

**ПРОЕКТ МИССИИ
«САЛАЦИЯ»
ИТОГОВЫЙ ОТЧЁТ КОМАНДЫ 3**

Капитан команды Барышников Р. Е.

Капитан команды Перепухов Д. Г.

Куратор команды Охитина А.С.

Москва, 2021



Аннотация

Основной целью описанной в данном отчете миссии является исследование одной из самых малоизученных планет Солнечной системы – Нептуна. Для выполнения этой задачи к Нептуну отправится космический аппарат «Салация» (согласно древнеримской мифологии Салация была супругой Нептуна и матерью Тритона). В виду большой удаленности системы Нептуна и связанной с этим сложностью перелета, перед командой, проектирующей «Салацию» стояли сложные комплексные задачи. Итоговым вариантом миссии был принят план полета до Нептуна продолжительностью 20 лет с совершением по пути «Салацией» пассивного гравитационного манёвра у Юпитера. По прибытии к цели «Салация» будет заниматься картографированием Нептуна, спектрометрией его атмосферы, измерением его гравитационного и магнитного полей, изучением потоков частиц и плазмы в пространстве около Нептуна. Также «Салация» совершит несколько витков вокруг Тритона, картографируя его поверхность и проводя различные научные измерения. Через два с небольшим года от входа в систему Нептуна «Салация» начнёт сход с орбиты и спустя несколько лет сгорит в атмосфере.



Состав команды

Барышников Ростислав Евгеньевич (капитан)	ФАКТ, 5-й курс
Перепухов Денис Глебович (капитан)	ФПМИ, 5-й курс
Базов Сергей Михайлович	ФПМИ, 5-й курс
Виноградова Марина Максимовна	ФАКТ, 3-й курс
Масленников Никита Сергеевич	ФАКТ, 3-й курс
Рубаненко Валерий Викторович	ФПМИ, 3-й курс
Рязанов Данила Сергеевич	ФАКТ, 2-й курс
Широков Никита Михайлович	ФАКТ, 5-й курс
Шутов Роман Валентинович	ФАКТ, 4-й курс
Илья Начевский Валентинович	МГУ-ФКИ, 5-й курс

Куратор команды
МФТИ

Охитина Анна Сергеевна, аспирант



Общее описание миссии

Дата старта	27.03.2032
Дата входа в систему Нептуна	27.03.2052
Дата завершения миссии	01.11.2054
Ракета-носитель	SLS
Разгонный блок/верхняя ступень (при наличии)	Block 1 (DCSS)
Полная начальная масса КА, кг	5000
Сухая масса КА, кг	899
в том числе масса полезной нагрузки, кг	120
Количество этапов тура	3
Общий объём переданных научных данных, Гбит	>1231
Накопленная доза ионизирующего излучения, Крад	<25

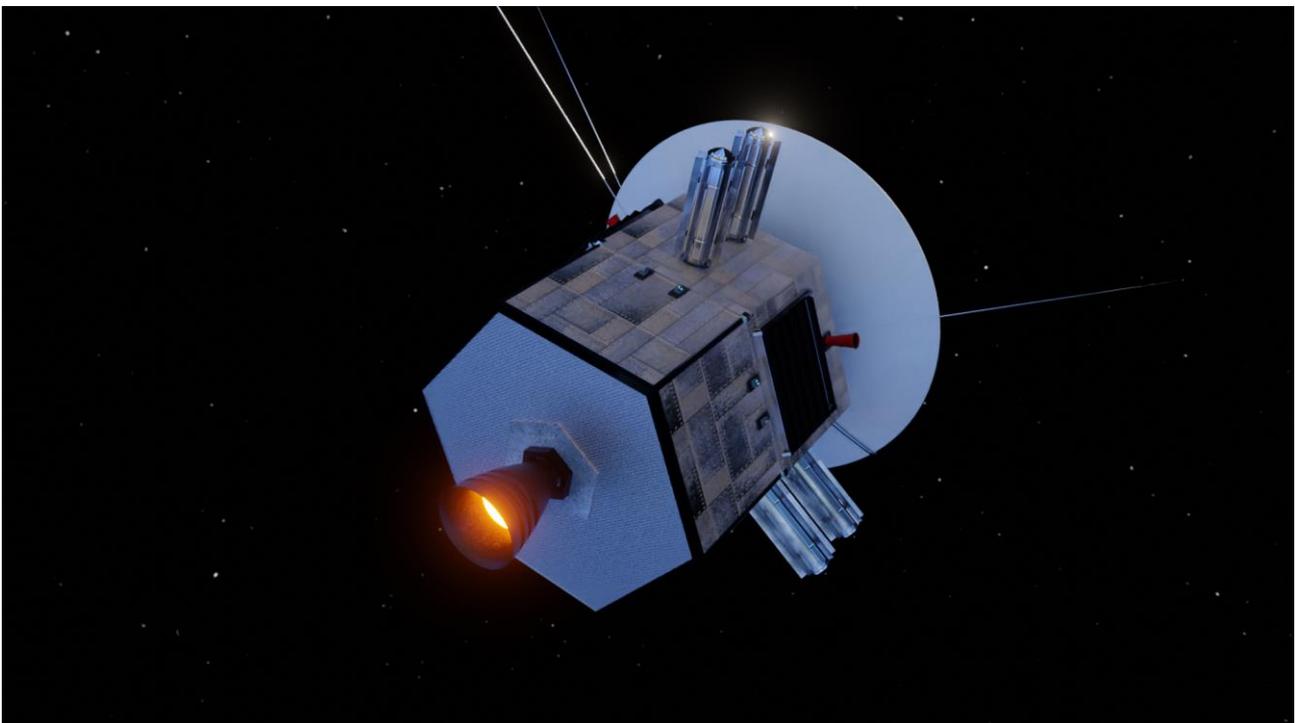
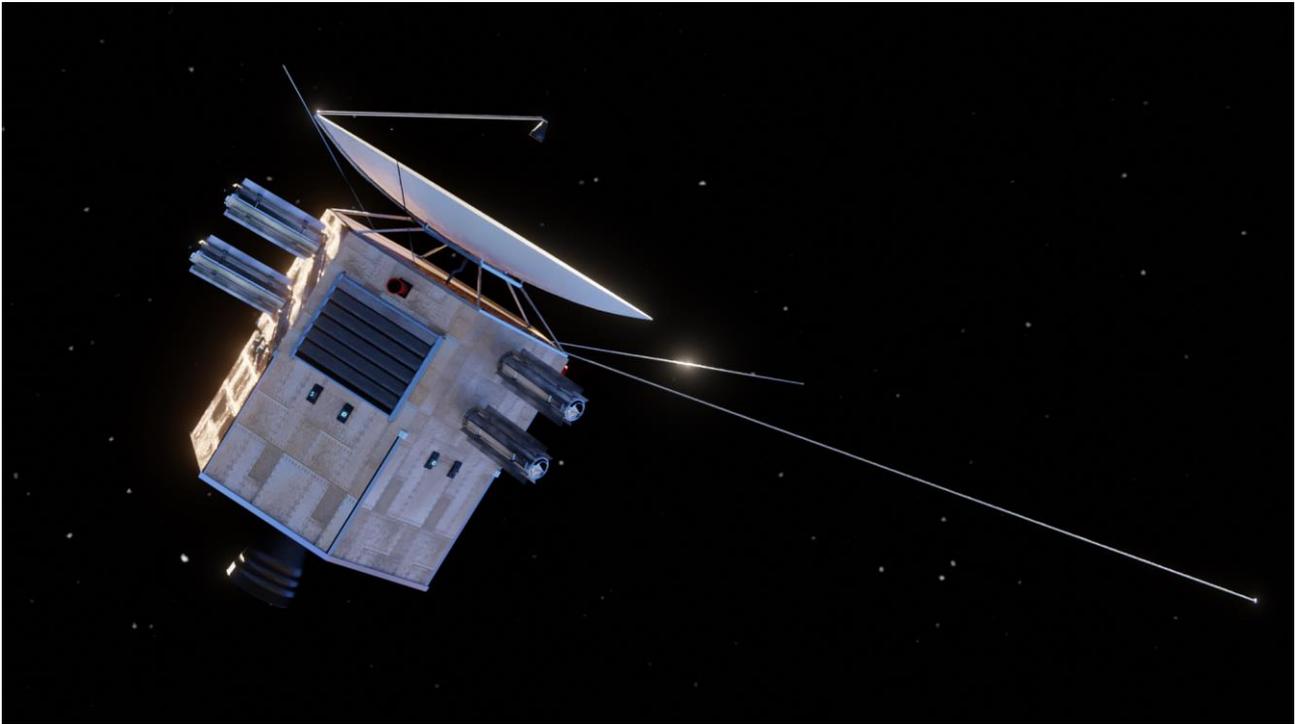
Исследованные небесные тела:

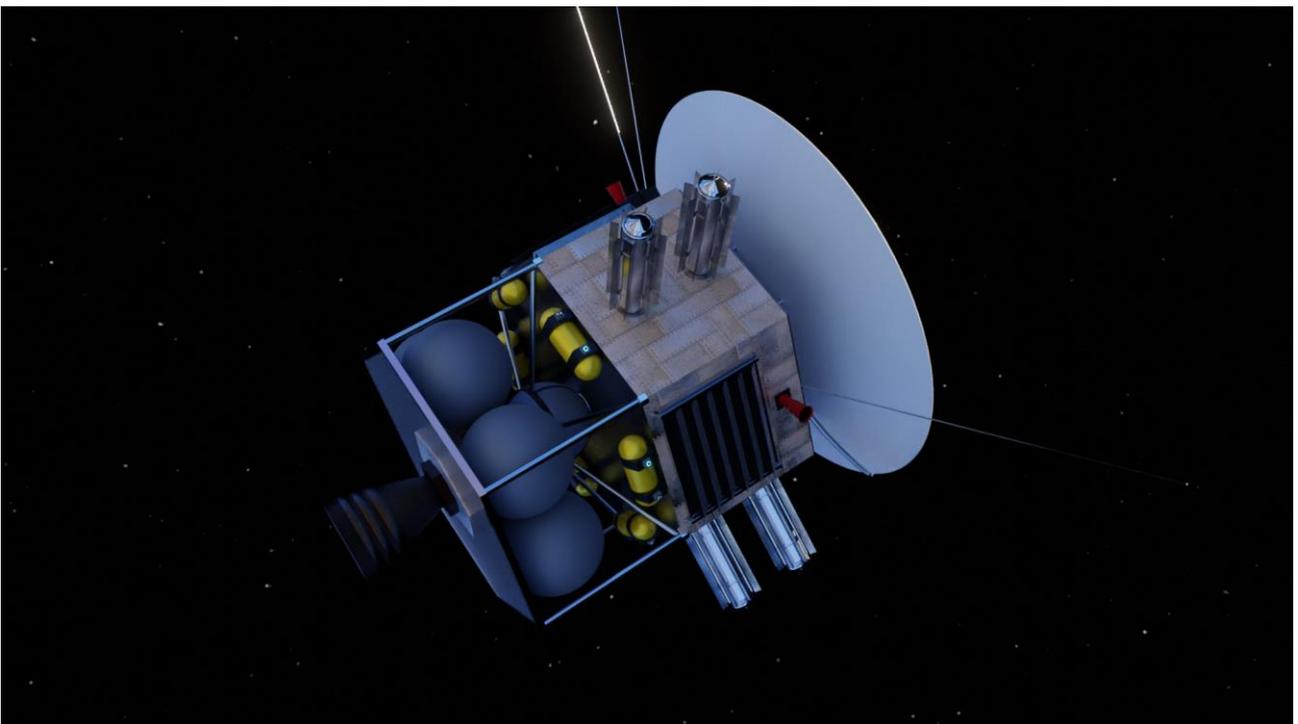
<input checked="" type="checkbox"/>	Нептун	картографировано	92%
		пролётов через магнитопаузу	1
		пролётов через хвост магнитосферы	0
<input type="checkbox"/>	Кольца	картографировано кольца Адамса	_____ %
		картографировано кольца Леверье	_____ %
<input checked="" type="checkbox"/>	Тритон	картографировано	92%
		в т.ч. картографировано впервые	_____ %
<input type="checkbox"/>	Другие луны	картографировано	_____ %
		картографировано	_____ %
<input checked="" type="checkbox"/>	Планета	_____ <u>Юпитер</u> _____	

