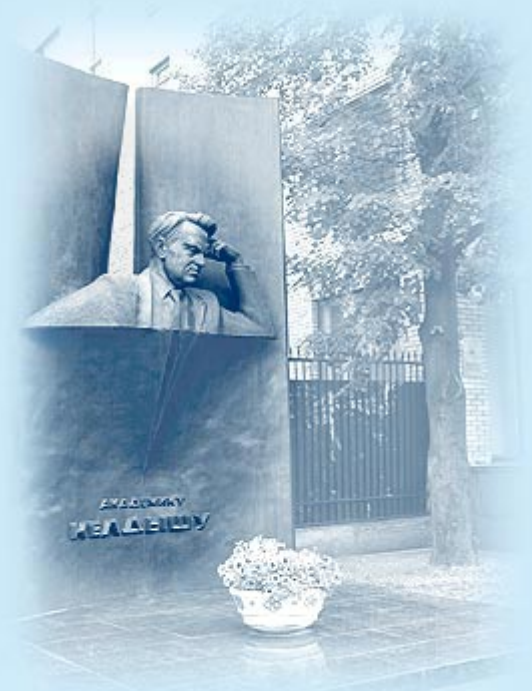




ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 41 за 2022 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

**С.П. Трофимов, К.Р. Корнеев,
Е.В. Пыряев, И.В. Загребин,
Э.М. Фаттахов, Н.В. Моргунов,
Ю.О. Хуртина, Д.С. Лунин,
Д.Е. Якушева, К.С. Васюрин,
А.А. Целоусова**

**Студенческая школа
AMADEOS по
проектированию и
оптимизации межпланетных
космических миссий**

Статья доступна по лицензии
Creative Commons Attribution 4.0 International



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Студенческая школа AMADEOS по проектированию и оптимизации межпланетных космических миссий / С.П. Трофимов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2022. № 41. 40 с. <https://doi.org/10.20948/prepr-2022-41>
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2022-41>

Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Российской академии наук

**С.П. Трофимов, К.Р. Корнеев, Е.П. Пырьев, И.В. Загребин,
Э.М. Фаттахов, Н.В. Моргунов, Ю.О. Хуртина, Д.С. Лунин,
Д.Е. Якушева, К.С. Васюрин, А.А. Целоусова**

Студенческая школа AMADEOS
по проектированию и оптимизации
межпланетных космических миссий

Москва — 2022

Трофимов С.П., Корнеев К.Р., Пыряев Е.П., Загребин И.В., Фаттахов Э.М., Моргунов Н.В., Хуртина Ю.О., Лунин Д.С., Якушева Д.Е., Васюрин К.С., Целоусова А.А.

Студенческая школа AMADEOS по проектированию и оптимизации межпланетных космических миссий

В сентябре-октябре 2021 года под эгидой ИПМ им. М.В. Келдыша в стенах Института прошла первая студенческая школа, посвящённая проектированию и оптимизации межпланетных космических миссий. В препринте приведены цели создания такой школы и обосновывается выбранный для неё формат. Излагается предложенная командам конкурсная задача, которая была посвящена разработке научной миссии в систему Нептуна. Для иллюстрации уровня работ представлен проект команды-победителя.

Ключевые слова: студенческая школа, межпланетная космическая миссия, оптимизация траекторий, проектирование миссии, Нептун, Тритон

Sergey Trofimov, Kirill Korneev, Evgeniy Pyriaev, Ivan Zagrebin, Eldar Fattakhov, Nikolay Morgunov, Yuliya Khurtina, Danila Lunin, Diana Yakusheva, Kirill Vasyurin, Anastasia Tselousova

AMADEOS student school on the design and optimization of interplanetary space missions

In September-October of 2021, the first student school on the interplanetary space mission analysis, design and optimization was initiated and hosted by Keldysh Institute of Applied Mathematics. The school objectives and format are presented and discussed in this preprint. The competition problem of designing a science mission to the Neptune system is described. The winner project is published to illustrate the level of the teams.

Key words: student school, interplanetary space mission, trajectory optimization, mission design, Neptune, Triton

Оглавление

Цели создания Школы и конкурсная задача	3
Описание победившего в конкурсе проекта.....	10
Облик аппарата.....	11
Баллистический анализ миссии	23
Моделирование навигации и управления ориентацией.....	28
Сбор научной информации	33
Заключение.....	37
Библиографический список.....	38

Цели создания Школы и конкурсная задача

К сожалению, отечественная космическая программа – особенно научная её часть – переживает в последние два-три десятилетия далеко не лучшие времена. В условиях хронического недофинансирования отрасли и отсутствия адекватных и последовательно реализуемых стратегических планов развития академическим институтам, университетам и промышленным предприятиям крайне непросто на систематической основе привлекать к задачам исследования и освоения космоса наиболее талантливых студентов, что критически усугубляет проблему старения кадров. Вместе с тем нельзя пассивно ожидать позитивного изменения внешних обстоятельств и не попытаться использовать сохраняющийся в отдельных вузах высокий уровень образования в сочетании с естественной любознательностью и стремлением молодых людей открывать неизведанное.

Одним из популярных трендов последнего времени в образовании является активное внедрение соревновательных и игровых форматов. В данном препринте речь пойдёт об идее и результатах реализации нового учебно-игрового формата студенческой школы-соревнования, придуманного и разработанного в 2021 году сотрудниками Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (далее – ИПМ) и кафедры математического моделирования и прикладной математики (ММиПМ) Московского физико-технического института (МФТИ). Проведённая впервые в сентябре-октябре 2021 года в стенах ИПМ под названием AMADEOS (от первых букв слов Advanced Mission Analysis, Design, and Optimization School), школа имела в своей основе следующие достаточно очевидные предпосылки:

- 1) В сильных вузах (к их числу безусловно относится МФТИ), особенно на аэрокосмических факультетах, интерес к космосу достаточно велик и при этом удовлетворяется слабо. Большинство аэрокосмических факультетов и кафедр так или иначе связаны с закрытой тематикой, они традиционно не вкладываются в популяризацию и рекламу в студенческой среде и тем самым проигрывают конкуренцию более популярным, высокодоходным направлениям (в первую очередь специализациям из области IT, а также финансовой и банковской сферы).
- 2) Для привлечения внимания студентов очень хорошо подходит challenge-формат – вызов, который заключается в проверке их способности решить сложную, интересную задачу в условиях ограниченного времени. Задача проектирования научной миссии в дальний космос, очевидно, полностью удовлетворяет этим критериям.
- 3) Командная форма работы студентов над задачей является оптимальной с нескольких точек зрения. Во-первых, это вполне соответствует условиям проектирования реальных научных миссий специалистами космических агентств и корпораций из разных стран мира. Во-вторых, распределение студентов на команды даёт естественным образом внедрить в творческий процесс проектирования миссии состязательные элементы. В-третьих, важнейшее значение в процессе получения студентом знаний

имеют самообразование и наставничество (менторство), то есть передача знаний студентам младших курсов от более старших и опытных ребят. В качестве таковых выступили обучающиеся на базовой кафедре ММиПМ студенты магистратуры и аспиранты-кураторы команд. Нужно отметить, что грамотное распределение ребят по командам – обязательное условие хорошей работы механизма наставничества.

- 4) Разумеется, необходимо организовать и традиционную передачу знаний в лекционном формате от профессионалов в различных областях триады «наука-технологии-прикладная математика», лежащей в основании всего процесса проектирования космических миссий.

Исходя из этих предпосылок, было решено сформировать программу школы в виде работы команд над конкурсной задачей – проектом межпланетной миссии – в течение трёх недель, которым предшествуют три дня тематических лекций от специалистов ИПМ, НИИ ядерной физики им. Д.В. Скобельцына МГУ, частной космической компании «Спутникс», Института космических исследований РАН, Самарского национального исследовательского университета им. С.П. Королёва и Государственного астрономического института им. П.К. Штернберга МГУ. На веб-страничке Школы <https://keldysh.ru/amadeos2021> приведено расписание всех лекций и выложены в pdf-формате соответствующие презентации.

Заметим, что, хотя сама идея школы/конкурса по проектированию научных космических миссий многократно реализовывалась в ведущих мировых центрах космической индустрии и университетах, выбранный формат Школы отличается от аналогичных мероприятий во многих ключевых аспектах. Пожалуй, наиболее близким аналогом AMADEOS можно считать конкурс Caltech Space Challenge – состязание проектов миссий двух международных студенческих команд, которое с 2011 года проводится на базе Калифорнийского технологического института с периодичностью раз в два года [1]. Оно, правда, гораздо более скоротечное, чем AMADEOS: в течение нескольких дней лекций и консультаций профессионалов из космической индустрии и университетов две команды из прошедших жёсткий отбор студентов бакалавриата и магистратуры по самым разным специальностям – от аэрокосмического инжиниринга и прикладной математики до графического дизайна и управления проектами – должны разработать и публично представить высокоуровневый облик научной миссии к заданному небесному телу. Ещё один схожий с AMADEOS по своей направленности формат – летние школы NASA по проектированию научных миссий [2]. В рамках серьёзных 3-месячных занятий в Лаборатории реактивного движения NASA аспиранты и молодые учёные (почти исключительно из США) получают необходимые знания по различным аспектам проектирования миссий и, выбрав одну из приоритетных научных задач, готовят проект при консультировании специалистов NASA. Затем разработанный проект миссии проходит те же этапы оценивания, что и реальные проекты (часто проект из учебного развивается впоследствии в реальный). Летние школы NASA можно считать, скорее, курсами подготовки профессионалов высшей квалификации, не предполагающими соревновательно-игрового элемента.

