцией В.П. Легостаева и В. А. Лопоты. – М.: РКК «Энергия».2011.-стр. 584
8. Ядерные ракетные двигатели / Ю.Г. Демьяненко [и др.] ООО «Норма-Информ». 2001 г. - 416 с. ISBN 5-901498-05-4
9. Экранно-вакуумная теплоизоляция криогенной ёмкости ракетного космического разгонного блока и способ её изготовления: Патент на изобретение №2384492 / Туманин Е. Н. ,Рожков М. В.
10. В.Д. Колганов, В.Н. Акимов и др. Схемно-компоновочные решения ядерного лунного буксира и сценарии его использования // Доклад на пятой международной конференции «Ядерная энергетика в космосе», г. Подольск Моск. Обл, 23-25 марта 1999.