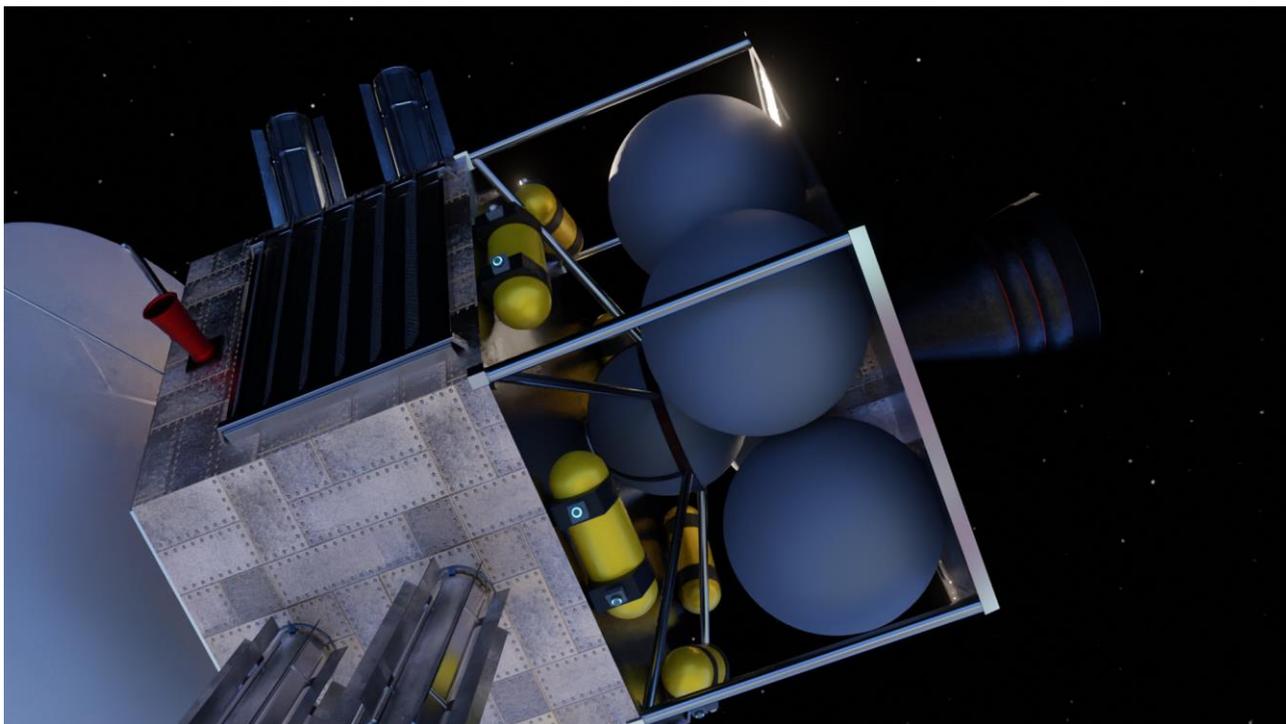
(укажите через запятую другие планеты, у которых запланированы научные эксперименты)



Облик космического аппарата



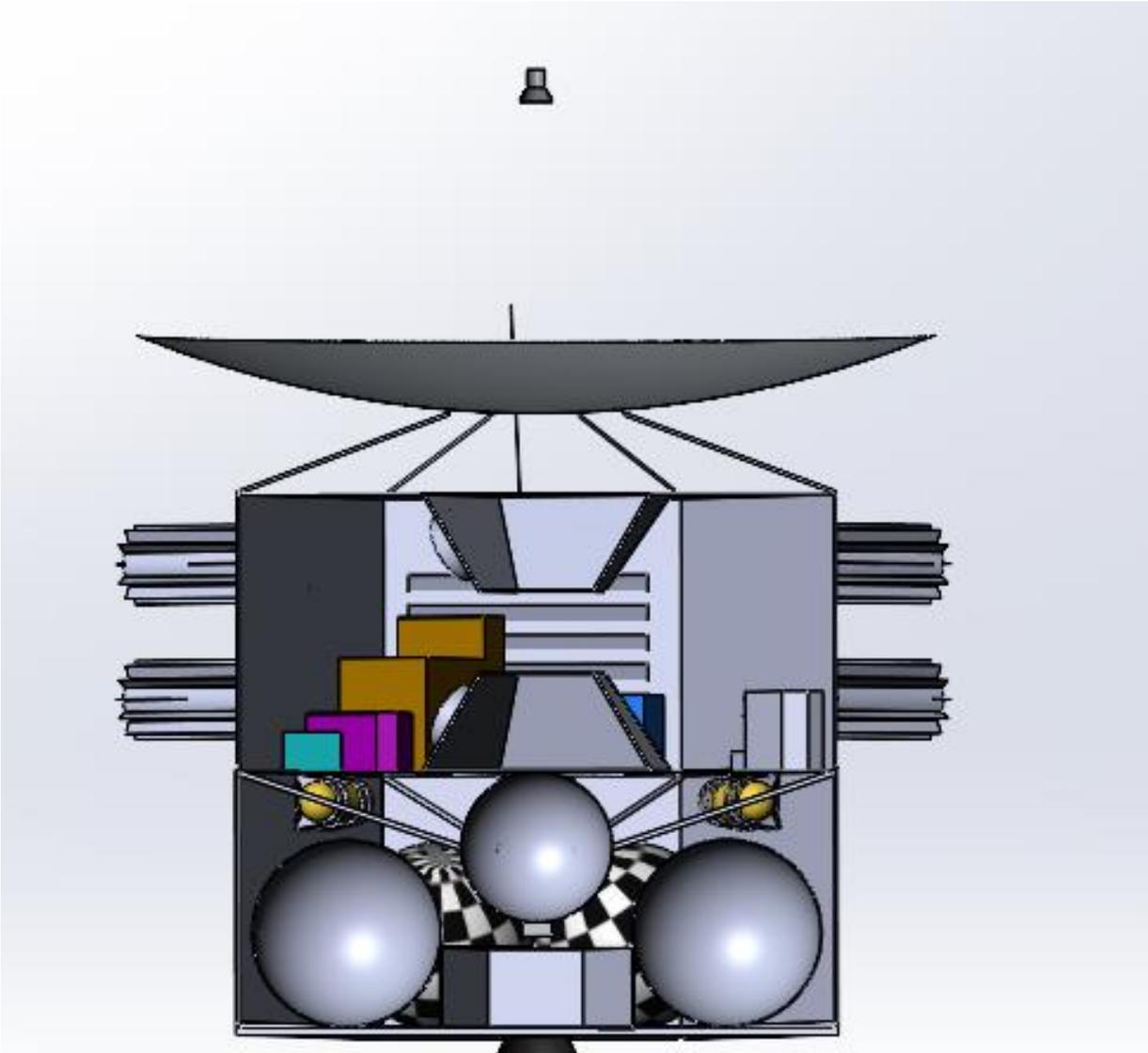


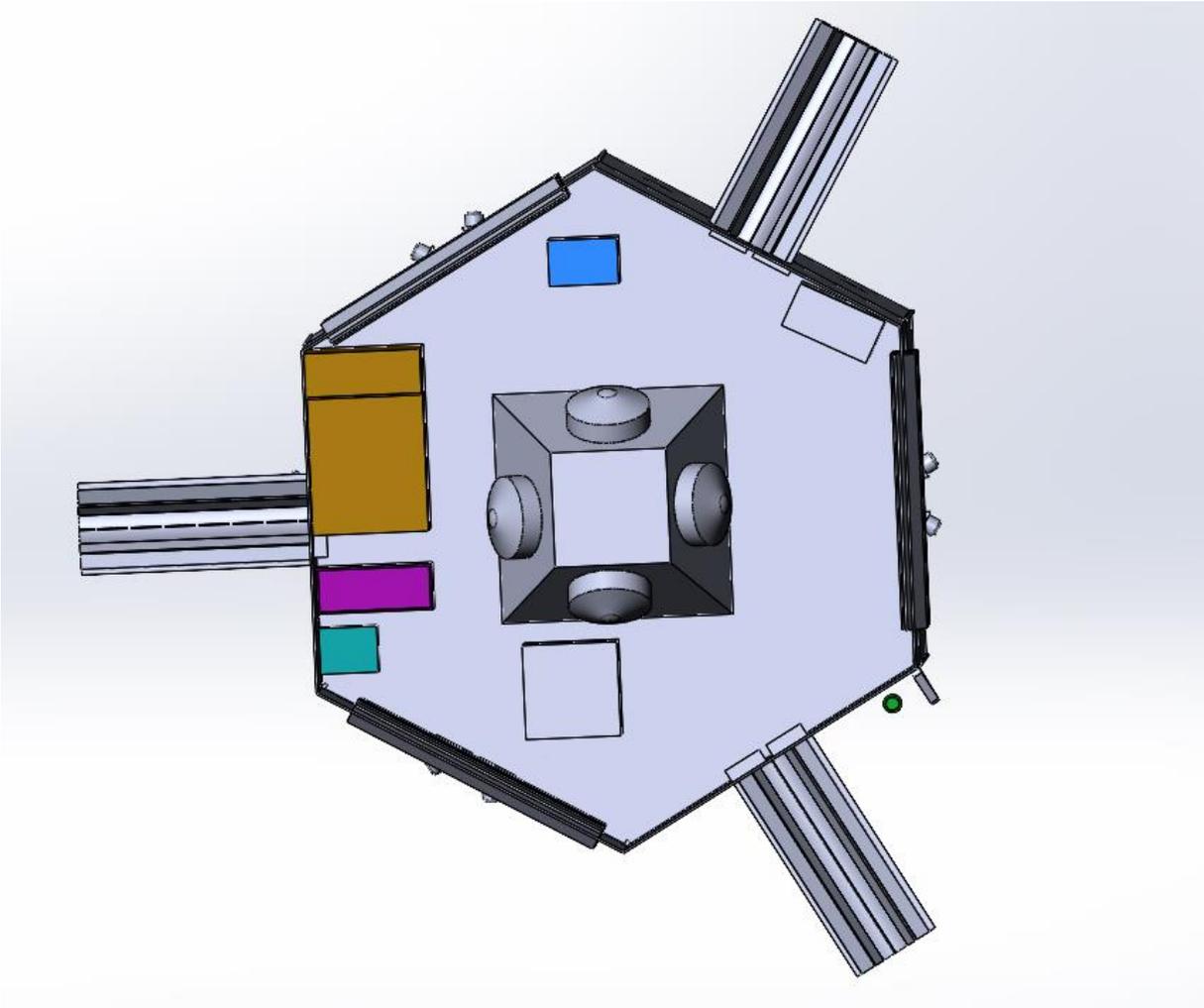


Масса аппарата, кг	920
Габариты аппарата, в метрах	4.6m x 4.6m x 5.89m
	Антенна D = 4 м
Главные моменты инерции, в кг*м ²	53044 x 12208 x 53331

Космический аппарат двухступенчатый. Химический двигатель вместе с баками формирует разгонный блок (РБ), целью которого является сброс скорости для входа в систему Нептуна. Далее РБ отделяется (используются пиропатроны) после отработки всего топлива на момент схода в грависферу Нептуна. На оставшийся участок полета (спуск аппарата на Нептун) основным ДУ является электроракетный двигатель.

Строение КА







Для запуска КА на Нептун предлагается использовать ракету-носитель SLS Block 1, с размерами цилиндра под обтекателем 5 м * 19,1 м, что удовлетворяет габаритным требованиям нашего КА.

work on the ICPS is in progress at ULA facilities under an undefinitized contract action (UCA), with procurement expected to be complete in the next few months. A smaller manifest of 6U and 12U CubeSats is expected for Artemis II; proposals can be submitted through November 4, 2019 through NASA's CubeSat Launch Initiative (CSLI) Program [3].

Beyond Artemis II, Northrop Grumman is processing booster segments for a third flight set of

5. SLS Block 1 cargo with 5 m fairing

In addition to the Block 1 crew vehicles designated for the first few Artemis flights, the Block 1 configuration with the ICPS upper stage can be fitted with an industry-standard 5 m-diameter fairing. Industry-standard payload interfaces and accommodations in the Block 1 cargo vehicle can streamline payload development processes. The Block 1