Прежде чем перейти к изложению поставленной перед участниками Школы конкурсной задачи, приведём немного любопытной статистической информации о командах. Интерес к AMADEOS со стороны студентов Физтеха превзошёл все самые смелые ожидания организаторов: приём заявок в участники даже оказался завершён досрочно, поскольку только за первую неделю регистрации записались более 70 человек. Так как далеко не все студенты способны и готовы участвовать в напряжённой работе над проектом на протяжении нескольких недель, помимо статуса участника был также введён статус наблюдателя, предоставляющий его обладателю полный доступ к самой интересной информации – внутренней кухне творческого процесса всех команд и их промежуточным еженедельным отчётам перед организаторами. Также в наблюдатели организаторами переводились те из членов команд, кто не рассчитал свои силы и время и так и не смог приступить к работе над проектом. В результате 32 студента из 6 различных физтех-школ были распределены организаторами по трём командам, а среди 42 наблюдателей были и несколько студентов из других вузов – Высшей школы экономики, Самарского университета и Российского химико-технологического университета (см. рис. 1). В разрезе подразделений МФТИ по числу участников и наблюдателей ожидаемо первенствовали те, кто поставляет большинство студентов на кафедру ММиПМ: Физтех-школы аэрокосмических технологий (ФАКТ) и прикладной математики и информатики (ФПМИ). Не стало сюрпризом и то, что основу команд составили студенты 2–5 курсов (см. рис. 2). Средний возраст участников школы AMADEOS оказался равен 20 годам. Для сравнения укажем, что средний возраст 13 лекторов Школы – 47 лет, причём у 4 наиболее старших он равен 70 годам, а у 9 младших – 36 лет.



Рис. 1. Статистика Школы по аффилиации участников и наблюдателей



Рис. 2. Статистика Школы по возрасту/ступени обучения участников

Теперь перейдём к описанию конкурсной задачи первой школы AMADEOS. В качестве таковой перед командами была поставлена проблема проектирования научной миссии в систему Нептуна – исследовать саму планету, её магнитосферу и самый крупный – и чрезвычайно интересный с научной точки зрения – спутник Тритон. Нептун – наименее исследованная планета Солнечной системы: по сей день единственным космическим аппаратом, пролетевшим недалеко от Нептуна и сделавшим самую чёткую (и самую известную) фотографию планеты, остаётся «Вояджер-2»: событие произошло 25 августа 1989 года. За последние несколько десятилетий ведущими мировыми космическими агентствами были разработаны множество перспективных проектов миссий в систему Нептуна, но все они пока отложены – или же отменены – в силу их существенной сложности, повышенной рискованности и дороговизны. Руководствуясь двумя наиболее проработанными из таких проектов – американскими Neptune Odyssey и Trident, конкурсное жюри сформулировало перед командами потенциальные научные цели проектируемой миссии, начиная с подробного картографирования Нептуна и особенно Тритона, 60% поверхности которого вообще до сего дня не наблюдалось, до исследования магнитосферы планеты и её колец. Командам был представлен полный перечень доступных научных приборов, приведены их массогабаритные и энергетические характеристики, а также технические требования к осуществлению тех или иных наблюдений и измерений (выбор рабочей орбиты аппарата, точность ориентации и стабилизации для оптических средств наблюдения и антенн). В выборе средств выведения и служебных бортовых систем командам была предоставлена полная свобода, за исключением жёстких ограничений на дату старта (в диапазоне 2025–2040 годов), накопленную бортовой электроникой ионизирующую дозу в 50 крад

и сценарий завершения миссии – вход зонда в плотные слои атмосферы Нептуна. Подробную постановку задачи и требования к отчётности команд можно скачать по ссылке <https://keldysh.ru/amadeos2021/Problem.pdf>.

В ходе трёхнедельной работы над проектом миссии участники пользовались лекционными и справочными материалами, предоставленными организаторами, самостоятельно найденными интернет-ресурсами, а также специализированным программным обеспечением, которое реализует метод виртуальных траекторий, разработанный в ИПМ для поиска межпланетных траекторий с промежуточными гравитационными манёврами [3].

Представленные проекты миссий оценивались по различным компонентам, разделённым на 9 категорий:

- 1) General (общего плана)
- 2) Launch (запуск)
- 3) Voyage (перелёт в систему Нептуна)
- 4) Tour (тур в системе Нептуна)
- 5) Bus (облик аппарата)
- 6) Communication (связь)
- 7) Modeling (моделирование)
- 8) Navigation (навигация)
- 9) Defense (публичная защита проекта)

Полный перечень компонент во всех категориях и принципы выставления баллов по каждому компоненту можно найти в правилах оценивания проектов, открыто опубликованных на страничке Школы (<https://keldysh.ru/amadeos2021/Rules.pdf>). Сразу скажем, что, поскольку мероприятие было дебютным, конкурсному жюри пришлось интуитивно балансировать разбалловку по различным компонентам и категориям, что, как показали итоги конкурса, удалось неплохо, хоть и не совсем идеально. На базе полученного организаторами опыта в будущем будут сделаны соответствующие корректировки.

На пути к финалу AMADEOS – защите разработанных командами проектов, которая прошла в знаменательный для освоения космоса день 4 октября, – были запланированы промежуточные еженедельные отчёты команд, которые помогли всем участникам своевременно получить обратную связь от членов конкурсного жюри, исправить отмеченные недостатки и тем самым заметно улучшить проект. Познакомиться с представленными на суд жюри финальными проектами миссий и итоговыми результатами конкурса можно на страничке Школы, но, чтобы дать представление об уровне проведённой участниками титанической, напряжённой работы, в оставшейся части препринта дадим слово членам команды-победителя. Сразу оговоримся, что текст подготовлен участниками самостоятельно на основе их финального проекта, с учётом высказанных конкурсным жюри рекомендаций и замечаний. Авторы-члены команды благодарят за консультации по отдельным аспектам проектирования межпланетных миссий к.ф.-м.н. Михаила Витальевича Захваткина (ИПМ) и к.т.н. Муслима Ринатовича Ахмедова (ФКИ МГУ).



Рис. 3. Команда-победитель и её куратор Анастасия Целоусова (крайняя слева)

В заключение вводной части препринта отметим поимённо организаторов и идейных вдохновителей Школы, без которых мероприятие не состоялось бы и не было бы столь успешным. AMADEOS – это продукт энтузиазма и коллективного творчества программного комитета Школы:

Трофимов Сергей Павлович, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, зам. зав. кафедрой ММиПМ МФТИ (председатель)

Овчинников Михаил Юрьевич, д.ф.-м.н., г.н.с., зав. отд. динамики космических систем ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Иванов Данил Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Маштаков Ярослав Владимирович, к.ф.-м.н., н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ролдугин Дмитрий Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Широбоков Максим Геннадьевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Также огромный объём волонтёрских обязанностей по проведению мероприятия лёг на организационный комитет AMADEOS:

Четверушкин Борис Николаевич, академик РАН, науч. руководитель ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, зав. кафедрой ММиПМ МФТИ (председатель)

Трофимов Сергей Павлович, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, зам. зав. кафедрой ММиПМ МФТИ

Овчинников Михаил Юрьевич, д.ф.-м.н., г.н.с., зав. отд. динамики космических систем ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Иванов Данил Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Маштаков Ярослав Владимирович, к.ф.-м.н., н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Монахова Ульяна Владимировна, м.н.с., асп. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ролдугин Дмитрий Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Широбоков Максим Геннадьевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН



Рис. 4. Призы команде-победителю - керамические кружки ручной работы

С трудной задачей максимально объективно оценить командные проекты миссий отлично справилось конкурсное жюри Школы:

Овчинников Михаил Юрьевич, д.ф.-м.н., г.н.с., зав. отд. динамики космических систем ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (председатель)

Карпенко Станислав Олегович, к.ф.-м.н., техн. директор ООО «Спутникс»

Малахов Роман Юрьевич, к.т.н., вед. инженер ООО «Спутникс»

Маштаков Ярослав Владимирович, к.ф.-м.н., н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Трофимов Сергей Павлович, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, зам. зав. кафедрой ММиПМ МФТИ

Широбоков Максим Геннадьевич, к.ф.-м.н., с.н.с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Описание победившего в конкурсе проекта

Далее будет полностью представлен проект миссии от команды-победителя. Члены команды перечислены в Таблице 1, а общие сведения о миссии MIPTUNE (Magnetosphere, IR, Plasma, Triton and UV Neptune Explorer), как команда назвала свой проект, приведены в Таблице 2. В данный раздел помещены предложенные решения целого спектра задач: облик космического аппарата и баллистический анализ миссии, планирование научных экспериментов, оценка уровня навигационной неопределённости и моделирование управления ориентацией.

Таблица 1

Список членов команды-победителя

ФИО	Аффилиация
Корнеев Кирилл Романович (капитан)	аспирант ИПМ им. М.В. Келдыша
Пыряев Евгений Викторович	студент МФТИ, ФАКТ
Загребин Иван Вячеславович	студент МФТИ, ЛФИ
Фаттахов Эльдар Маратович	студент МФТИ, ФАКТ
Моргунов Николай Витальевич	студент МФТИ, ФАКТ
Хуртина Юлия Олеговна	студент МФТИ, ФАКТ
Зинец Анастасия Николаевна	студент МФТИ, ФПМИ
Лунин Данила Сергеевич	студент МФТИ, ФАКТ
Якушева Диана Евгеньевна	студент МФТИ, ФАКТ
Васюрин Кирилл Сергеевич	студент МФТИ, ФАКТ
Целоусова Анастасия Александровна	куратор, аспирант МФТИ

Таблица 2

Общие сведения о миссии MIPTUNE

	Величина	Единица измерения
Дата старта	08.02.2031	
Дата входа в систему Нептуна	26.03.2050	
Дата завершения миссии	20.10.2051	
Ракета-носитель	Ангара-А5	
Полная начальная масса КА	4773	кг
Сухая масса	544	кг
Масса полезной нагрузки	121	кг
Количество этапов тура	4	
Общий объём переданных научных данных	4040	Гбит
Накопленная доза ионизирующего излучения	1.4	крад

Облик аппарата

Компоновка космического аппарата (КА) представлена на рис. 5 и основана на нескольких простых идеях. Во-первых, крайне важно минимизировать тензор инерции, чтобы облегчить управление ориентацией КА. Этого можно добиться, поместив топливные баки ближе к центру КА. Они расположатся крест-накрест: два бака с горючим и два бака с окислителем. По мере расходования топлива предполагается перераспределение массы между баками. Это необходимо, так как топливо и окислитель составляют *большую* часть массы КА.

Во-вторых, ось аппарата, вокруг которой чаще всего придётся осуществлять вращение, должна быть осью максимального момента инерции. Ось, по которой направлена штанга магнитометра, является главной осью тензора инерции. Малой осью тензора инерции является ось двигательной установки. *Большая* часть научной аппаратуры должна быть установлена в одном направлении, чтобы иметь возможность использовать все инструменты одновременно.