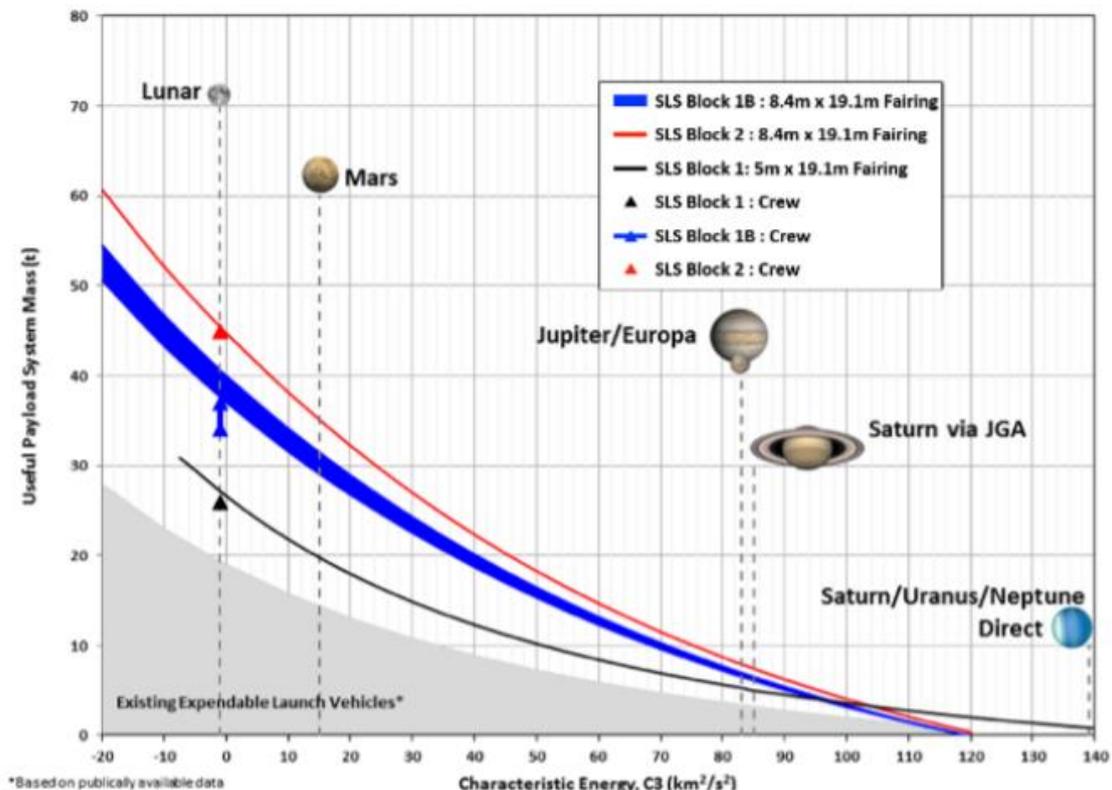
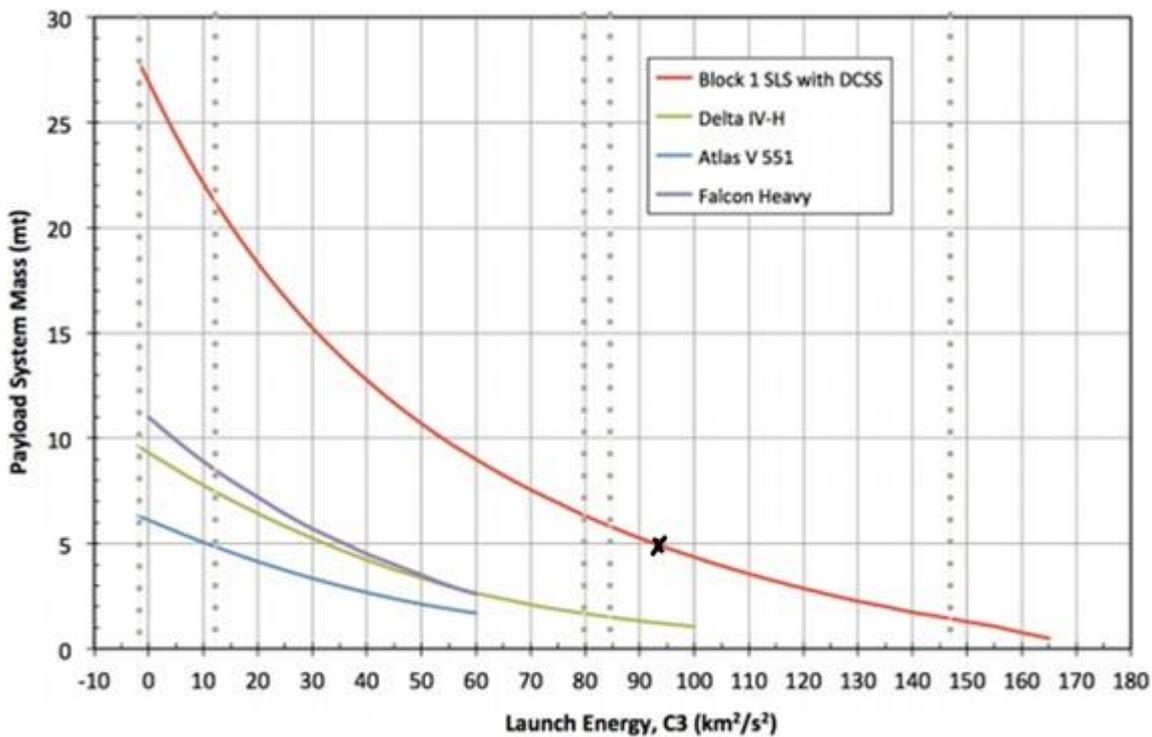


Figure 8. SLS can deliver a range of useful payload mass to deep space destinations

Данный график с информацией о размерах под обтекателем взят с: https://www.researchgate.net/publication/338752632_NASA%27s_Space_Launch_System_Payload_Opportunities_for_Lunar_Exploration_Science_Missions



Из графика можно заметить, что для требуемого нашей траекторией гип. избытка при использовании выбранной РН необходимо принять массу аппарата Салация равной 5 тоннам.

Генераторы энергии и теплообмен

Радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ)

6 шт., масса 50 кг, длина 1 м и диаметр 40 см

6х РИТЭГов необходимы для обеспечения необходимой мощности работы ЭРД на подлёте и к Нептуну и туру возле него, т. к. на КА будет установлено 12 двигателей на эффекте Холла, а также будет использован маршевый ЭРД для спуска аппарата в атмосферу Нептуна, что потребует огромного количества мощности.

Баки с топливом НДМГ/АТИН

Количество	3
Масса, кг	50



Температурный диапазон эксплуатации, градусы Цельсия	
НДМГ	-57...+63
АТИН	-11.2 ... +21.1
Материал	Алюминий
Радиус, м	0.7

Бак с ксеноном.

Количество	1
Масса, кг	16
Материал	Титан
Радиус, м	0.35

Радиаторы

Расположены по бокам, имеют суммарную площадь 8.5 м², ограничены люверсами, которые закроются при удалении от Солнца

Нами также была проведена работа по расчету терморегулирования состояния аппарата.

Зная Солнечную постоянную, можем рассчитать температуру тела, находящегося на определённом расстоянии от Солнца по формуле:

$$T = \sqrt[4]{\frac{(\alpha/\epsilon) \times S \times (A_p/A)}{\sigma}}$$

где σ – константа Больцмана, S – мощность солнечного излучения на этом расстоянии, A_p – эффективная излучаемая площадь КА, A – общая площадь КА.

Мощность солнечного излучения в зависимости от расстояния вычисляем по формуле:



$$S = S_0 \frac{R_{sun}^2}{D^2}$$

Тогда график зависимости получаемой КА мощности солнечной энергии от расстояния до Солнца будет выглядеть так:

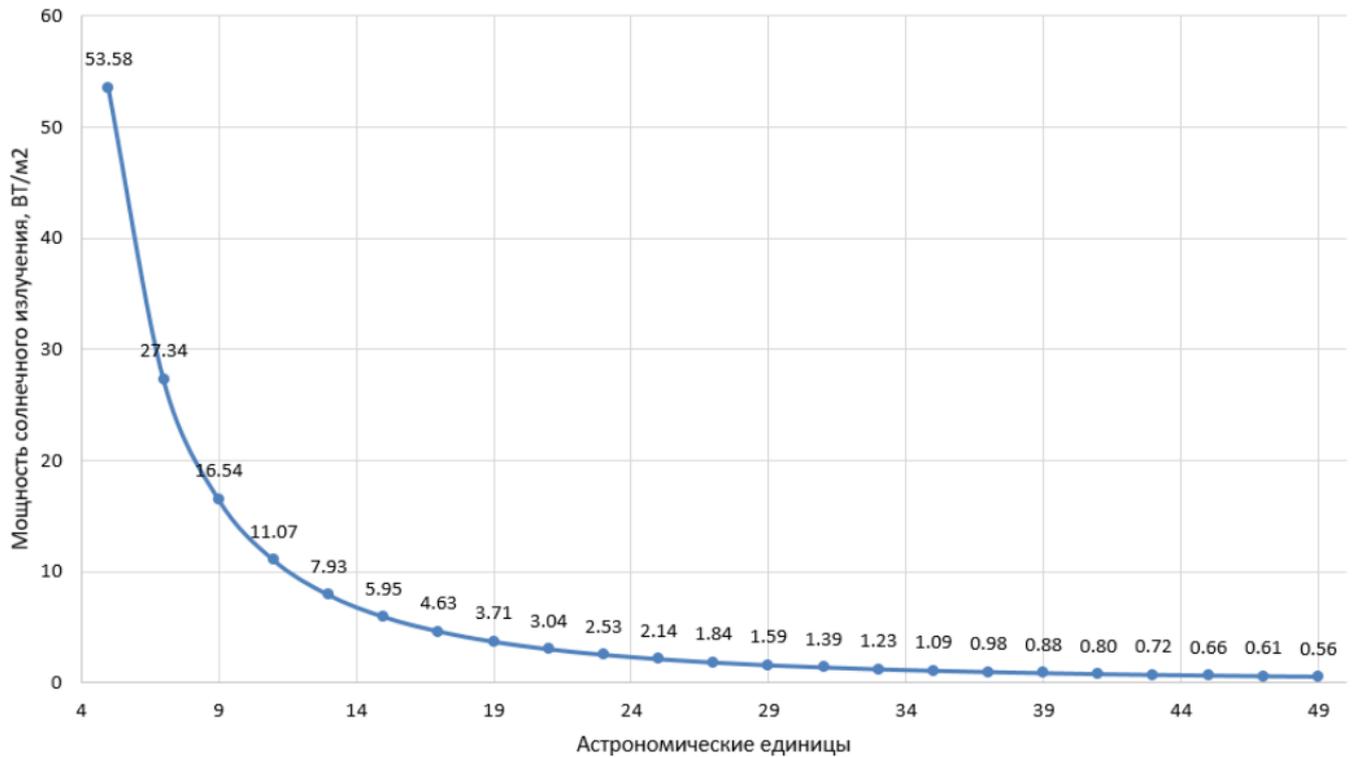
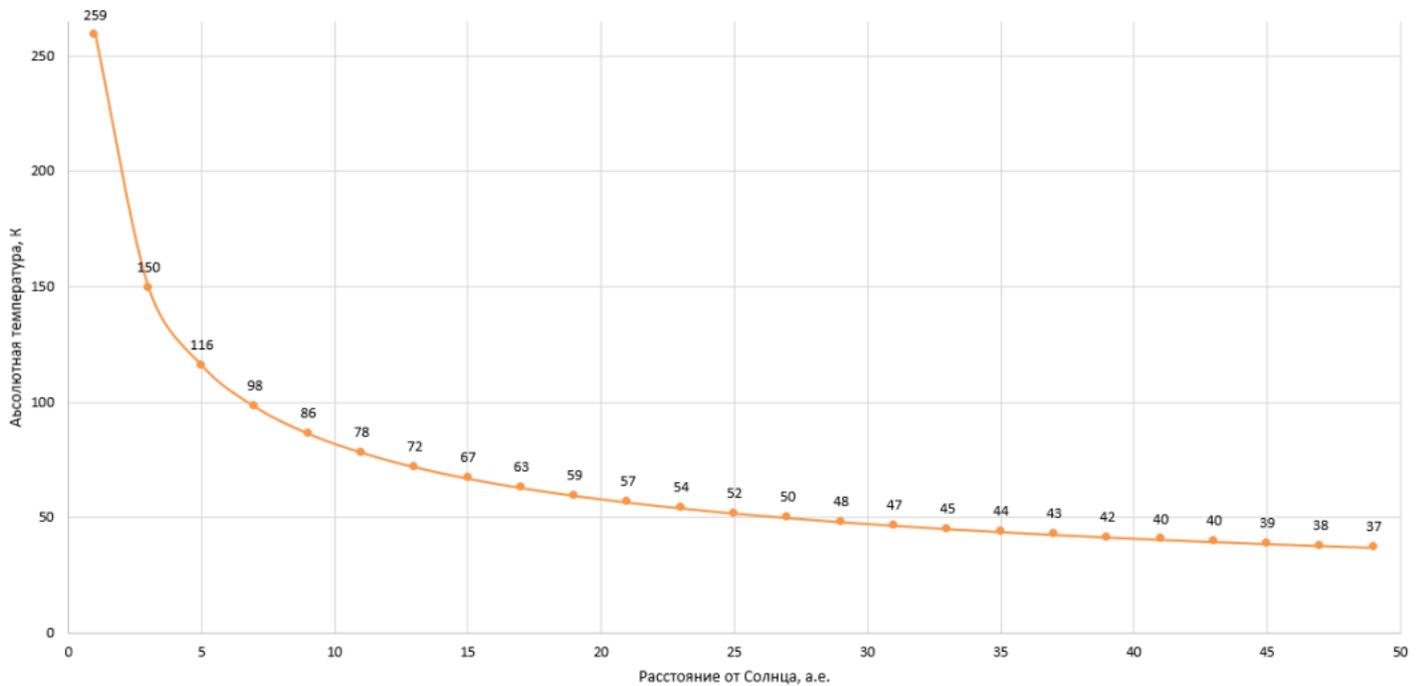


График температуры КА, обшитого алюминизированным капроном в 1мм толщиной, в зависимости от расстояния до Солнца (отношение площадей 1/3):



Для оценки теплового баланса КА можно записать уравнение теплового баланса:

$$Q_{abc.ship} + Q_{abc.rad} + Q_{ins} - Q_{MLI} - Q_{emit.rad} - Q_{emit.ship} = 0$$

Где $Q_{abc.ship}$ – теплота, поглощённая космическим кораблём, $Q_{abc.rad}$ – теплота, поглощённая радиатором, Q_{ins} – тепло, вырабатываемое внутри космического аппарата, Q_{MLI} – тепло, улетающее из-под термоэлектрической обшивки, $Q_{emit.rad}$ – тепло, испускаемое радиатором, $Q_{emit.ship}$ – тепло, испускаемое космическим кораблём посредством инфракрасного излучения.

Предлагается обшить космический аппарат капроном, а радиаторы, которые располагаются по периметру КА, пяти-миллиметровым серебряным тефлоновым покрытием.

Тогда рассмотрим два случая:

- Наиболее высокотемпературный случай, когда КА находится возле Земли:
 $T = 40\text{ C} = 313\text{ K}$ – температура внутри корабля
Коэффициент поглощения: $\alpha_{ship} = 0.55$
Коэффициент испускания инфракрасного излучения: $\epsilon_{ship} = 0.67$
Плотность энергии инфракрасного излучения Земли – 231 Вт/м^2



Максимальная плотность излучения Солнца – 1420 Вт/м²

- Наиболее холодный случай, когда КА находится возле Нептуна

$$T = -10 \text{ C} = 263 \text{ K}$$

$$\alpha_{ship} = 0.35$$

$$\epsilon_{ship} = 0.75$$

Максимальная плотность излучения Солнца и инфракрасного излучения Нептуна пренебрежимо малы;

Характеристики радиатора:

$\alpha_{rad} = 0.05$ - коэффициент поглощения в начале эксплуатации

$\alpha_{rad} = 0.15$ - по истечении времени

$\epsilon_{rad} = 0.78$ – коэффициент испускания инфракрасного излучения;

Предполагаем также, не включая сейчас реальное распределение тепла внутри КА, что в КА тепло передаётся равномерно по всему аппарату, что значит, что температура радиатора = температура КА.

Считаем, что эффективная площадь примерно треть от всей площади КА. ($A_{ship} = 35$, $\sigma = 5.6 \times 10^{-8}$, $q_{solar} = 1620$)

$$Q_{abc.ship} = \frac{1}{3} \times A_{ship} \times \alpha_{ship} \times q_{solar}$$

$$Q_{abc.rad} = \frac{1}{3} \times A_{rad} \times \alpha_{rad} \times q_{solar}$$

$$Q_{ins} = 900 \text{ Вт}$$

$$Q_{MLI} = Q_{ins} \times \nu, \nu - \text{процент улетучивающегося тепла, примерно } 2\%$$

$$Q_{emit.rad} = A_{rad} \sigma \epsilon_{rad} T_{rad}^4$$

$$Q_{abc.ship} = \frac{1}{3} \times A_{ship} \times \alpha_{ship} \times q_{solar} \times \epsilon_{rad}$$

Из данных уравнений вытаскиваем площадь радиаторов: в горячем случае выходит 8.53 кв. метров радиаторов, в холодном 4.23 кв. метра.



В связи с этими данными сделаны выводы что КА требуется примитивная система охлаждения, характеристики которой можно будет изменить в некоторый момент миссии.

Радиоизотопный нагревательный блок (РНБ)

12 шт., масса 40кг длина 3.2 см, диаметр 2.6 см, используется для нагрева ЭВМ и приборов внутри титанового куба до операционной температуры в пределах от -20 до +40 градусов

Бортовая вычислительная машина (БВМ)

При анализе доступных для использования ЭВМ было обнаружено, что доступных машин на рынке ограниченное количество, а время работы у большинства моделей составляет около 5-10 лет, что не удовлетворяет условиям нашей продолжительной миссии к Нептуну. Одним из подходящих вариантов является следующий:

Next Generation On Board Computer

The Next Generation On Board Computer is a fully redundant high reliable on board computer based on the radiation hardened CREOLE ASIC developed by RUAG Space. The CREOLE ASIC is a complete spacecraft on board computer on a chip including a fault tolerant SPARC® V8 processor, communication functions, reconfiguration function and embedded mass memory. The Next Generation On Board Computer is the latest in a family of on board computers that have successfully been powering various LEO, MEO, GEO and interplanetary spacecraft for decades.



RUAG Space on board computers are designed for space use and are flight proven with extensive heritage and excellent reliability.

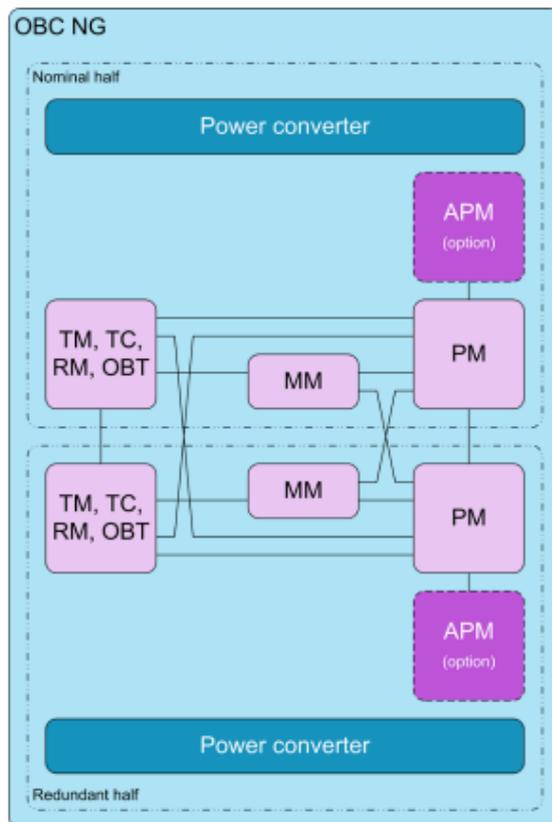
Key Features

- Fully redundant unit with cross-coupling between vital functions
- Processing, Telecommand, Telemetry, On-Board Time, Reconfiguration and File/Data Storage functions in one unit
- Fixed or programmable reconfiguration sequences
- Low mass and volume
- Low power consumption
- Unit external mission and spacecraft configuration
- Qualified for space environment (LEO, MEO, GEO, inter-planetary)
- Expansion slots for additional functions such as GNSS receiver and additional mass memory

Options

- Non-redundant unit for small spacecraft applications
- Resizing from zero to eight expansion slots
- GNSS receiver
- Payload mass memory
- Additional Application Software Processor – several options
- TC AES Authentication and Decryption with 256-bit keys
- TM AES Encryption with 256-bit keys

Block Diagram



Processing Function

- SPARC V8 LEON FT
- 110 DMIPS @ 87.5 MHz
- 32 Kbytes instruction cache
- 16 Kbytes data cache
- 512 MiB processing memory
- 32 KiB Boot PROM
- 8 MiB SW Image Storage
- Gigabit Ethernet Debug Link
- Real-Time Processor Trace Dump
- Hardware Driver Software

Interfaces

- 2 x 7 SpaceWire interfaces
- 2 x 2 Control Area Network (CAN) buses
- 2 x 2 Redundant MIL-STD-1553B buses
- 2 x 2 Pulse Per Second (PPS) inputs
- 2 x 16 Synchronisation Pulse outputs
- 2 x 8 Alarm inputs
- 2 x 3 Separation Strap inputs
- 2 x 4 TM serial outputs up to 20 Mbps
- 2 x 2 TC serial inputs up to 2048 kbps
- 2 x 30 Essential TM status inputs
- 2 x 128 Pulse Command outputs
- External USO input (optional)
- Primary power supply: 28V, 50V or 100V

Software and Development Environment

- Eclipse integrated software development environment
- GNU cross compiler (GCC) suite
- Boot Software and Hardware Driver Software
- RTEMS operating system Board Support Package
- LEON Tools utilizing the advanced on-chip Debug Support Unit
 - o LEONmon allowing source code level debugging using gdb and eclipse
 - o xLoader for loading non-volatile SW image storage
 - o BackTracker for software execution history analysis
 - o Trace for real-time software execution trace dump
 - o Inspector for real-time non-intrusive inspection of target
 - o Shell for scripting of common tasks or tests
 - o Broker management for LEON Tools and target management

Budgets

Unit Size	208 x 242 x 278 mm
Mass	6.5 kg
Power Consumption	< 23 W
Reliability	0.99
In-Orbit Life Time	up to 20 years
Processing memory	512 MiB w EDAC
File/Data storage	2 x 374 Gbit w EDAC

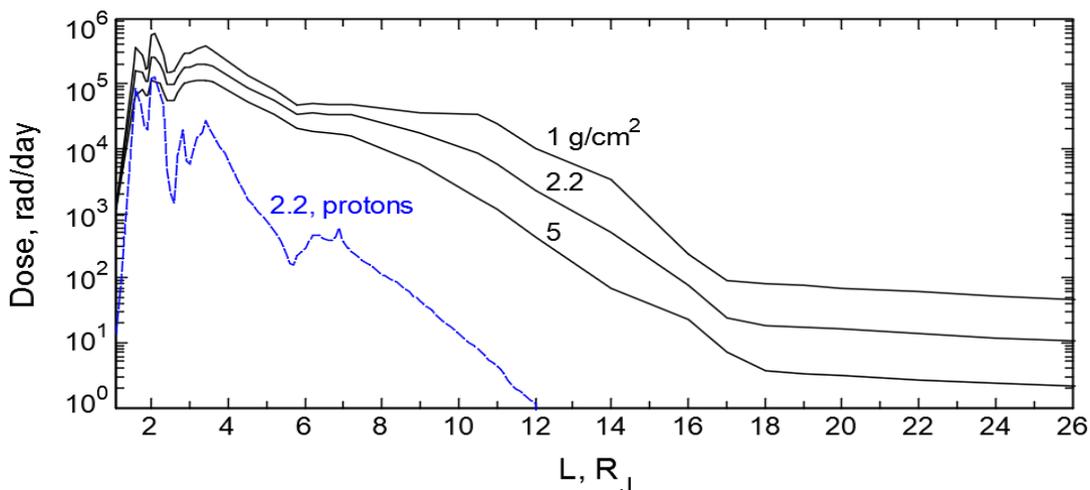
Heritage

- >2900 failure free equipment years in orbit
- >300 Launcher On-Board Computers
- >120 Satellite Data Handling Systems
- EDRS-C, MTG, ExoMars Rover, Hispasat 36W-1, SARah, Electra, Euclid, JUICE



Радиационная защита миссии

Функции защиты КА и его критически важных компонент (бортовой компьютер и ячейки памяти) от радиации выполняет, преимущественно, титановый куб толщиной 1 см размером 43*43*43 см, весом 50 кг. Основой подобного решения послужил опыт миссии “Юнона”, подобная защита которой позволила накопить электронике за все время функционирования аппарата дозу не более 25 крад. Основные дозы будут получены “Салацией” на двух этапах пути - пролет мимо Юпитера и пребывание в системе Нептуна, влиянием космических лучей же во время длительных перелетов можно пренебречь. Выбранная командой траектория гравитационного маневра в системе Юпитера, перицентр которой находится в расстоянии, равном 32 радиусам от центра Юпитера, снижает суточную радиационную нагрузку на “Салацию” более чем в 100 раз по сравнению с “Юноной”, и вместе с остальными участками пути до Нептуна даст суммарную нагрузку ~1.3 крад. Нахождение “Салации” на орбите Нептуна займет меньшее время и будет проходить на большем расстоянии от планеты, чем КА “Юнона” в системе Юпитера, что при условии меньшего или равного предполагаемого уровня излучения на орбите Нептуна по сравнению с Юпитером означает справедливость верхней оценки накопленной радиации, соответствующей максимальной накопленной “Юноной” дозе в 25 крад. Дополнительной защитой являются элементы конструкции приборов и корпуса.



Двигатели

Маршевая двигательная установка



Тип ДУ	Название	I_{sp} , с	Рабочее тело	Потребление, кВт	Тяга, Н	Масса, кг
Химический	11Д458М	300	НДМГ/АТИН	-	392	4
Электрический	ВНТ 1500	1710	Ксенон	1.2	0.1	6

Двигатели на эффекте Холла для разгрузки маховиков

ExoMG™-cluster²-XL Hall Effect Thruster от компании Exotrail

Сухая масса, кг	8.9
Масса с топливом, кг	21.1
Тяга, мН	14
Импульс, кН*с	100
Мощность, Вт	300

Фотосъемка

Цветная узкоугольная камера

Состоит из объектива и фотоприёмника

R = 10 км/пиксель - разрешение на орбите в 16 радиусов Нептуна,
тогда фокус объектива:

$$F = H \frac{\delta}{R}$$

F = 13 см – фокус объектива

δ = 3.5 мкм – размер пикселя (на рынке предложения от 1.62 мкм до 15 мкм)

Фотоприёмник, сенсор линейный, типа КМОП, материал Кремний,
предполагается использовать 4 линейки под каждый цвет RGB, а также ПХ



диапазон тоже, также присутствуют фотоприемники в виде матрицы. Расчёты для них аналогичные, выбор не принципиален) диаметр считаем по формуле:

$$D = \frac{F \cdot V_{\text{осв}}}{\delta}$$

Где $V_{\text{осв}} = 200$ л/мм, тогда

$D = 7$ см – диаметр объектива, зная

$N = 8200$ - число пикселей

Можем вычислить производительность информации по формуле:

$w = \sum \frac{v_{fp}}{\delta} \cdot N \cdot \frac{N_{adc}}{c} = 124.3$ кбит/с (суммирование по 4 каналам: ПХ + RGB)

Где:

$$v_{fp} = v \frac{F}{H} T$$

$v_{fp} = 1.36 \cdot 10^{-6}$ м/с – скорость бега изображения в фокальной плоскости

$v = 257$ м/с – скорость подспутниковой точки для круговой орбиты вокруг Нептуна с радиусов в 16 радиусов Нептуна

$T = 1$ – коэффициент замедления

$N_{adc} = 8 - 14$, разрядность АЦП (на выбранном фотоприёмнике = 10)

$C = 1$ (от 1 до 10) степень сжатия информации (алгоритмы обработки изображений на борту на данном этапе разработки миссии не рассматривались, однако из оценки информационной производительности ясно, что нужно применять математические методы)

Масса 4 кг, мощность 2 Вт, поток данных до 125 кбит/с (4 диапазона: ПХ + RGB) (угол обзора при таком фотоприёмнике 12.63 градуса, угловой размер Нептуна с орбиты 16ти радиусов равен 7.17 градусам, соответственно для картографирования нам достаточно захватывать 0.625 градуса, что является дугой на периметре Нептуна длиной 4293 км,



т.е. 10-ти градусной дугой, т.е. достаточно будет 36 витков с соответствующим шагом относительного восходящего узла орбиты чтобы покрыть Нептун на всей возможной области покрытия, при съемке полосы шириной 4393 км угловые эффекты объектива не будут влиять на получаемое изображение, также будем снимать область, которая “почти” перпендикулярна надиру, т.е. избавляемся от неинформативной части изображения Нептуна, а также сможем уменьшить количество получаемой информации в 20 раз, т.е. 6.2 кбит/с и успевать её передавать пока Нептун вращается на 10 градусов относительно орбиты КА) .