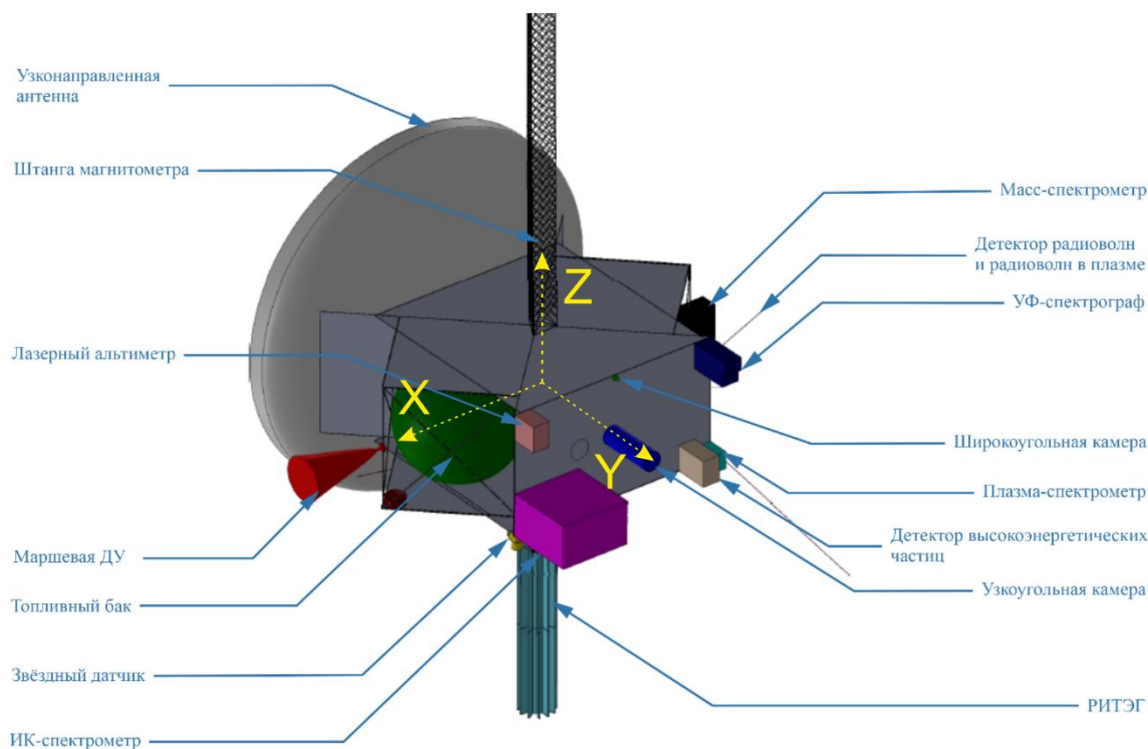


Рис.5. Общая компоновка космического аппарата

Тензор инерции КА с заполненными баками в центральных осях был рассчитан в программном комплексе SolidWorks. Его можно записать в виде

$$J_0 = \begin{pmatrix} 2952.84 & -53.08 & -22.86 \\ -53.08 & 5016.33 & 79.68 \\ -22.86 & 79.68 & 5089.91 \end{pmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}. \quad (1)$$

В процессе исследования системы Нептуна и расходования топлива распределение масс будет значительно меняться, а в сухом виде тензор инерции будет иметь вид:

$$J_f = \begin{pmatrix} 1925.86 & -30.13 & 11.89 \\ -30.13 & 1950.74 & -26.59 \\ 11.89 & -26.59 & 1448.14 \end{pmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}. \quad (2)$$

Общую формулу можно представить в виде

$$J(t) = J_f + (J_0 - J_f)\varphi(t), \quad \varphi \in [0,1]. \quad (3)$$

Габариты КА со сложенной штангой магнитометра составляют 3.75 м × 5.1 м × 5.25 м. Это следует учитывать при выборе ракеты-носителя: её космическая головная часть должна быть способна вместить данный КА.

Список научной аппаратуры

Список научных инструментов (см. Таблицу 3) сформирован в соответствии с перечнем из постановки конкурсной задачи, однако камеры и некоторое другое оборудование команде требовалось подбирать самостоятельно. Более детально вопрос подбора камер будет рассмотрен в разделе, посвящённом сбору научной информации.

Таблица 3

Список научных инструментов

Инструмент	Поток данных, кбит/с
Цветная узкоугольная камера	12288
Цветная широкоугольная камера	9830
Спектрометр в видимом и ближнем ИК диапазоне	90
УФ-спектрограф	20
Магнитометр	2
Детектор радиоволн и волн в плазме	2
Плазма-спектрометр	8
Лазерный альтиметр	1
Масс-спектрометр	2
Детектор высокоэнергетических частиц	3

Система управления движением и навигации космического аппарата

В качестве маршевой двигательной установки в проекте выбран LEROS 4 Interplanetary Engine [4]. В отличие от аналогов, он специально спроектирован для манёвров в дальнем космосе. Главной его особенностью служит высокий уровень тяги, благодаря которому КА способен затормозить при входе в систему Нептуна. Другой особенностью является его компактный размер. На момент выхода

препринта он на стадии готовности TRL 6 и имеет, согласно проведённым тестам, следующие параметры:

- Топливо: MON-3/ММН
- Тяга: 1000 Н
- Удельный импульс: 321 с
- Масса: 8.4 кг
- Срок работы: 23 года
- Максимальное время однократной работы: 3800 с
- Суммарное время работы: 12364 с
- Потребление мощности: 27 Вт



Рис. 6. Двигательная установка LEROS 4

Топливом этого двигателя является монометилгидразин (ММН). Оно будет храниться в двух топливных баках по 1.5 м³ общей массой 2633 кг. Окислителем являются смешанные оксиды азота-3 (MON-3). Этот компонент находится в двух круглых баках по 0.58 м³ с общей массой 1595 кг. В общем случае форму баков можно выбирать произвольно, но для лучшего распределения давления команда остановилась на круглой форме. Ввиду асимметричного расположения двигателя предполагается наличие насосов попарно между баками. Также это позволит балансировать тензор инерции и поддерживать требуемое давление.

Важным элементом служебной бортовой аппаратуры является устойчивая к радиации бортовая вычислительная машина. В качестве таковой выбрана плата RAD750® 6U CompactPCI [5]. Одноплатные компьютеры серии RAD750 использовались в таких миссиях, как Juno и Maven. Приведём параметры платы:

- Габариты: 233 мм x 160 мм
- Вес: 1.22 кг
- Memory SRAM: 48 МБ
- Стойкость к радиации: до 100 крад
- SEU: 1.9 E-4 одиночных сбоя в день
- Производительность: 2.1 MIPS на частоте 132 МГц
- Напряжение и потребление мощности: 5 В, 11 Вт
- Диапазон температур: от -28°C до +70°C



Рис. 7. Маховик ДМ10-25

В качестве активной системы управления ориентацией планируется использовать маховики, такие как ДМ10-25 (рис. 7) [6]. Их понадобится шесть, по два на каждую ось. Параметры маховиков ДМ10-25 таковы:

- Диапазон изменения кинетического момента $10 \text{ м}^2 \cdot \text{кг}/\text{с}$
- Управляющий момент 25 мНм
- Потребление мощности 31 Вт в активном режиме, 4 Вт в установившемся
- Масса 4 кг каждый

Система определения ориентации состоит из двух важных компонентов: звёздного датчика AA-STR [7] (рис. 8) и датчика угловой скорости SX-AVS-01 [8] (рис. 9). Параметры звёздного датчика:

- Потребление мощности 7 Вт
- Поле зрения 20 град
- Масса 1.5 кг

Параметры датчика угловой скорости:

- Потребление мощности 0.6 Вт
- Масса 70 г

Наконец, для системы связи планируется использовать остронаправленную антенну:

- Масса 15 кг
- Размер тарелки 4 м
- Потребляемая мощность 80 Вт

Её характеристики указаны в условиях конкурсной задачи. Кроме остронаправленной предложено установить на борт КА три широконаправленных антенны и усилитель мощностью 80 Вт. Более детально система связи будет обсуждена в соответствующем разделе.

Система электроснабжения

При проектировании системы энергоснабжения следует учитывать некоторые факторы. Во-первых, панели солнечных батарей на расстоянии орбиты Нептуна неэффективны. Единственным возможным источником энергии может служить радиоизотопный термоэлектрический генератор, РИТЭГ (рис. 9). Во-вторых, в предлагаемой миссии будут чередоваться периоды максимальной и минимальной нагрузки. Кроме того, первые 19 лет – в ходе перелёта к Нептуну – большинство бортовых систем будет находиться в режиме гибернации (спящем режиме), что значительно уменьшит потребление.

Согласно условиям конкурсной задачи, РИТЭГ, работающий на плутонии (Pu-238), генерирует 300 Вт электрической мощности. Расчёты показывают, что к



Рис. 8. Звёздный датчик AA-STR

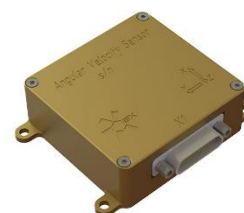


Рис. 9. Датчик угловой скорости SX-AVS-01

моменту прибытия в систему Нептуна производимая мощность снизится до 215 Вт. Предварительные прикидки показали, что этой величины будет недостаточно в периоды пикового энергопотребления.

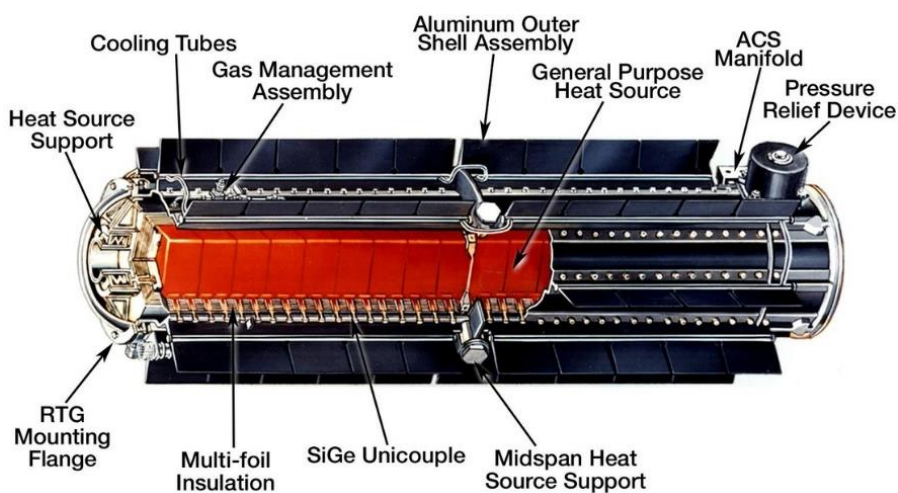


Рис. 9. Общая схема РИТЭГ [источник: NASA]

Для решения проблемы энергоснабжения потребуется два РИТЭГ, которые будут в состоянии поддерживать нагрузку в 430 Вт на момент прилёта в систему Нептуна. Однако ввиду смены режимов питания потребуется рассмотреть, каким способом тратить избыточную мощность.