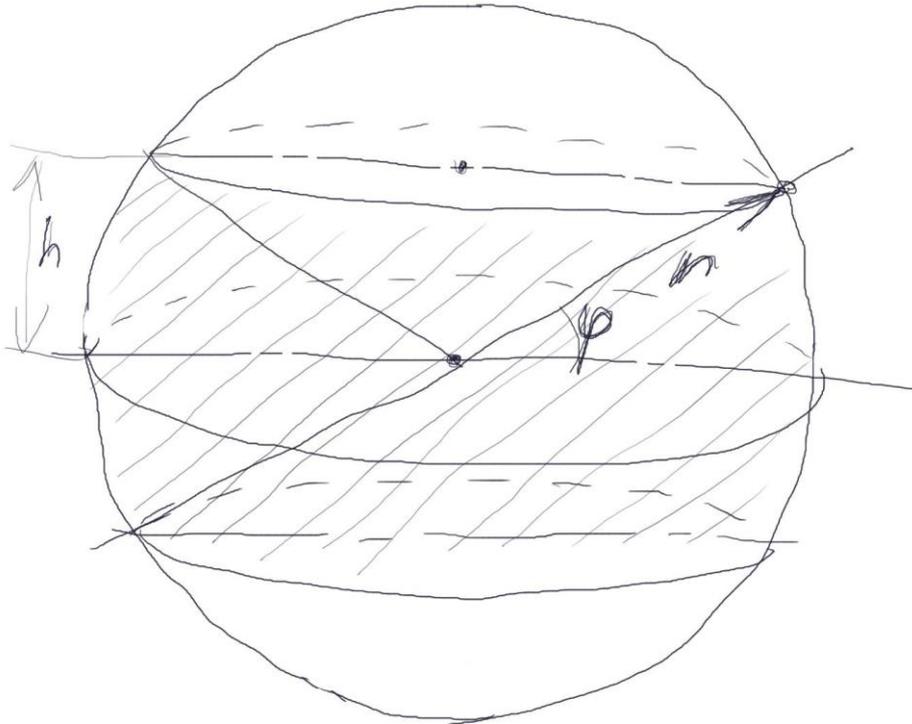
Зная наклонение орбиты, можно вычислить площадь покрытия Нептуна и Тритона, а поскольку наклонение в обоих случаях одинаковое то и процент площади покрытия будет тем же самым.

$2 \times \int_0^{r \sin \varphi} 2\pi r \times dh = 4\pi r h \times (r \sin \varphi - 0) = 4\pi r^2 \sin \varphi$ - площадь покрытия планеты

$4\pi r^2$ - площадь сферы

$\eta = \sin \varphi$ - процент покрытия

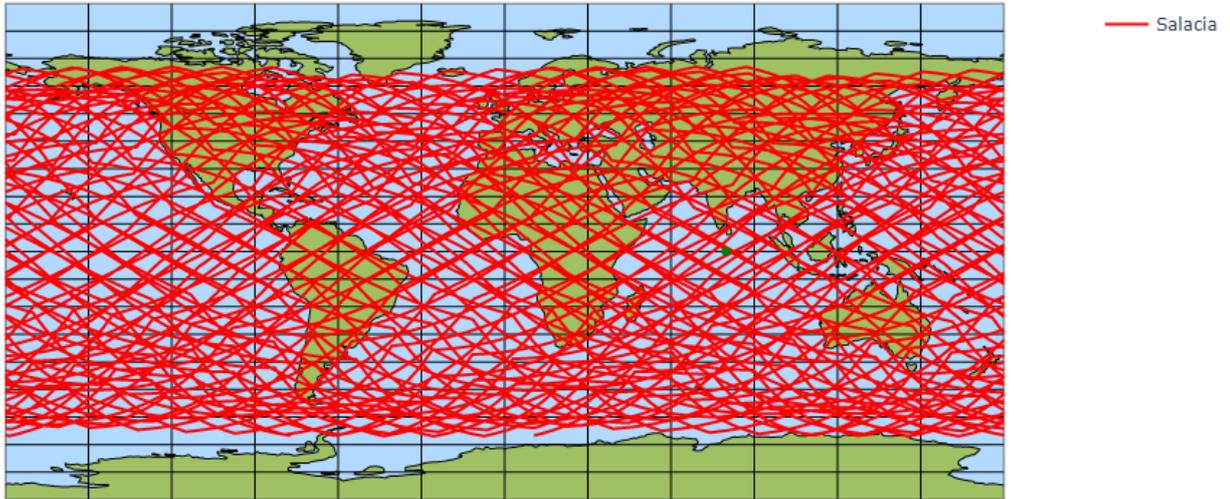
в случае Нептуна и Тритона: $\varphi = 67^\circ \Rightarrow \eta = 92\%$



Данную площадь предполагается покрыть 36 вращениями с шириной линии съёмки в 4293 км.

Иллюстрация из серии: “что было бы, если Салация вращалась вокруг Земли с пропорциональными параметрами орбиты Нептуна” (фон изображения не получилось поменять на карту Нептуна, однако полученная проекция орбиты соответствует вращению Салации вокруг Нептуна:

Salacia groundtrack



Как видно из покрытия угол наклонения ограничивает максимальную широту расположения подспутниковой точки. Такую постановку следует рассматривать в предположении покрытия площади вдоль трассы. Таким образом, в течении многовиткового зондирования - 36 витков - можно наблюдать полное покрытие целевой площади. Также следует отметить, что возможности камеры ограничены вручную 0.6 град и площадь миделя может быть увеличена.

Зная время обращения вокруг Нептуна (7 дней = 600000 сек), и то, что нам необходимо сделать 36 витков с соответствующим интервалом, можно подсчитать информационный объем: $W_{\text{н}} = 36 * T_{\text{н}} * w = 127.7$ Гбит - полный объем картографированного Нептуна. Аналогичные расчёты для Тритона дают: $W_{\text{т}} = 36 * T_{\text{т}} * w = 4.83$ Гбит - полный объем картографированного Тритона.

P.S. рассматриваемая видеокамера при данных размерах фотоприёмника и фокуса имеет достаточно большой угол обзора для того использовать её как широкоугольную камеру. Также этой камеры будет достаточно для картографирования Тритона с разрешением до 10м/пиксель. Размещать эту камеру, а также альтиметр необходимо в одной плоскости с параллельными осями.



В противоположность предыдущему предложению, предлагается установить всё-таки отдельную камеру с углами обзора больше, чем у описанной ранее, т.о. данную камеру можем называть широкоугольной, все расчёты, а также фотоприёмники аналогичны предыдущему случаю, поэтому в целях экономии здесь они не приводятся. Чтобы увеличить угол обзора у камеры можно взять фотоприёмник с большим количеством пикселей и с большим размером пикселей, например 7*7 мкм размер пикселя в линейке с количеством 15000 пикселей, для объектива с фокусом 12 см даст нам с высоты 15-ти радиусов разрешение на Нептуне 20 км на пиксель, а для Тритона и того подавно. Тогда угол обзора будет порядка 45 градусов. Информационный поток тогда будет 85.2 кбит/с, если снимать постоянно, однако данная камера нужна в миссии для получения общих планов в образовательной и просветительской деятельности, что значит что с данной камеры будут производиться фотографии и поток данных неизмеримо мал по сравнению с остальными приборами на КА.

Прочая полезная нагрузка

УФ-спектрограф

Масса 10 кг, размеры 50x30x20 см, мощность 9 Вт, поток данных 20 кбит/с, точность знания ориентации 0.2 градуса, точность управления ориентацией 0.4 градуса, точность стабилизации 0.6 град/с.

Назначение:

- исследование состава атмосферы

Включение данного устройства следует проводить вблизи планет для сопутствующего пролёту анализа атмосферы. Соответственно прибор включается на некоторое время вблизи Юпитера, а также работает при вращении вокруг Нептуна.

Объем данных с этого прибора: $W = T(\text{пролёта мимо Юпитера}) * w + T(\text{вращения вокруг Нептуна}) * w = 415 \text{ Гбит}$ (предположим что УФ-спектрограф работает в том же режиме что и узкоугольная камера, т.е. ведёт съемку только 36 витков вокруг Нептуна, даже при таком режиме данных получается невероятно много)



Спектрометр в видимом и ближнем ИК диапазоне

Масса 37 кг, размеры 80x80x50 см, мощность 22 Вт, поток данных 90 кбит/с, точность знания ориентации 0.4 градуса, точность управления ориентацией 0.8 градуса, точность стабилизации 12 угл. сек/с

Назначение и режим работы аналогичны УФ-спектрографу.

Максимально получаемый объем данных: $W = 1871$ Гбит (считается аналогично УФ-спектрографу)

Можно невооруженным глазом заметить, что спектрометры вносят существенный вклад в нагрузку сети, так как производят основное количество данных при почти постоянной работе. Следовательно, можно сделать вывод, что необходимо, во-первых, использовать алгоритмы сжатия информации, а во-вторых, установить режимы работы данных датчиков. Далее вклад этих приборов не будет включён в оценку полученной информации, т.к. требует более детального рассмотрения режимов ориентации, съемки, и тура в системе Нептун-Тритон-Нептун. Возьмём лишь их вклад как 200 Гбит, чтобы сделать оценку сверху.

Магнитометр

Масса (включая штангу) 5 кг, мощность 6 Вт, поток данных 2 кбит/с

Назначение:

- измерения вектора постоянных и переменных магнитных полей
- мониторинг электромагнитной обстановки и магнитной чистоты космических экспериментов;

Для уменьшения влияния магнитных полей, генерируемых аппаратурой самого КА, магнитометр размещаем на развёртываемой штанге длиной 10 м. Измерения начинаются на расстоянии 80 радиусов планеты (от центра) и продолжаются в течение всей миссии (с 27.03.2052 - 01.11.2054)

Максимально накопленная информация $W = 150$ Гбит



Детектор радиоволн и волн в плазме

Масса (включая антенны) 15 кг, мощность 10 Вт, поток данных 2 кбит/с

Назначение:

- обнаруживает радио- и плазменные волны, а также плазменную среду, через которую проходит КА, с помощью набора антенн и датчиков.

- прибор использует три типа датчиков для изучения интенсивности волн в широком диапазоне частот, а также плотности и температуры плазмы в магнитном пузыре, окружающем Нептун, - его магнитосфере.

Частью работы детектора является измерение электрического поля в окрестности аппарата, для этого некомпланарно разворачиваем три антенны длиной 3 метра. Измерения начинаются на расстоянии 20 радиусов планеты (от центра) и продолжаются в ходе всей миссии (с 14.10.2052 - 01.11.2054)

Максимально накопленная информация $W = 150$ Гбит

Плазма-спектрометр

Масса 13 кг, размеры 20x20x25 см, мощность 15 Вт, поток данных 8 кбит/с

Назначение:

- определение состава вещества в т.ч. газов
- обнаружения металлов и неметаллов при очень низких концентрациях

Режимы работы: только возле планет, соответственно основные данные будет получены на последнем этапе миссии которая будет длиться 129 дней.

Максимально полученный объем информации: $W = 85$ Гбит

Лазерный альтиметр



Масса 8 кг, размеры 30х30х20 см, мощность 28 Вт, поток данных 1 кбит/с, точность знания ориентации 20 угл. сек, точность управления ориентацией 27 угл. сек, точность стабилизации 40 угл. Сек

Режим работы аналогичен полностью режиму работы узкоугольной камеры. т.к. они со направлены, и в другое время получение данных никак не обосновано.

$W = 21.4$ Гбит (за всё время работы)

Масс-спектрометр для регистрации ионов и нейтральных частиц

Масса 9 кг, размеры 20х40х40 см, мощность 27 Вт, поток данных 2 кбит/с

В конкурсной задаче стоит условие на пролёт рядом с Тритоном на расстоянии 300км, одна при моделировании траекторий ближайшая точка орбиты вокруг Тритона получилась на расстоянии 900 км, это означает что данный прибор не имеет смысла размещать на КА.

Детектор высокоэнергетических частиц

Масса 16 кг, размеры 20х30х40 см, мощность 20 Вт, поток данных 3 кбит/с

Назначение:

- обнаружение высокоэнергетических ионизированных частиц
- изучение состава космических лучей
- изучение магнитосфер планет

Режим работы - на протяжении всей миссии.

W (на этапе с Нептуном) = 33.67 Гбит

W (суммарный объем информации, который будет получен на этапе тура возле Нептуна и Тритона, без учета УФ- и видимого и ближнего ИК диапазонных спектрографов) = 487.6 Гбит

W (с учётом всех приборов) = 2773.6 Гбит - можно сделать вывод, что необходимо более тщательно рассмотреть режимы работы спектрографов,

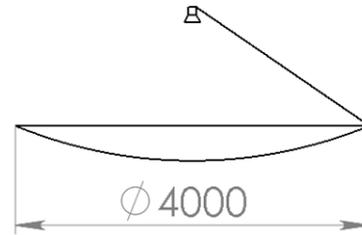
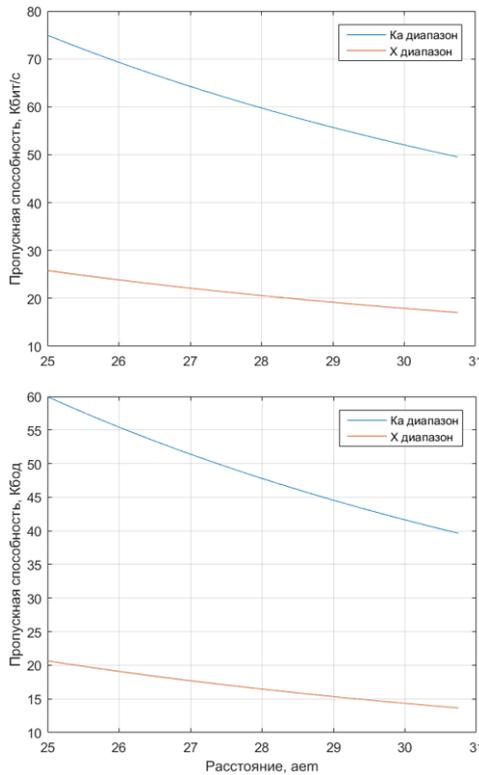


чтобы количество производимой информации не превышало количество информации, которое в принципе может быть передано между временем получения этих данных.