Современные РИТЭГ способны проводить часть тепла мимо термопар, тем самым снижая производимую мощность [9]. Однако полностью полагаться на этот механизм нельзя: перегрев РИТЭГ приводит к их более быстрому износу. Поэтому был предложен стандартный механизм, используемый для контроля мощности. Для этого применяют регулятор тока на основе широтно-импульсной модуляции, который распределяет избыточную мощность на балластное сопротивление излучательного типа. Величина балластного сопротивления может быть рассчитана оптимальным образом с помощью вольтамперных характеристик элементов системы, но это выходит за рамки данного препринта. Хорошим приближением будет служить внутреннее сопротивление источника тока.

Оставшаяся необходимая часть тока в виде импульсов поступает через систему распределения [10] к потребителям, то есть системам КА. Импульсы сглаживаются с помощью LC-фильтра, чтобы обеспечить постоянный ток. В общем и целом, можно считать, что вся избыточная мощность рассеивается в виде тепла одним из двух способов.

Одной из наиболее энергозатратных систем является система управления ориентацией. Предполагается, что на борту будет шесть маховиков, из которых в периоды максимальной нагрузки потребуется использовать три. Это число маховиков будет использовано для расчёта пикового энергопотребления. Остальные маховики будут работать в установившемся режиме с постоянной скоростью вращения, в котором потребление сводится к минимуму.

Энергопотребление научных и служебных приборов

Составная часть	Масса, кг	Энергопотребление, Вт
цветная узкоугольная камера	8.6	5.75
УФ-спектрограф	10	9
спектрометр в ИК диапазоне	37	22
магнитометр	5	6
детектор радиоволн и волн в плазме	15	10
цветная широкоугольная камера	0.8	2.3
плазма-спектрометр	13	15
лазерный альтиметр	8	28
масс-спектрометр	9	27
детектор высокоэнергетических частиц	16	20
маховики	22.8	33/шт
звёздный датчик	1.5	7
остронаправленная антенна	15	80
3 всенаправленных антенны	1.5	
усилитель		15
РИТЭГ	100	-430
Радиоизотопный нагревательный блок	0,8	
бортовой компьютер	1	14
маршевая двигательная установка	8.41	22.5
топливо	4229	
радиационная защита	60.7	
конструкция	210	
Итого (сухая)	544.11	
Итого	4773.11	
Пиковое энергопотребление		388.55
Минимальное энергопотребление		116

Из таблицы 4 видно, что 41 Вт мощности требуется рассеивать в виде тепла в период пикового потребления и 314 Вт в период минимального потребления.

Система обеспечения температурного режима

Согласно условиям конкурсной задачи, требуется поддерживать примерно постоянную температуру научной аппаратуры как во время перелёта, так и во время эксплуатации. Ввиду наличия двух РИТЭГ тепла выделяется в избытке. Единственным способом рассеять это тепло является излучение. Для расчёта температурного режима пользуются уравнением теплового баланса, а на орбите Нептуна световой поток настолько мал, что на первый план выходит именно тепло от РИТЭГ. С другой стороны, перегрев источников питания ведёт к их ускоренной деградации. Таким образом, придётся поддерживать режим, при котором ни аппаратура, ни РИТЭГ не подвергаются перегреву.

Кроме РИТЭГ тепло производится путём использования радиоизотопных нагревательных блоков (РНБ) мощностью 1 Вт. Они распределяются по наиболее удалённым от РИТЭГ частям КА.

Таблица 5

Теплообмен элементов КА

Оборудование	Рабочая темп., °С	Масса, кг	Теплоемкость, Дж/К	Площадь поверхности прибора, м ²	Отвод тепла (при 20°С), Вт	Солнечное излучение у Нептуна, Вт
Цветная узкоугольная камера	-10...+30	4	3680	0,67	56	1,02
УФ-спектрограф		10	9200	0,62	52	0,94
Спектрометр в видимом и ближнем ИК диапазоне		37	34040	2,88	241	4,38
Магнитометр		3	2760	0,015	1	0,02
Детектор радиоволн и волн в плазме		3	2760	0,015	1	0,02
Цветная широкоугольная камера		5	4600	0,008	1	0,01
Плазма-спектрометр		13	11960	0,28	23	0,43
Лазерный альтиметр		8	7360	0,42	35	0,64
Масс-спектрометр для регистрации ионов		9	8280	0,64	53	0,97
Детектор высокоэнергетических частиц		16	14720	0,52	43	0,79
Остронаправленная антенна	-10...+35	15	13800	25	2089	38
Радиоизотопный генератор (15°С)	-5...+15	50	46000	1,5	117	2,28
Баки (два с гидразином и один с MON)	Подходят под диапазон	-	-	16	1337	24,32
Штанга		-	-	0,39	33	0,59
Конструкция (41°С)	-	-	-	21,6	2380	32,83
Всего				70,558	6463	107,25

Учтём, что на дату прибытия к Нептуну два РИТЭГ будут производить меньше как электрической, так и тепловой мощности. В нашем случае они будут производить

$$P_{RTG} = 2 \times 3153 \text{ Вт} = 6306 \text{ Вт}, \quad (4)$$

а за счёт светового потока от Солнца будем получать

$$P_s = S \times F_s = 70.558 \times 1.52 = 107.25 \text{ Вт}. \quad (5)$$

Как легко заметить, эти числа отличаются на порядок. Для соблюдения подходящего диапазона температур возьмём температуру приборов равной 20°C , температуру РИТЭГ 15°C , а весь избыток тепла перенаправим на конструкцию, что даст её нагрев до 41°C . Первые два значения определяются из требований к приборам, а последнее – из условия соблюдения теплового баланса. Разумеется, придётся задействовать активные элементы обеспечения теплового режима для нагревания корпуса и охлаждения РИТЭГ. В данном случае целесообразно применить тепловые трубы [11] с зоной испарения в районе РИТЭГ и зонами конденсации у корпуса КА и аппаратуры. Тем не менее подробный расчёт такой системы в рамках препринта производиться не будет. Можно предполагать, что работу по перемещению тепла можно совершить с помощью избытков мощности. Поэтому можно ограничиться более простой задачей, а именно внешним теплообменом.

Предположим, что КА можно рассматривать в рамках модели серого тела. То есть из каждой точки поверхности излучается

$$j = \varepsilon \sigma T^4, \quad \varepsilon = 0.2, \quad (6)$$

где излучательная способность соответствует алюминию. Учтём различную температуру разных частей КА и запишем величину выделяемого тепла:

$$P_{KA} = S \times \varepsilon \sigma T^4 = 6471 \text{ Вт}. \quad (7)$$

Именно излучение тепла корпусом легче всего контролировать, так как листы алюминия выступают в роли удобного радиатора. При определённой необходимости можно понизить температуру корпуса, увеличив его излучательную способность теми или иными способами.

Отдельно следует помнить, что избыток мощности будет рассеиваться на балластном сопротивлении, что можно учесть, добавив дополнительный член в уравнение теплового баланса

$$P_{BC} = 41 \text{ Вт}. \quad (8)$$

Здесь следует сказать, что конкретная излучательная способность балластного сопротивления не так существенна, как вклад рассеиваемой электрической мощности в общий теплообмен. Также стоит учитывать коэффициент производительности РНБ $\alpha_{RNB} = 0.85$. Записав уравнение теплового баланса и учтя коэффициент производительности, можно оценить число РНБ как

$$(P_{KA} + P_{BC} - P_S - P_{RTG}) / \alpha_{RNB} \approx 10. \quad (9)$$

Иначе говоря, можно обеспечить нужный температурный режим за счёт 10 РНБ. Строго говоря, это число должно быть выбрано из нужд наиболее удалённых от тепловых труб приборов, таких как магнитометр. Приведённое здесь число не было обосновано моделированием, но было выбрано заранее из опыта других миссий и здравого смысла. Фактически весь тепловой режим контролируется не РНБ, а излучением с корпуса.

Если взять в рассмотрение период минимального энергопотребления, когда избыточная мощность будет составлять $P_{BC} = 314$ Вт, то использование того же числа РНБ приведёт к повышению температуры корпуса до 50°C для соблюдения условий хранения аппаратуры в выключенном состоянии. В свою очередь увеличение температуры приведёт к линейному расширению алюминиевого корпуса примерно в $9 \times 22.2 \times 10^{-6} = 2 \times 10^{-4}$ раз относительно режима максимального энергопотребления, что, безусловно, надо учитывать при проектировании.

Радиационная защита

На протяжении межпланетного перелёта и в системе Нептуна различные источники радиации будут воздействовать на системы КА и полезную нагрузку. Несущая конструкция не может защитить научную аппаратуру, так как та находится снаружи. Для неё потребуется отдельная защита. Приведём значения площади поверхности, которую необходимо покрыть такой защитой.

- Суммарная площадь внешних приборов 6.07 м^2
- Площадь корпуса 21.6 м^2

Из расчёта плотности 1 г/см^2 требуется ещё 60 кг радиационной защиты для приборов. Именно для такой плотности защиты и будут приводиться дальнейшие оценки. Отдельно стоит заметить, что БВМ на рис. 11 окружена собственным защитным слоем и обладает устойчивой к радиации конструкцией.

Теперь перейдём к рассмотрению различных источников радиации. Начнём с постоянного источника – космической радиации. Галактические космические лучи [12] моделируются константой 50 мрад/сут , что даёт нам оценку 365 рад за 20 лет миссии.