Ниже будет показано, что максимально возможный объем переданной информации на Землю равен 1231 Гбит. Это означает что требуется настройка режимов работы УФ-спектрографа и спектрометра в видимом и ближнем ИК диапазонах для сокращения объема получаемых данных на участке Нептун-Тритон-Нептун.

Система связи

Приемная - диаметр 70 метров. Передающая 4 метра. Скорость передачи информации на линии Земля - Нептун в X диапазоне 20 Кбит/сек. В Ка диапазоне 50 Кбит/сек. Поэтому вещаем в Ка диапазоне. Потребление 160 Вт.



Масса, кг	15
Диаметр, м	4
Потребление (Ka), Вт	160
Потребление (X), Вт	95
Мощность сигнала, Вт	80
Точность ориентации, сек.	
КА	4
X	16

Можно провести анализ количества информации, которое возможно будет передать. Пусть T - всё время, которое может тратиться как на генерацию информации t_{tr} , так и на её передачу t_{gen} . Исходя из анализа доступности связи (см. раздел тура у Нептуна), $T = 343$ дня на первом участке тура. Тогда, обозначая за N_{gen} и N_{tr} скорости генерации и передачи данных соответственно, несложно получить простое уравнение $t_{gen}N_{gen} = (T - t_{tr})N_{tr}$, откуда легко посчитать $t_{gen} = T \frac{N_{tr}}{N_{tr} + N_{gen}}$. В нашем случае $N_{tr} = 50$ Кбит/с, $N_{gen} = 338$ Кбит/с, поэтому верхняя граница переданных данных $t_{gen}N_{gen} = 1231$ Гбит. Аналогичные оценки можно сделать и для этапа у Тритона, откуда максимальный объём переданной информации будет ≈ 600 Гбит.

Ориентация

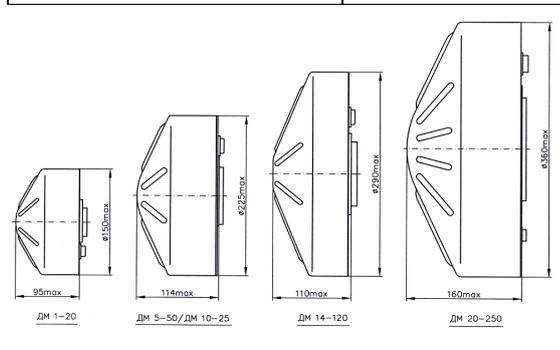
Основные режимы ориентации предполагается задавать с помощью ДМБ. В данной таблице приведены возможные ДМБ, расчёт режимов ориентации провести не удалось, т.к. модель была построена в короткий отрезок времени перед финальной стадией, поэтому можно лишь судить о том



какие режимы придётся задавать: *закручивание*, чтобы аппарат не отклонялся от курса во время включения двигателей, *отслеживание* определённой ориентации в пространстве, таких как направление в надир при картографировании Нептуна или направление на Землю для передачи научных данных. Максимальная точность ориентации задаётся требованиями узкоугольной камеры, по условию конкурсной задачи точность ориентации 2 угл/мин, точность стабилизации 2 угл/сек, для сравнения точность наведения на Землю должна быть 4 угл/сек, для остальных приборов из их карточки можно заметить, что требуемая точность стабилизации и ориентации меньше.

Параметры	ДМ1-20	ДМ5-50	ДМ-10-25	ДМ14-120¹	ДМ20-250	ДМ с БУДМ²	ДМБ
<i>Диапазон изменения кинетического момента $H?$, Нмс</i>	1,0	5,0	10,0	14,0	20,0	19,6	29,4
<i>Управляющий момент M_u, мНм</i>	20	50	25	120	250	250	350
<i>Диапазон изменения частоты вращения n, об/мин.</i>	65000	63500	66000	63000	61470	61100	61200
<i>Число импульсов на оборот, N</i>	36	36	36	72	56	960	960
<i>Диапазон изменения напряжения питания $U_{пит.}$, В</i>	24...34	24...31	24...34	24...34	24...34	24...34	24...34

Максимальная потребляемая мощность, не более, Вт	15	31	31	65	70	70	100
Потребляемая мощность в установленном режиме, не более, Вт	3	4	5	5,5	6	6	7
Масса, кг	1,4	3,8	4	6,3	11,5	10,8+2,9 ³	13,8+3,7 ³
Гарантийный ресурс, час	45000	50000	50000	50000	45000	20500	29930
Ресурс при эксплуатационной скорости (0,1...0,5)птах, час	120000						



Эта система ориентации разработана в условиях оптимизации расположения маховичной системы и работы ее с горячим резервированием. Наиболее удобным и оптимальным с точки зрения управления является данная схема:

<http://jurnal.vniem.ru/en/text/134/9-14.pdf>

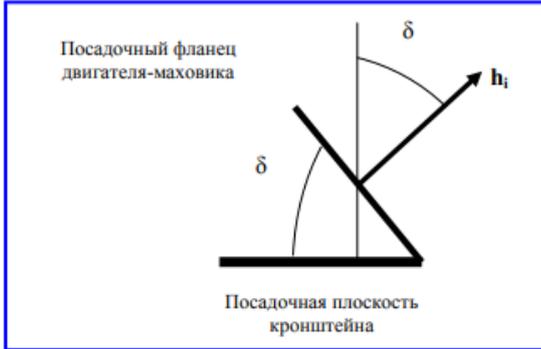


Рис. 1. Схема установки двигателя-маховика

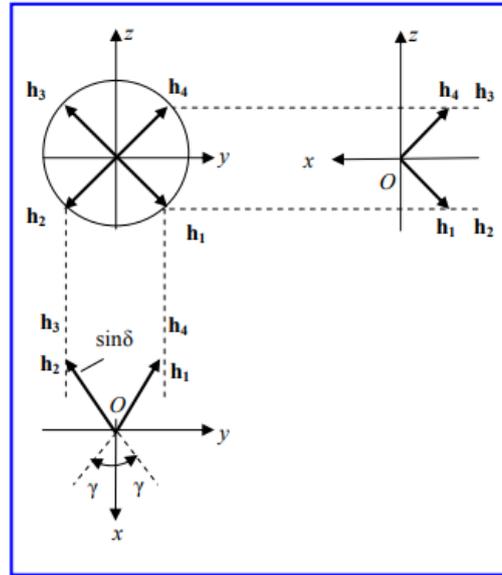


Рис. 2. Схема расположения установочных векторов

Откуда можно вычислить матрицу управления для ориентации аппарата вдоль осей инерции:

$$m_1 = \frac{1}{4} \left(-\frac{1}{\sin \delta \cos \gamma} M_x + \frac{1}{\sin \delta \sin \gamma} M_y - \frac{1}{\cos \delta} M_z \right);$$

$$m_2 = \frac{1}{4} \left(-\frac{1}{\sin \delta \cos \gamma} M_x - \frac{1}{\sin \delta \sin \gamma} M_y - \frac{1}{\cos \delta} M_z \right);$$

$$h_{11}m_1 + h_{21}m_2 + h_{31}m_3 + h_{41}m_4 = M_x;$$

$$h_{12}m_1 + h_{22}m_2 + h_{32}m_3 + h_{42}m_4 = M_y;$$

$$h_{13}m_1 + h_{23}m_2 + h_{33}m_3 + h_{43}m_4 = M_z.$$

$$m_3 = \frac{1}{4} \left(-\frac{1}{\sin \delta \cos \gamma} M_x - \frac{1}{\sin \delta \sin \gamma} M_y + \frac{1}{\cos \delta} M_z \right);$$

$$m_4 = \frac{1}{4} \left(-\frac{1}{\sin \delta \cos \gamma} M_x + \frac{1}{\sin \delta \sin \gamma} M_y + \frac{1}{\cos \delta} M_z \right).$$

При выборе $\delta = 55^\circ$ и $\gamma = 45^\circ$

$$m_1 = -0,4316M_x + 0,4316M_y - 0,4359M_z;$$

$$m_2 = -0,4316M_x + 0,4316M_y - 0,4359M_z;$$

$$m_3 = -0,4316M_x - 0,4316M_y + 0,4359M_z;$$

$$m_4 = -0,4316M_x + 0,4316M_y + 0,4359M_z.$$

Отсюда можно рассчитать необходимые энергетические затраты на поворот аппарата:

[2786.0539590664243, 1263.014674619722, 1256.8379521361987]

Данные угловой скорости для маховиков в комплектации ДМБ. В таком случае необходима разработка системы похожего принципа но с маховиками, примерно, в 20 раз большими по массе, чем представленные. Так как этот программный оборот выполняется для набота скорости 1



об/мин. Тогда для разворота на фиксированный угол достаточно быстро необходимо затратить вдвое больше энергии вращения, чего уже не смогут сделать маховики.

Так как аппарат представляет достаточно массивную систему - существующие маховики в такой постановке малы для маневров.

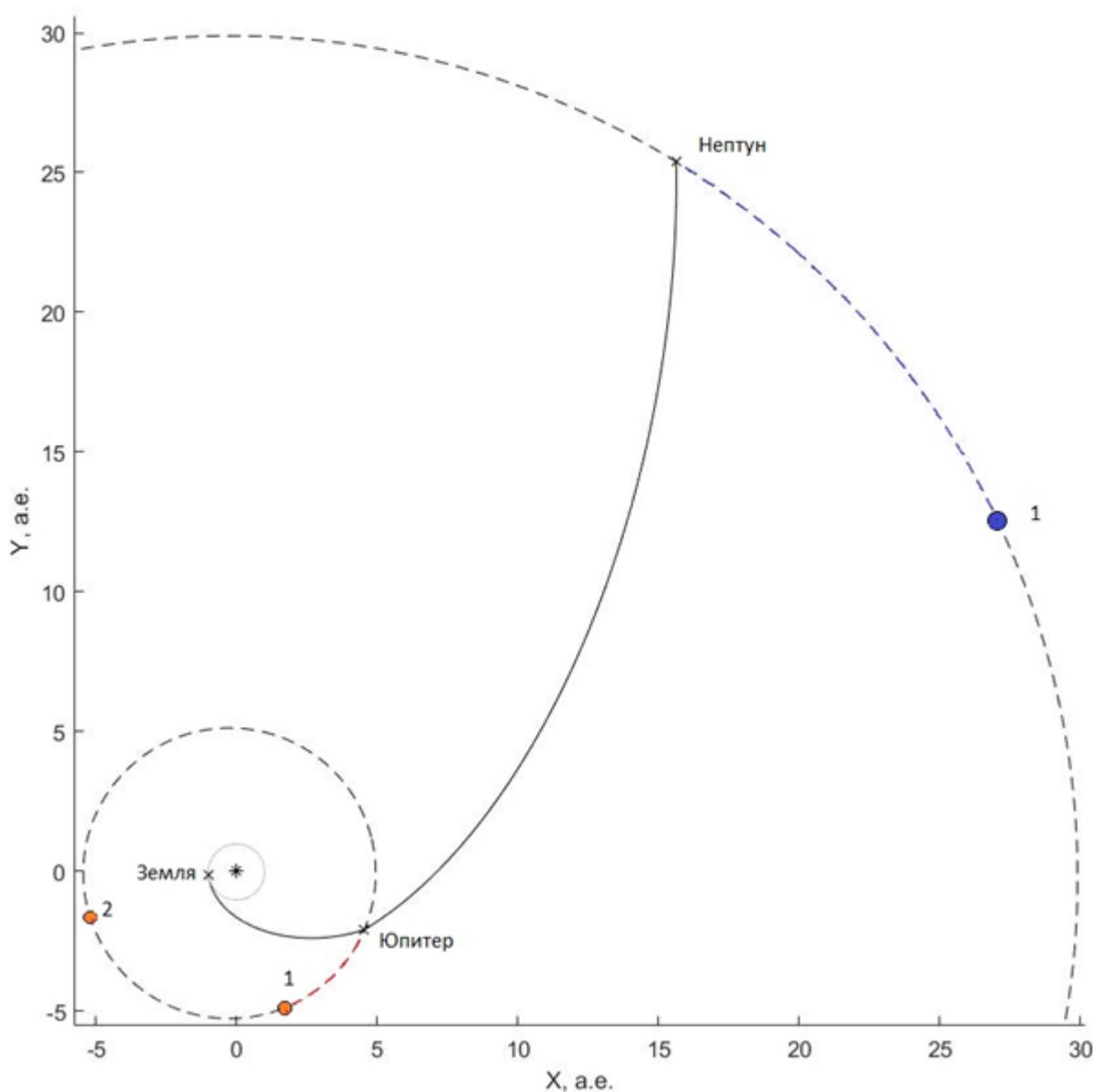
Ориентацию планируется проводить с помощью звёздных датчиков, описанных ниже. Двух направленных не параллельно будет достаточно для определения ориентации в пространстве с большой точностью. В конструкции предлагается использование таких звёздных датчиков:

Прибор звездной ориентации БОКЗ-ВТ	2 шт
КМОП-матрица - формат матрицы - размер пикселя, мкм	5120 x 3840 6,4
Объектив, f / D	125 / 2
Поле зрения, град	14,9 x 11,22
Угловая разрешающая способность, угл.с / пиксель	10,5
Случайная составляющая погрешности определения направления оптической оси, 1σ угл.с	0,25
Случайная составляющая погрешности определения угла разворота вокруг оптической оси, 1σ угл.с	4
Диапазон рабочий звездных величин	до 6,3m
Базовое время экспозиции, мс	80
Время решения начального определения информации, с - без априорной ориентации - с грубой априорной ориентацией	3 2