Во время совершения гравитационного манёвра КА пролетает на расстоянии 20 радиусов Юпитера, который известен своими поясами радиации. Нам требуется учитывать не только пролётное расстояние, но и широту относительно

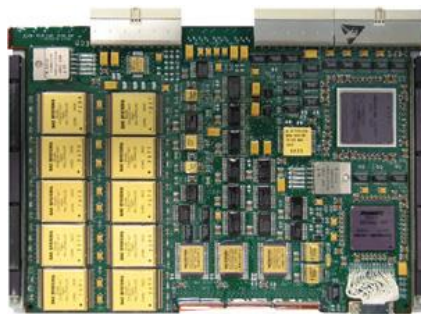


Рис. 11. Одноплатный компьютер RAD750@ 6U CompactPCI

Юпитера [13, 14]. Магнитное поле расслаивается на оболочки, параметризуемые числом

$$L = \frac{r}{\cos^2 \alpha}, \quad (10)$$

где α – широта в системе отсчёта (СО) диполя Юпитера. Поэтому при расчётах доз радиации нам потребуются пересчёт положения КА относительно Юпитера в эту СО. Прямое моделирование для пролёта у Юпитера даёт цифру в 180 рад.

Наконец, у Нептуна приходится учитывать не только широту в СО диполя, но и вращение самого Нептуна. Напомним, что оси вращения Нептуна и его диполя не совпадают [15]. Для моделирования радиации используется модель JPL Neptune Radiation Model (NMOD) [16]. В ней таким же образом вводится широта L и проводится прямое моделирование, которое даёт оценку в 768 рад.

Суммарно за всё время миссии накапливается доза в 1.3 крад. Это число укладывается в требования конкурсной задачи.

Система связи

Для планирования научных экспериментов необходимо оценить качество и скорость передачи данных. В то время как данным телеметрии хватает 20 кбит/с, передать фотографии и измерения более затруднительно.

Космический аппарат оснащён одной остронаправленной четырёхметровой антенной и тремя широконаправленными, а также усилителем. Компоновка этих элементов является достаточно стандартной и не претерпевала значительных изменений со времён Вояджеров. Она представлена на рис. 12.

Проведём анализ факторов, влияющих на качество связи с помощью остроугольной антенны. В эти факторы входят:

- потери в свободном пространстве;
- рассеяние на атмосферных газах;
- рассеяние на гидрометеорах в облаках и в дождливую погоду;
- Фарадеевская деполяризация;
- мощность передающей и принимающей антенн;
- мощность усилителя;
- выбор кодировки.

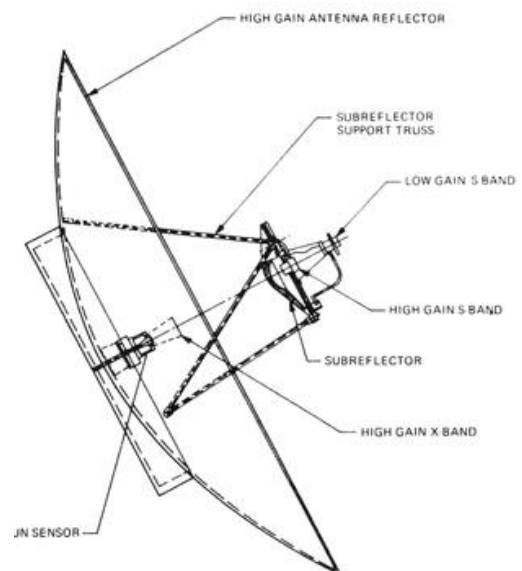


Рис. 12. Комповка антенны

Для оценки скорости передачи была использована стандартная методика [17], а также проведено сравнение кодировок. Для проверки результатов на соответствие действительности изучена документация по миссии Кассини.

Начнём с рассмотрения мощности сигнала, положительный вклад в которую вносит усилитель:

$$G_{ampl} = 10 \log_{10}(P_{ampl}) \text{ dBm.} \quad (11)$$

Здесь P_{ampl} – мощность на выходе усилителя антенны. Теперь рассмотрим усиление самой антенной

$$G_{Ant} = \left(\frac{\pi d_A}{\lambda} \right)^2, \quad (12)$$

где S_A – эффективная площадь антенны, d_A – диаметр антенны (задан условиями конкурсной задачи), λ – длина волны. Усиление от приёмной антенны также зависит от угла подъёма антенны и некоторых параметров

$$G_{station}(\theta) = G_0 - G_1(\theta - \gamma)^2 - \frac{A_{zen}}{\sin \theta} \text{ dBi.} \quad (13)$$

Здесь θ – угол подъёма антенны, $6 \leq \theta \leq 90$, $G_0 = 67.05$, $G_1 = 0.00008$, $\gamma = 42.0$ – табличные параметры для антенны DSS-15. A_{zen} – аттенуация атмосферы в зените.

Потери в дожде обозначают L_{rain} , и они известны по табличным значениям [18] для выбранной частоты сигнала. Точно так же дело обстоит с потерями в облаках L_{cloud} и в газе L_{gas} .

Главный вклад в ослабление мощности сигнала вносят потери в свободном пространстве

$$L_{fsl} = 20 \log_{10} \left(\frac{4\pi f_0 D_{max}}{c} \right), \quad (14)$$

где f_0 – несущая частота СВЧ колебания в Гц, c – скорость света в вакууме, D_{max} – максимальная наклонная дальность линии связи КА – наземная станция (НС) в метрах. Другой важной составляющей являются поляризационные потери

$$L_{pol} = -10 \log_{10} \left(0.5 \left(1 + \frac{(1 - SA)^2 (1 + GA)^2 \cos(\pi / 2 + \phi) + 4SA \cdot RA}{(1 + SA)^2 (1 + GA)^2} \right) \right), \quad (15)$$

где ϕ – поворот плоскости поляризации, SA – коэффициент эллиптичности антенно-фидерной системы КА, GA – коэффициент эллиптичности антенны НС.

Было проведено моделирование суммарных потерь для S, X и Ka-диапазонов, исходя из которых X-диапазон представился наиболее подходящим под наши задачи как оптимальный по коэффициенту усиления антенны и потерям на радиотрассе. Причём мощность сигнала с учётом потерь оценивается по формуле

$$P_{RX} = G_{Ampl} + G_{Ant} + G_{station} - L_{pol} - L_{fsl} - L_{gas} - L_{rain} - L_{cloud}. \quad (16)$$

Далее, с уже известной мощностью, был произведён расчёт скорости передачи данных на радиолинии X-диапазона:

$$BitRate = CodeRate \cdot 10^{0.1 \left(P_{RX} - N_0 \frac{E_B}{N_{0MIN}} \frac{E_b}{N_{0MARGIN}} \right)}, \quad (17)$$

где N_0 – спектральная плотность шумов, $\frac{E_b}{N_{0MIN}}$ – минимальное отношение энергии бита сигнала к энергии шума для данной схемы кодирования, $\frac{E_b}{N_{0MARGIN}} = 3Dbi$ – минимальный запас по энергии из условий конкурсной задачи, а $CodeRate$ – скорость кодирования, которая зависит от метода кодировки. Результат моделирования передачи данных с помощью различных методов кодирования информации на расстояние орбиты Нептуна представлен на рис. 12.

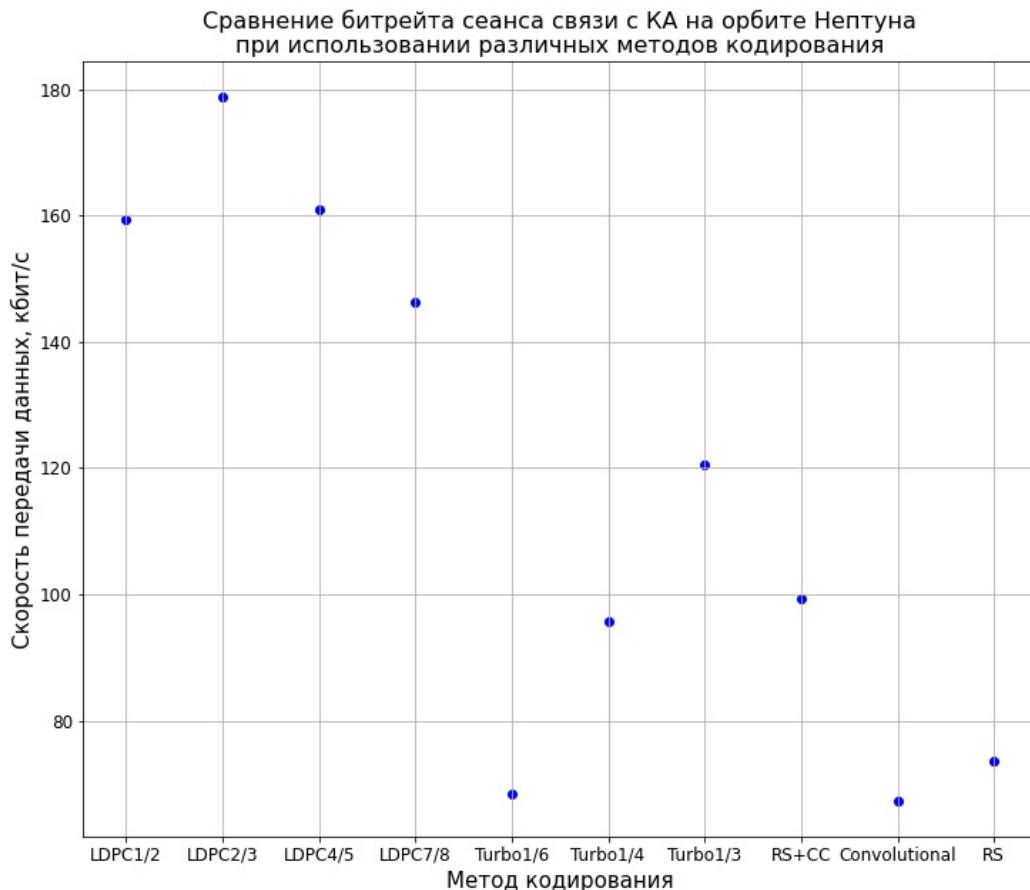


Рис. 12. Сравнение скорости передачи данных в разных кодировках

По итогам моделирования была выбрана кодировка LDPC(2/3). Оценка максимальной скорости передачи для данного метода составила 179 кбит/с. С такой скоростью передача 20 Гбит из хранилища данных КА занимает 32.5 часов. Разумеется, эта оценка снизу, без учёта положения принимающих станций на Земле. В дальнейшем будем придерживаться этой оценки.

Кроме знания скорости передачи данных, необходимо понимать точность, с которой надо навести остронаправленную антенну на Землю. Это позволяет корректно оценить требования к точности системы ориентации. Для достижения указанной скорости нужно иметь точность наведения

$$\theta = \frac{\lambda}{d} = 9 \text{ мрад.} \quad (18)$$

Эта точность касается лишь остронаправленной антенны: широконаправленные могут принимать и передавать сигнал под любым углом, но их мощность значительно меньше. Усиление G_{Ant} остронаправленной антенны около 36 dBi. Чтобы оценить скорость передачи широконаправленной антенны, нужно подставить её усиление на место G_{Ant} в формуле (16). К сожалению, на примере документации аппарата Gaia [19] видно, что усиление не превысит 0 dBi при соблюдении ограничений по углам направленности. Разместив три таких антенны, можно покрыть все возможные углы. Таким образом, оценка скорости составляет 45 бит/с без наведения на Землю.

Сравним получившиеся значения с величинами из документации миссии Кассини-Гюйгенс [20]. Для узконаправленной антенны доступно 166 кбит/с, а для широконаправленной – 40 бит/с на расстоянии Сатурна. Тем самым мы убеждаемся в адекватности приведённых оценок.

Баллистический анализ миссии

Перелёт в систему Нептуна

Одним из ключевых вопросов при проектировании межпланетной миссии является выбор траектории перелёта. В нашем случае было необходимо выбрать наилучшую траекторию с длительностью перелёта, не превышающей 20 лет (по условию конкурсной задачи). Традиционной схемой полёта к внешним планетам является перелёт с промежуточным гравитационным манёвром у Юпитера (см. рис. 13).

Для построения траектории перелёта был использован метод виртуальных траекторий [21]. В рамках этого метода сначала находятся все геометрически возможные перелёты для выбранного маршрута, после чего формируется база виртуальных траекторий. Затем происходит отсеивание траекторий по интервалу дат старта, после чего оставшиеся траектории уточняются и вновь отсеиваются по каким-либо дополнительным критериям. Кроме выбранного маршрута Земля-Юпитер-Нептун, рассматривались и 7 других маршрутов: Земля-Нептун, Земля-Сатурн-Нептун, Земля-Венера-Юпитер-Нептун и пр. Однако была выбрана схема с нулевыми затратами характеристической скорости, что означает значительную экономию топлива.

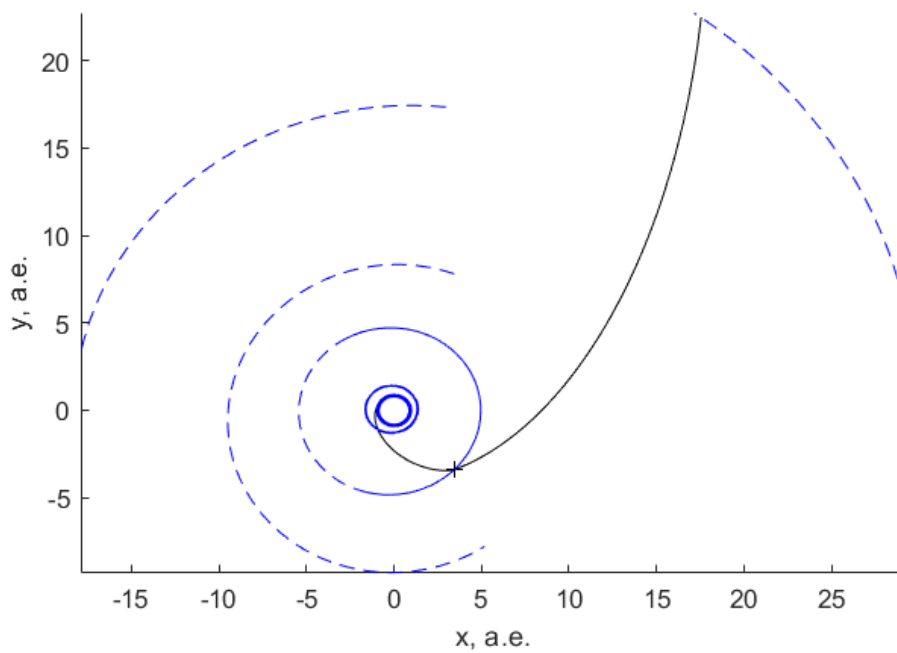


Рис. 13. Маршрут Земля-Юпитер-Нептун

Особенностью выбранной межпланетной траектории является возможность наблюдения дополнительных небесных тел. При пролёте Юпитера можно будет наблюдать его спутники Каллисто и Европу с расстояний 600 тыс. км и 900 тыс. км. Это соответствует разрешениям камеры 3 и 4.5 км/пиксель. С научной точки зрения подобные наблюдения будут представлять малый интерес, но позволят проверить работу камер и отработать передачу данных на Землю. На рис. 14 представлены моменты максимального сближения со спутниками.

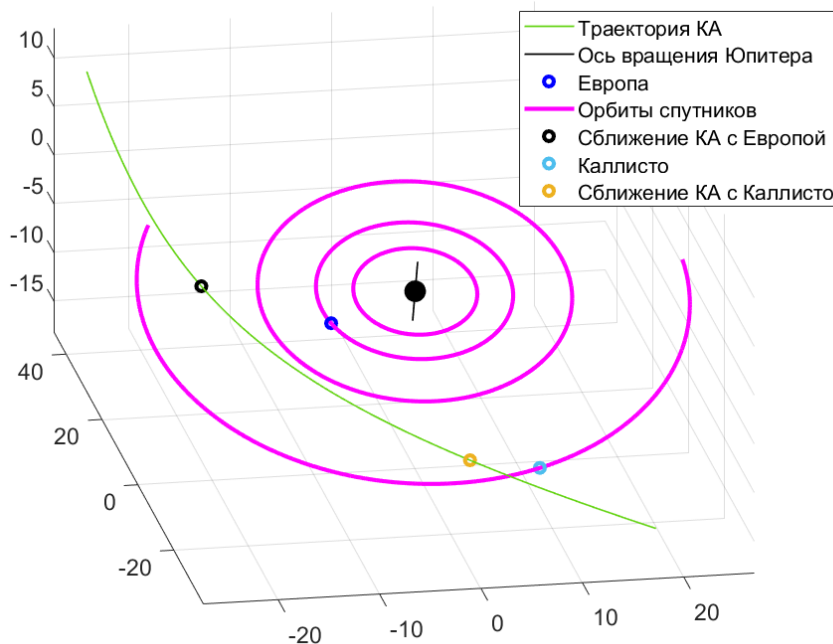


Рис. 14. Траектория пролёта системы Юпитера

Выбор средства выведения

Для выведения КА на отлётную траекторию потребуется гиперболический избыток скорости 9.8357 км/с. В процессе проработки миссии рассматривались разные варианты, но в итоге команда остановилась на ракете Ангара-А5 [22]. Предполагается, что мощности этой ракеты-носителя хватит для сообщения этой скорости даже без использования разгонного блока. В космическую головную часть длиной в 17.8 метров и диаметром в 5.2 метра с избытком вмещается КА.

Предварительные расчёты показывают, что Ангара-А5 способна сообщить КА скорость в 10.5 км/с, что более чем достаточно для целей миссии. Это оценка сверху, вычисленная с помощью вычета гравитационных и другого рода потерь [23]. При этом считалось, что аэродинамические потери и потери на управление составят не более 1 км/с.

Тур в системе Нептуна

Чтобы разъяснить причины, по которым траектория тура может иметь тот или иной вид, надо принимать во внимание следующие аспекты. Во-первых, характеристическая скорость, затрачиваемая на первичное торможение, зависит от скорости и угла подлёта к Нептуну. Более того, ограничения двигательной установки не позволяют произвольно тратить эту характеристическую скорость ввиду возможности перегрева сопла. Поэтому снижение апоцентра орбиты в область магнитопаузы достижимо лишь за два запуска двигателя вместо одного.