Частота обновления информации в режиме «слежения», Гц	10 - 20
Диапазон угловых скоростей при решении задачи начальной ориентации, град/с	1
Диапазон угловых скоростей в режиме «слежения», град/с	8
Информационный интерфейс	МКО
Напряжение питания, В	27 ± 5
Энергопотребление при НКУ и напряжении питания 27 В, Вт	15
Масса, кг	6
http://ofo.ikiweb.ru/razrabotki/bokz-bt.html	

Перелёт в систему Нептуна



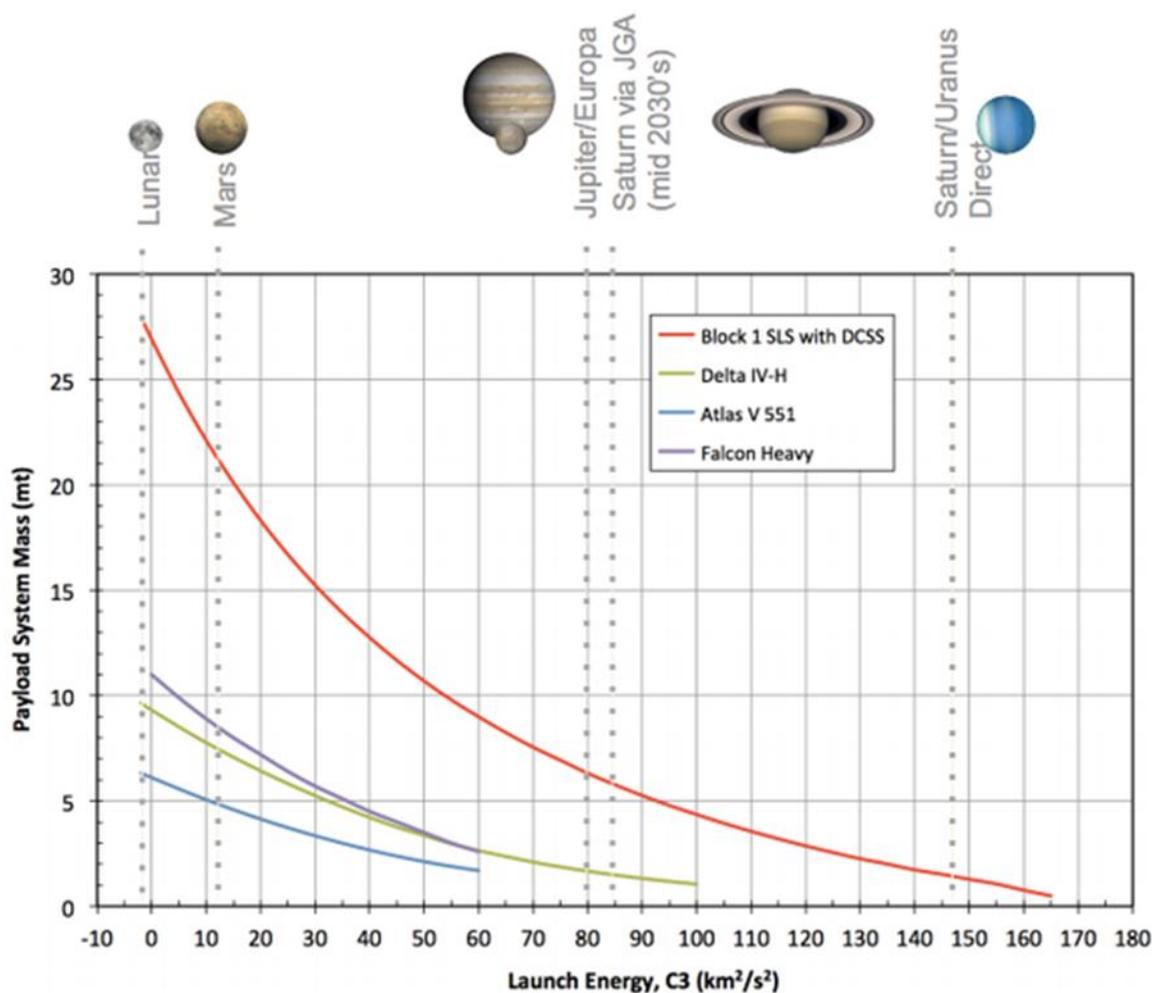
Траектория перелета к Нептуну, 1 – положения Юпитера и Нептуна при старте, 2 - положение Юпитера при входе КА в систему Нептуна

Затраты характеристической скорости, км/с	0.06
Затраты рабочего тела (топлива), кг	2.8
Накопленная доза ионизирующего излучения, Крад	~1,3



Для вывода КА на отлетную траекторию предполагается использовать РН SLS с верхней ступенью DCSS. Размеры грузового отсека: диаметр 5м, высота 19м.

Место запуска: Космический центр Кеннеди (США)



Дата старта **27.03.2032**

v_{∞} при отлёте от Земли, км/с **9.66**

v_{∞} при подлёте к Нептуну, км/с **4.86**

Пролёт Юпитера **08.10.2033**

v_{∞} при подлёте к планете, км/с **10.47**



Пролётное расстояние, км (радиусов планеты) **31.92**

Импульс в перигентре гиперболы, км/с **0**

Затраты характеристической скорости на TCM, км/с **0.06**

Во время пролёта Юпитера планируется сделать различные снимки

Оценка требуемой точности наведения при совершении грав. манёвра

Рассматриваем простую модель гравитационного манёвра, а именно полагаем, что $\Gamma_{КА} = \Gamma_J$ и считаем, что гравитационный манёвр просто поворачивает скорость КА на некоторый угол δ , который однозначно связан с пролётной высотой перигентра и гип. избытком:

$$\sin\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{1}{1 + \frac{r_{\pi} V_{\infty}^2}{\mu}}$$

Зная допустимые вариации угла δ можно оценить разброс в высоте перигентра и гип. избытке, а оттуда уже узнать допустимые траекторные отклонения при подлёте к Юпитеру. Прицельное расстояние B связывается с перигентральным расстоянием и гип. скоростью следующим образом:

$$B = \sqrt{r_{\pi}^2 + 2 \frac{\mu r_{\pi}}{V_{\infty}^2}}$$

Изменения δ оцениваем из условия попадания в сферу действия Нептуна

$$\Delta\delta = \frac{R_{\text{сф.действия Нептуна}}}{|r_{\text{Нептун}} - r_{\text{Юпитер}}|} \approx 1^{\circ}. \text{ Отсюда следует, что высота}$$

перигентра должна изменяться не более чем на 74 тыс. км, откуда следует, что прицельное расстояние изменяется не более чем на 84 тыс. км, а гип. избыток отклоняется не более чем на 34 м/с.

Тур в системе Нептуна

Дата входа в систему Нептуна ($r = 80 R_N$)

27.03.2052

Планетоцентрическая скорость КА при входе в систему, км/с **4.8684**

Тормозящий импульс в перигентре пролётной гиперболы, км/с **3.4768**

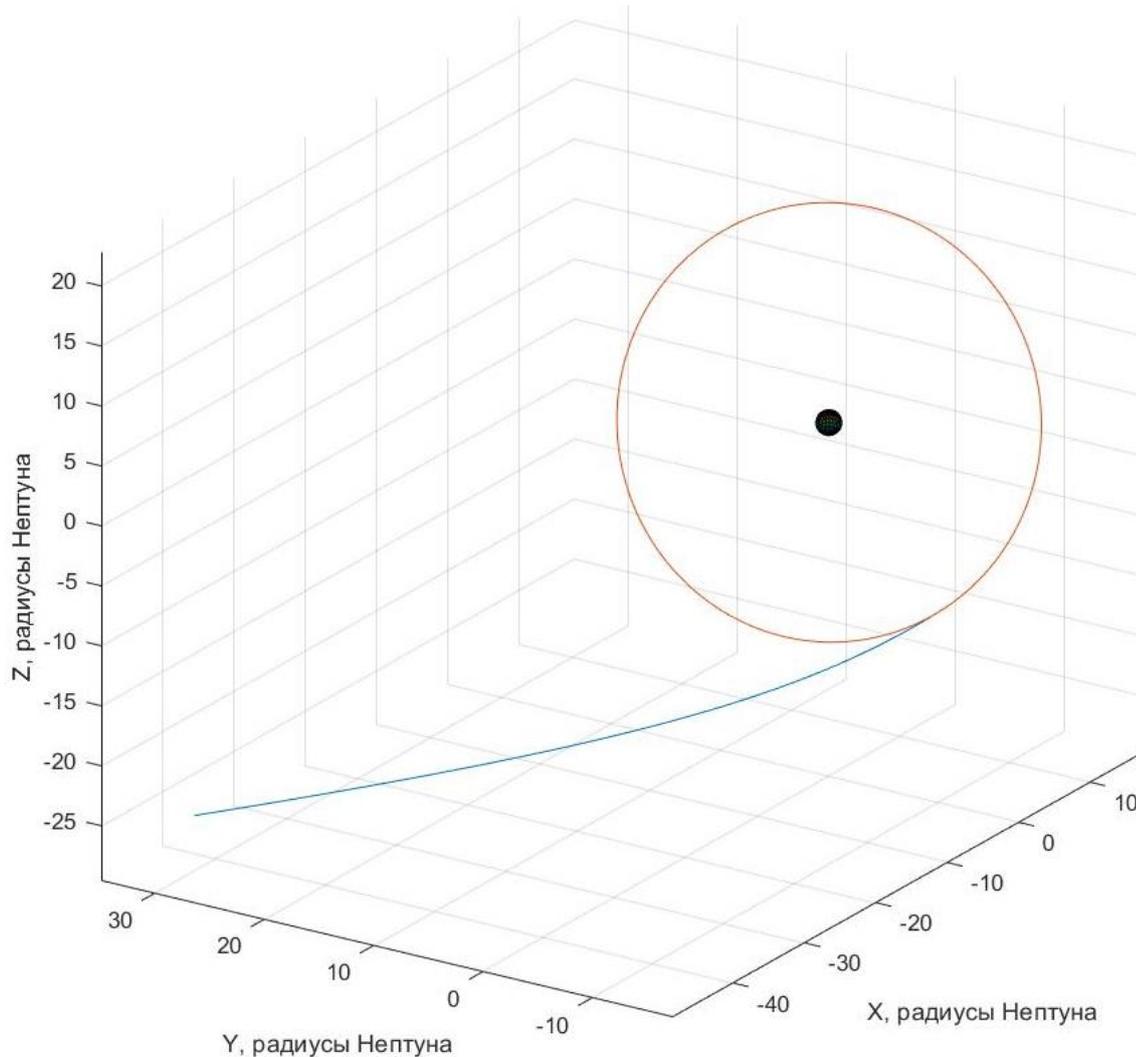


Рисунок 0.1 Подлёт к Нептуну и выход на круговую орбиту

Оценка требуемой точности наведения при вхождении в систему Нептуна

Оценка точности наведения зависит от допустимых вариаций перигентрального расстояния. Полагая, что отклониться можно не более чем на 3000 км по высоте перигентра, получим, что прицельная дальность отклоняется не сильнее чем на 3200 км, а модуль гип. скорости не более чем на 1 м/с.



Этап 1. Картографирование Нептуна

В ходе данного этапа КА вращается по круговой орбите у Нептуна. Радиус орбиты – 16 радиусов Нептуна, наклонение – 68 градусов. Исходя из условия стационарности даже в условии неточности эксцентриситета эволюционировать орбита в оскулирующих элементах будет только по параметру долготы восходящего узла на 0.0023 градуса за виток. Изменение аргумента перицентра незначительно (0.00041 deg/rot). При вращении по орбите будет происходить постепенное картографирование Нептуна, а также сбор данных со всех остальных научных приборов (магнитометры, спектрометры, детекторы частиц и т.д.). В процессе нахождения на этой орбите КА постоянно будет иметь прямую связь с Землей, за исключением 22 дней (16.05.2053 - 07.06.2053), когда угол Земля-Солнце-Нептун меньше 10 градусов.