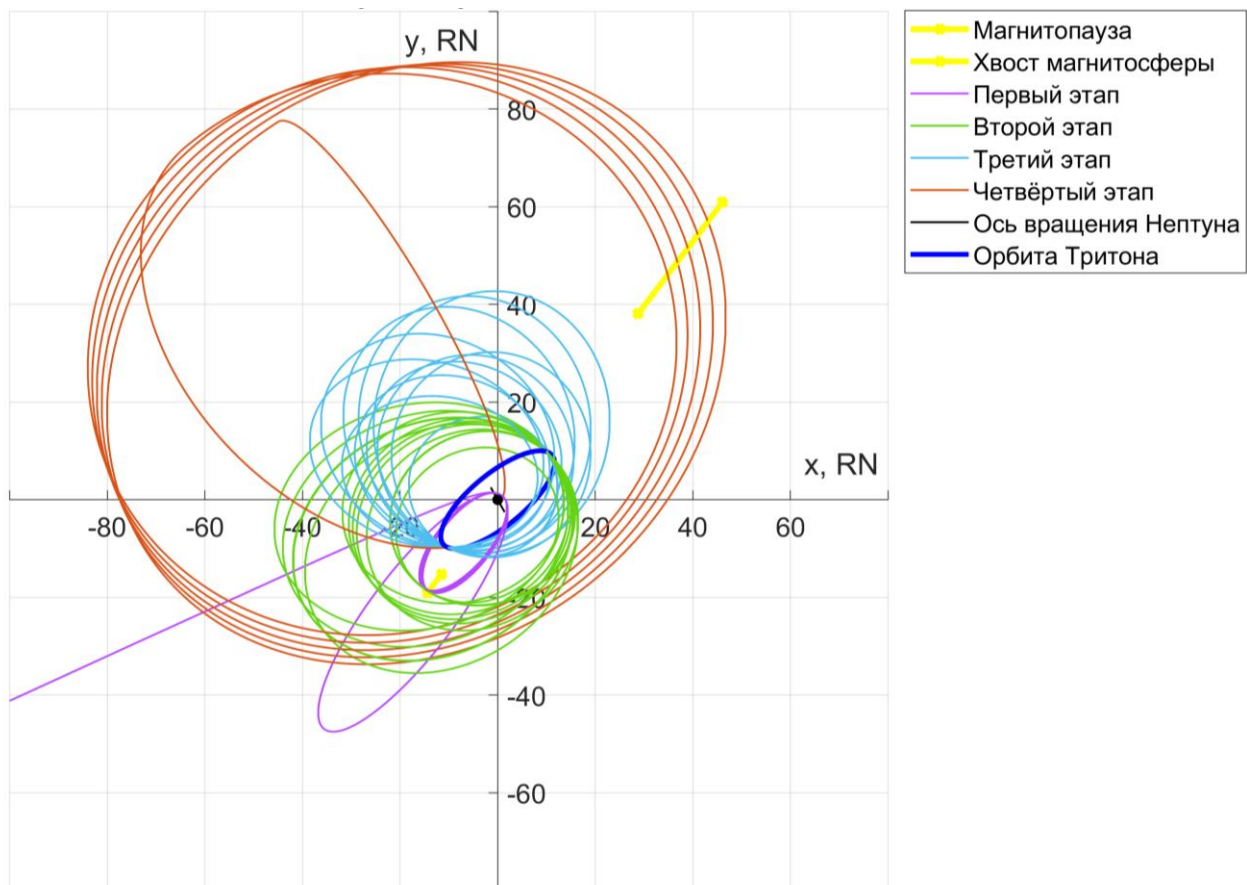


Рис. 15. Траектория КА в системе Нептуна

Во-вторых, каждый пролёт вблизи Тритона позволяет увидеть лишь освещённую Солнцем часть поверхности и сфотографировать её. Стоит помнить, что Тритон находится на почти круговой орбите и всегда повернут к Нептуну одной стороной из-за действия приливных сил. Практически это означает, что одну половину Тритона можно сфотографировать, когда он находится в ближней к Солнцу части орбиты, а другую можно сфотографировать в дальней части орбиты. При этом КА всегда должен пролетать с солнечной стороны. Это приводит к разбиту этапа изучения Тритона на две части.

В-третьих, конкурсное требование входа КА в плотные слои атмосферы Нептуна в конце миссии означает необходимость сохранения дополнительной характеристической скорости для этого манёвра.

На рисунке 15 представлен общий вид траектории, где разными цветами выделены различные фазы тура. В Табл. 7 представлена суммарная информация по этим фазам. Общие затраты характеристической скорости составят 6424 м/с. Перейдём к подробному разбору каждого этапа.

Таблица 7

Этапы миссии

Этап	Манёвр	Затраты характеристической скорости, м/с
1. Торможение, исследование магнитопаузы, картографирование Нептуна и его колец	Первый тормозной импульс	950
	Второй тормозной импульс	308.4
2. Первая фаза исследования Тритона в дальней части орбиты	Поднятие до орбиты Тритона. Первый импульс	1568
	Поднятие до орбиты Тритона. Второй импульс	270
	Первое сближение с Тритоном	220.7
	Манёвры коррекции для последующих 9 сближений	553.1
3. Вторая фаза исследования Тритона в ближней части орбиты	Резкое понижение апогея	520
	Коррекция для	4

	сближения	
	Манёвры коррекции для последующих 11 сближений	603.9
4. Исследование хвоста магнитосферы, картографирование Нептуна узкоугольной камерой	Поднятие апогея	200
	Поднятие перигея	300
	Коррекция наклонения	70
	Увод с орбиты	850

Первый этап подразумевает сближение с Нептуном на расстоянии четверти радиуса планеты (6300 км) от границы атмосферы планеты. Затем запускается маршевая двигательная установка и переводит КА с гиперболической пролётной траектории на высокоэллиптическую. Вторым импульсом апоцентр опускается в область магнитопаузы. На этом этапе в течение 10 оборотов широкоугольной и узкоугольной камерами картографируется Нептун, задействуется вся научная аппаратура. Кроме того, есть возможность с близкого расстояния отснять кольца Адамса и Леверье. В перицентре орбиты КА пролетает ниже этих колец, так что опасаться за его сохранность не приходится.

На втором этапе орбита КА поднимается до орбиты Тритона с помощью нескольких импульсов. После этого в области пересечения орбит подаётся импульс так, чтобы через один оборот произошло сближение. КА пролетит с освещённой стороны Тритона и далее произойдёт одновременно несколько действий. Во-первых, этот момент является наиболее благоприятным, чтобы провести манёвр коррекции для встречи со спутником через кратное число витков последнего. В нашем туре предполагается сохранять резонанс 2:1 и 3:1 поочередно. То есть, если при первом пролёте Тритона скорректировать траекторию так, чтобы следующее сближение произошло через два оборота спутника, то при втором пролёте удобнее и экономичнее сделать сближение через три оборота и так далее. Такая схема экономит значительное количество топлива сравнительно с постоянным поддержанием одного соотношения. Во-вторых, КА пролетит над поверхностью Тритона на расстоянии от 200 до 250 км, что является наилучшей возможностью для использования камер и другого научного оборудования. На таком расстоянии могут быть захвачены образцы атмосферы в масс-спектрометр. Если посмотреть на рис. 4 со схемой КА, то можно увидеть, что вся аппаратура находится перпендикулярно оси двигателя именно для одновременного проведения измерений и коррекции траектории.

Для третьего этапа потребуется опустить апоцентр орбиты КА до орбиты Тритона, а потом снова соблюдать резонансы 2:1 и 3:1 поочередно. На этом этапе КА будет пролетать с другой стороны Тритона, которая не была видна на предыдущем этапе. Заканчивается этап последним сближением и подачей

увеличенного импульса для резкого поднятия апоцентра. Чем выше будет апоцентр, тем дешевле будет уводить КА с орбиты в смысле характеристической скорости.

В последнем этапе предполагается перейти от высокоэллиптической орбиты к менее эллиптической для пересечения траектории с хвостом магнитосферы. Эта область расположена за планетой на оси Нептун–Солнце. Для точного попадания в эту область требуется провести коррекцию наклона, что будет последней тратой характеристической скорости до манёвра увода. На этой орбите аппарат может оставаться продолжительное время, однако для какой-то конкретики было решено сделать пять оборотов, после чего одним импульсом свести КА с орбиты.

Моделирование навигации и управления ориентацией

Моделирование навигационной неопределённости

Одной из важных составляющих миссии является определение положения и скорости КА. Существует несколько классических подходов для этой цели. Среди них – использование радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости [24]. Для измерений радиальной скорости потребуется две принимающих станции с как можно *большим* расстоянием между ними. Эти две станции оценивают проекцию скорости КА на луч зрения по доплеровскому смещению. Особенно хорошо этот метод подходит для измерений скорости, а в производной радиальной скорости содержится информация о положении КА. Для радиальной скорости ошибка измерения может составлять меньше 0.01 мм/с при использовании в условиях выраженной динамики (вблизи массивных тел). Также к полезным свойствам относится возможность непрерывного измерения состояния КА. С другой стороны, такой подход требует точного знания прохождения луча в атмосфере и ионосфере Земли, а также знания движения фазовых центров антенн станций слежения относительно опорных точек.

Для обработки непрерывно поступающей информации был выбран фильтр Калмана [25], как один из последовательных методов. Также были получены уравнения относительного движения для близких траекторий. Начнём с уравнений абсолютного движения. Запишем их в компактном виде

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{F}(\mathbf{X}, t), \\ \mathbf{F} &= \left[\mathbf{V}, -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \right]^T, \end{aligned} \quad (19)$$

где фазовый вектор

$$\mathbf{X} = [\mathbf{r}, \mathbf{V}]^T. \quad (20)$$

Теперь перейдём к относительному движению. Этот метод предполагает знание некой опорной траектории и вычисляет отклонение от неё. В отличие от прямого использования фильтра Калмана, это позволяет задействовать не сами измерения радиальной скорости, а их производные.

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{X}(t) - \mathbf{X}^*(t). \quad (21)$$

Дифференциальное уравнение на этот вектор запишется в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}(t))}{\partial \mathbf{X}(t)} \mathbf{x} = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}. \quad (22)$$

Стоит обратить внимание, что матрица \mathbf{A} не будет зависеть явно от времени:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \frac{\mu}{r^5} \mathbf{D} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \end{bmatrix}, \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 2x^2 - y^2 - z^2 & xy & xz \\ xy & 2y^2 - x^2 - z^2 & yz \\ xz & yz & 2z^2 - y^2 - x^2 \end{bmatrix}. \quad (23)$$

Обозначим идеальный вектор измерений как \mathbf{Y}_i^c , а полученный фактически как

$$\mathbf{Y}_i^o = \mathbf{Y}_i^c + \boldsymbol{\varepsilon}_i. \quad (24)$$

Также это позволит нам добавлять случайные ошибки $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ на этапе численного моделирования. Невязки измерений \mathbf{y}_i записываются по формуле

$$\mathbf{y}_i = \mathbf{Y}_i^o - \mathbf{Y}_i^c = \tilde{\mathbf{H}}(t)\mathbf{x}_i + \boldsymbol{\varepsilon}_i, \tilde{\mathbf{H}}(t) = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_i^c}{\partial \mathbf{X}} \right], \quad (25)$$

где матрица $\tilde{\mathbf{H}}(t)$ будет зависеть от выбранного метода измерений:

$$\tilde{\mathbf{H}}(t) = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_i^c}{\partial \mathbf{X}} \right]. \quad (26)$$

Дополнительно стоит учитывать неточность модели движения [24]. Учтём влияние случайного возмущающего ускорения $\boldsymbol{\xi}(t)$ в виде белого шума с матрицей усиления \mathbf{B} :

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(t)\mathbf{x} + \mathbf{B}\boldsymbol{\xi}(t). \quad (27)$$

Определив вектор состояния и вектор измерений, перейдём к записи фильтра Калмана. На каждом шаге выполняются два действия:

1. Прогноз текущего состояния и его ковариационной матрицы;
2. Уточнение нового состояния и новой ковариационной матрицы.