Дата начала этапа

14.10.2052

Дата завершения этапа

15.10.2053

Затраты характеристической скорости на манёвры, км/с	0
Затраты рабочего тела (топлива), кг	0
Накопленная доза ионизирующего излучения, Крад	<25 крад
Объём переданных в ходе этапа научных данных, Гбит	1231
Пиковое энергопотребление, Вт	450

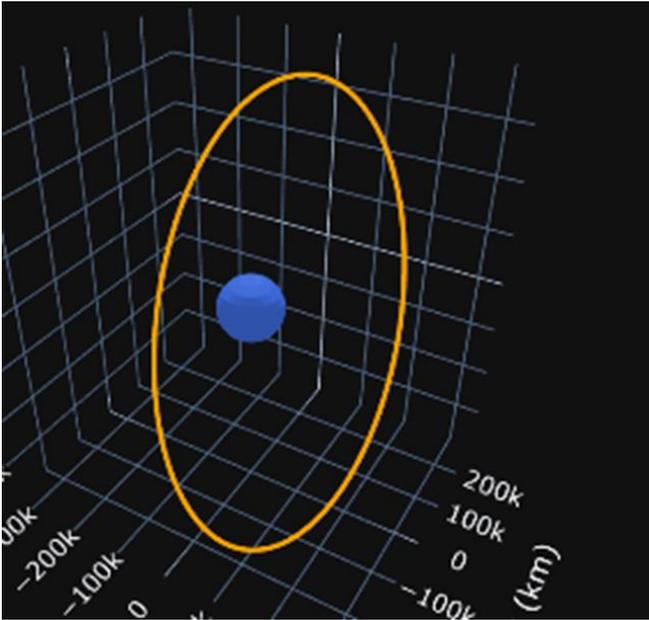


Рисунок 0.2 Орбита у Нептуна

Параметры	Значения
a	$16R_N$
e	0.0001
i	67

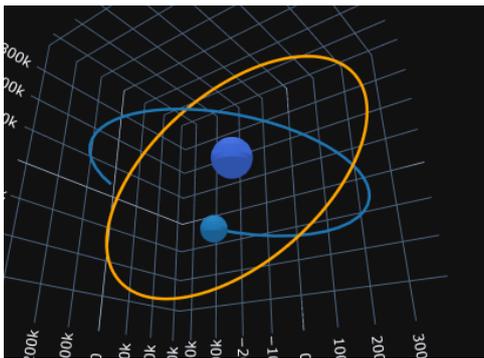


Этап 2. Картографирование Тритона

В ходе данного этапа КА осуществляет Гомановский перелёт к Тритону, после чего начинает его изучение. Перелет совершается из соображения наименьших затрат на маневр. Так как орбиты Тритона и спутника пересекаются в оси эклиптики - необходимо выбрать момент для перелета такой, что по прилету аппарат попадет в грависферу Тритона, то есть Тритон будет в плоскости совершаемого маневра. Исходя из этих предположений маневр совершается до целевой орбиты за фиксированное время с необходимой скоростью в конце - для перехода на целевую орбиту с меньшими потерями. Пользуясь данными эфемерид можно достаточной точностью вычислить необходимые параметры местоположения спутника.

В такой постановке задача Ламберта решается методом Izzo.

<https://arxiv.org/pdf/1403.2705.pdf>



Дата начала этапа (выход на орбиту у Тритона)

22.10.2053

Дата завершения этапа

25.06.2054

Затраты хар. скорости на торможение и манёвры, м/с **1034**

Затраты рабочего тела (топлива), кг **650**

Затраты хар. скорости на отлёт от Тритона, м/с **615**

Затраты рабочего тела (топлива), кг **289**

Накопленная доза ионизирующего излучения, крэд **неизвестно**

Объём переданных в ходе этапа научных данных, Гбит **~300**

Пиковое энергопотребление, Вт **450**

Тогда моделирование будет следующим:

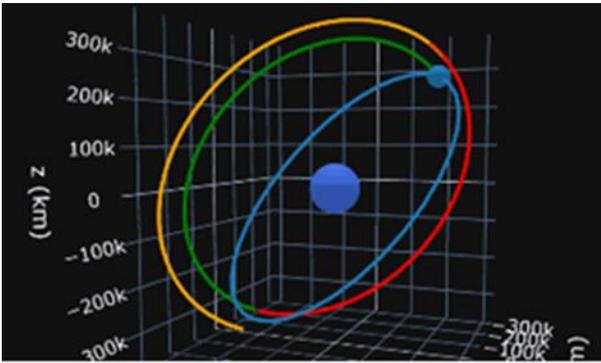


Рисунок 0.3 Перелёт к Тритону

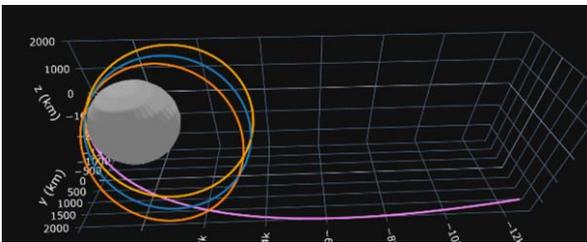


Рисунок 0.4 Орбиты у Тритона

Также показаны изменения в траектории - изменение аргумента перицентра для более детального исследования околополярных областей. В такой постановке рассматриваются два импульса для постепенного изменения аргумента перицентра в направлении северной по отношению к оси эклиптики части гравитирующего тела.

Параметры для орбиты перелета

Параметры	Значения
a	$1.21R_N$
e	0.64684
i	67
p	$0.706R_N$



Параметры для орбиты вокруг Тритона подобраны из предположения о близости к поверхности до 890 км. Таким образом каждый раз в области перицентра аппарат будет находиться на расстоянии чуть ниже 900 км в исследовательских целях.

Параметры	Значения
a	2649.9 km
e	0.4
i	67
p	2225.9 km



Этап 3. Grand finale – медленный вход в плотные слои атмосферы Нептуна

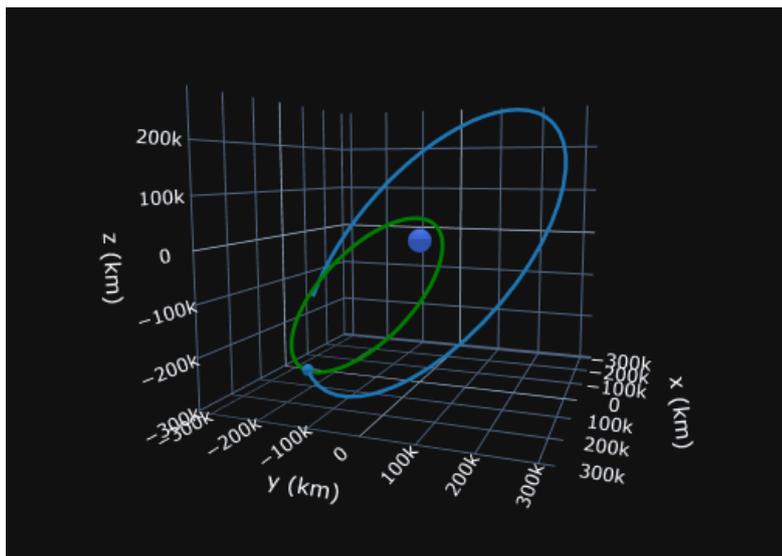
После отлёта от Тритона сбрасываются маршевые двигатели и баки, включается малая тяга 0.9 мН. На этой тяге схождение в атмосферу Нептуна займет около 130 дней, в течение этого времени можно собрать большое количество данных, в том числе по градиенту магнитного поля и плотности плазмы. В ходе данного спуска будет совершено 35 пролётов на расстоянии менее $1.5 R_N$.

Дата завершения миссии ($r = 1 R_N$)

05.11.2054

Радиальная скорость КА при $r = 1 R_N$, км/с (должна быть < 0) **0**

Отлет от Тритона совершается в условиях той же постановки задачи Ламберта в условиях нахождения целевого гравитирующего тела в плоскости маневра.



Затраты топлива (ксенон) на вход в атмосферу, кг

80

Объём переданных в ходе этапа научных данных, Гбит

~200

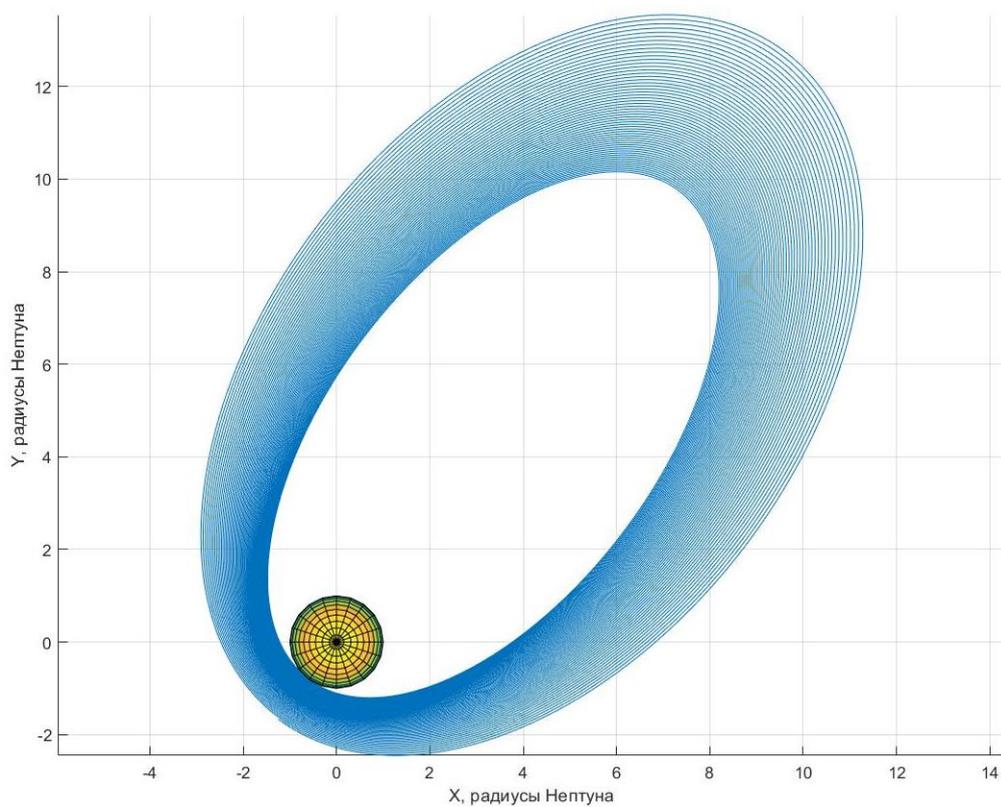


Рисунок 0.5 Эволюцию орбиты КА у Нептуна на малой тяге

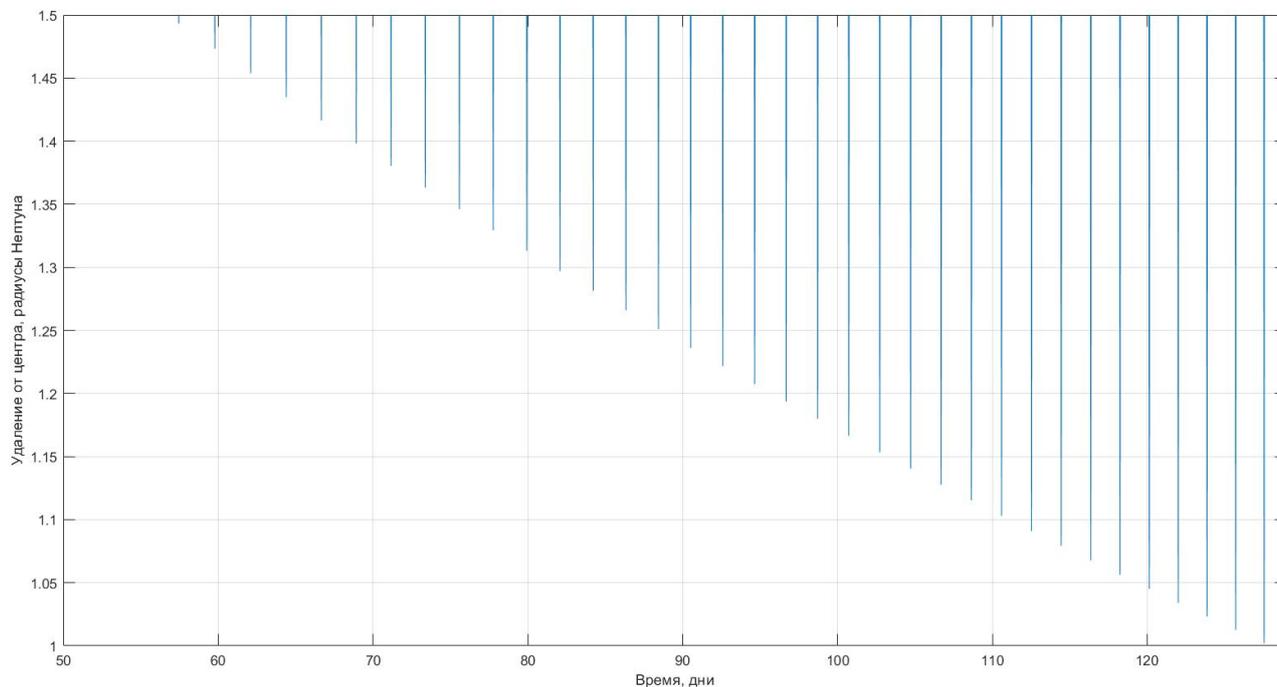


Рисунок 0.6 Эволюцию расстояния КА до центра Нептуна на малой тяге



Навигация

Для навигации будут использованы стандартные методы *Delta-DOR*, *2-way range*, *2/3-way Doppler*. Исполнено всё будет на наземной системе NASA Deep Space Communications. Также для при подлёте к Нептуну возможно использование оптической навигации для уточнения траектории. Так как моделирования навигационной неопределённости не происходило, для обоснования возможности осуществления требуемой точности навигации было решено обратиться к прошлым миссиям. Анализируя навигацию миссии New Horizons (Wood, L. J. (2022). *THE EVOLUTION OF DEEP SPACE NAVIGATION: 2014–2016*. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference 2021) можно сказать, что требуемые точности навигации при подлёте к Нептуну обеспечимы предложенными методами, так как этими же методами была обеспечена навигация у Плутона с ошибкой в картинной плоскости 1000 км и ошибкой по скорости менее 1 м/с. Во время тура у Нептуна, после выхода на орбиту и проведения достаточного количества наблюдений, ожидаемая точность должна составить не менее 10 км по положению и 0.5 м/с по скорости. Данные выводы опять же сделаны на основе анализа предыдущих миссий (Juno, Rosetta, Perseverance). Хотя они и были ближе к Земле, мы полагаем, что достаточное количество измерений может компенсировать большое расстояние до КА. К тому же, учитывая, что в миссиях “близких” (не дальше Марса) к Земле, большую неопределённость вносит ошибка модели, связанная с солнечным давлением и солнечным ветром, а у Нептуна эти факторы заметно уменьшаются, можно ожидать, что точность модели будет несколько точнее “околоземных” миссий, что улучшит точность навигации.