То есть на первом этапе мы записываем предыдущий вектор состояния $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$ и предсказываем новый вектор $\bar{\mathbf{x}}_k$, аналогично поступаем с ковариационной матрицей $\hat{\mathbf{K}}_{k-1}$ и её предсказанием $\bar{\mathbf{K}}_k$:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{x}}_k &= \boldsymbol{\Phi}(t_k, t_{k-1})\hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{v}_{k-1}, \\ \bar{\mathbf{K}}_k &= \boldsymbol{\Phi}(t_k, t_{k-1})\hat{\mathbf{K}}_{k-1}\boldsymbol{\Phi}^T(t_k, t_{k-1}) + \mathbf{Q}_{k-1}. \end{aligned} \quad (28)$$

Здесь \mathbf{v}_{k-1} – вектор накопленных возмущений ξ на участке, \mathbf{Q}_{k-1} – ковариационная матрица этих возмущений, а матрица $\Phi(t_k, t_{k-1})$ – переходная матрица и вычисляется по формуле

$$\Phi(t_k, t_{k-1}) = \exp(\mathbf{A}(t_{k-1}) \times (t_k - t_{k-1})) \approx \mathbf{I} + \mathbf{A}(t_{k-1}) \times (t_k - t_{k-1}). \quad (29)$$

На втором этапе будем уточнять предыдущие оценки

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k &= \bar{\mathbf{x}}_k + \boldsymbol{\alpha}_k (\mathbf{y}_k - \tilde{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{x}}_k), \\ \hat{\mathbf{K}}_k &= (\mathbf{I} - \boldsymbol{\alpha}_k \tilde{\mathbf{H}}_k) \bar{\mathbf{K}}_k. \end{aligned} \quad (30)$$

Здесь векторный коэффициент усиления равен

$$\boldsymbol{\alpha}_k = \bar{\mathbf{K}}_k \tilde{\mathbf{H}}_k^T (\tilde{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{K}}_k \tilde{\mathbf{H}}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (31)$$

а \mathbf{R}_k – это ковариационная матрица ошибок измерения.

Теперь явно выпишем матрицы $\tilde{\mathbf{H}}_k$ для измерений радиальной скорости, а точнее – для измерения частот принятого и переданного сигналов:

$$\dot{D} = \frac{D(t_3) - D(t_3 - \Delta T)}{\Delta T} \approx \frac{1}{2} \left[\frac{\mathbf{V}_{12} \cdot \mathbf{r}_{12}}{r_{12}} + \frac{\mathbf{V}_{32} \cdot \mathbf{r}_{32}}{r_{32}} \right]. \quad (32)$$

Здесь матрица $\tilde{\mathbf{H}}_k$ запишется как

$$\tilde{\mathbf{H}}_k = \left[\frac{\partial \dot{D}}{\partial \mathbf{r}}, \frac{\partial \dot{D}}{\partial \mathbf{V}} \right]^T. \quad (33)$$

Частные производные имеют вид

$$\frac{\partial \dot{D}}{\partial \mathbf{r}} \approx \frac{1}{2} \left[\frac{\mathbf{V}_{12}}{r_{12}} + \frac{\mathbf{V}_{32}}{r_{32}} - \dot{D} \left[\frac{\mathbf{r}_{12}}{r_{12}^2} + \frac{\mathbf{r}_{32}}{r_{32}^2} \right] \right]^T, \quad (34)$$

$$\frac{\partial \dot{D}}{\partial \mathbf{V}} \approx \frac{1}{2} \left[\frac{\mathbf{r}_{12}}{r_{12}} + \frac{\mathbf{r}_{32}}{r_{32}} \right]^T. \quad (35)$$

Здесь индекс 12 относится к положениям и скоростям КА относительно первой станции (передачи), а 23 – станции принятия сигнала и КА.

Численное моделирование этого метода показало, что такой способ измерения радиальной скорости КА позволяет получить ошибку по скорости не хуже, чем 50 см/с, и 30 тыс. км ошибки по положению на расстоянии орбиты Нептуна. Более точная навигация должна быть автономной, с учётом измерений, получаемых полезной нагрузкой. Среди прочих приборов особенно полезными для навигации будут две камеры и альтиметр. Построение методов автономной навигации выходит за рамки данного препринта. Однако заметим, что такой подход может быть основан на системе AutoNav [27], использовавшейся в миссиях Deep Impact и Stardust во время сближений с целевыми объектами.

Оценку точности навигации можно получить другим способом. Одной из широко известных систем является Deep Space Network. Эта международная сеть станций дальней космической связи состоит из нескольких радиотелескопов и располагается на различных континентах. Согласно документу [28], угловая точность определения положения с помощью метода ΔDOR достигает 2.25 нрад. Это число легко пересчитать в линейное расстояние

$$\delta r \approx 2.25 \text{ нрад} \cdot 30 \text{ а.е.} = 10.1 \text{ км.} \quad (36)$$

Это не только подтверждает техническую осуществимость навигации КА с указанными точностями, но и улучшает оценку.

Управление ориентацией с помощью функции Ляпунова

Для оценки осуществимости требуемого углового управления было проведено численное моделирование для наблюдений в надир. Это необходимо, чтобы понять, хватает ли запаса кинетического момента маховиков, нужно ли их дополнительно разгружать во время миссии и как часто. Для этого численного моделирования использовано управление при помощи функций Ляпунова [29]. Приведём некоторые формулы для пояснения.

Основная цель в задаче управления ориентацией КА – это совместить оси опорной системы координат и связанной системы координат. Мы оперируем двумя ключевыми понятиями: угловая скорость КА ω и кватернион поворота \mathbf{Q} .

Запишем уравнение, связывающее относительную, абсолютную и опорную угловые скорости:

$$\omega_{rel} = \omega_{abs} - \mathbf{A}\omega_{ref} = \omega_{abs} - \mathbf{Q} \circ \omega_{ref} \circ \bar{\mathbf{Q}}. \quad (37)$$

Для относительной угловой скорости запишем уравнение Пуассона:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \circ \omega_{rel}. \quad (38)$$

Для решения задачи управления ориентацией используем функцию Ляпунова, удовлетворяющую теореме Барбашина-Красовского. Для матрицы поворота \mathbf{A} используется следующая функция:

$$V_a = \frac{1}{2} \omega_{rel} \cdot \mathbf{J} \omega_{rel} + k_a (3 - \text{Tr}(\mathbf{A})), k_a > 0. \quad (39)$$

Помимо управления на основе функции Ляпунова (на основе матрицы поворота) на практике также часто применяется его модификация, когда позиционное слагаемое описывается при помощи кватерниона относительной ориентации \mathbf{Q} (соответствует матрице поворота \mathbf{A}), то есть кандидат-функция Ляпунова ищется в виде:

$$V_a = \frac{1}{2} \omega_{rel} \cdot \mathbf{J} \omega_{rel} + k_q (1 - q_0), k_q > 0. \quad (40)$$

Производная кандидат-функции Ляпунова в силу уравнений движения равна

$$\dot{V}_q = \boldsymbol{\omega}_{rel} \cdot \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{rel} + k_q \boldsymbol{\omega}_{rel} \cdot \mathbf{q} = \boldsymbol{\omega}_{rel} \cdot (\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{rel} + k_q \mathbf{q}). \quad (41)$$

Также потребуем неположительности этой производной, то есть

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{rel} + k_q \mathbf{q} = -k_\omega \boldsymbol{\omega}_{rel} > 0. \quad (42)$$

В итоге закон управления записывается для управляющего момента \mathbf{M}_{ctrl} в виде выражения:

$$\mathbf{M}_{ctrl} = -\mathbf{M}_{ext} + \boldsymbol{\omega}_{abs} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{abs} - J(\boldsymbol{\omega}_{ref} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{ref}) + \mathbf{J} \mathbf{A} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ref} - k_\omega \boldsymbol{\omega}_{rel} - k_q \mathbf{q}. \quad (43)$$

Дополнительно запишем уравнение для кинетического момента маховиков

$$\dot{\mathbf{H}} = -\mathbf{M}_{ctrl} - \boldsymbol{\omega}_{abs} \times \mathbf{H}. \quad (44)$$

На практике для какого-то выбранного $\boldsymbol{\omega}_{ref}(t)$ и начального поворота \mathbf{Q}_0 моделируются необходимые управляющие и кинетические моменты маховиков. В нашем случае рассматривались типичные режимы угловой ориентации КА, для которых было показано, что диапазон изменения кинетического момента не превышает возможностей маховика ($10 \text{ м}^2 \text{ кг/с}$), а управляющий момент не выходит за пределы 25 мНм . Это означает, что теоретически не требуется разгружать маховики, однако приведём некоторые методы.

Классическим подходом является метод реактивной разгрузки маховиков, однако его использование потребует дополнительного запаса топлива и специальных реактивных двигателей. Также выделяют семейство гравитационных методов, но они требуют специальной конструкции аппарата с выделением определённого направления. Во время простоев научной аппаратуры можно разгружать маховики с помощью гравитационного поля Нептуна. Третьим подходом является использование магнитного момента, что было бы интересным решением, учитывая достаточно сильное магнитное поле Нептуна и необходимость тратить избыточную мощность, производимую РИТЭГ.

ПИД-регулятор

ПИД-регулятор [30] предназначен в нашей задаче ориентации для поворота на определенный угол и стабилизации в конечном положении. Эта задача возникает при повороте для передачи сигнала на Землю.

Принцип его работы таков: зная начальный кватернион \mathbf{Q}_1 и конечный кватернион \mathbf{Q}_2 мы находим угол и направление между ними. Умножение угла на единичный вектор поворота и будет являться нашей начальной ошибкой $e(t)$. В ходе эволюции системы $e(t)$ должна прийти к нулевому вектору. Управляющим фактором в нашей системе является \mathbf{M}_{ctrl} . Мы его определяем формулой:

$$\mathbf{M}_{ctrl} = K_p e(t) + K_i \int_{t_0}^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}. \quad (45)$$

То есть мы решаем уравнение Эйлера для вращения вокруг собственного центра масс КА:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{abs} + \boldsymbol{\omega}_{abs} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{abs} = \mathbf{M}_{ctrl} + \mathbf{M}_{ext}. \quad (46)$$

Присовокупляем к нему кинематическое уравнение Пуассона

$$\mathbf{Q} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \circ \boldsymbol{\omega}_{abs}. \quad (47)$$

На каждом шаге итерации определяем $\mathbf{e}(t)$, что позволяет определить требуемый управляющий момент \mathbf{M}_{ctrl} с учетом ограничения на работу маховиков. Совместно интегрируем эти уравнения вместе с уравнением Эйлера. Это даёт оценку скорости и времени поворота КА в необходимое положение. Типичное время переориентации – 75 минут, что стоит учитывать, планируя эксперименты.

Режимы наблюдения Нептуна

Для оценки требуемого углового управления рассмотрим режимы наблюдения Нептуна. В режиме «в наدير» мы наблюдаем только центральную часть, при этом вращаясь вокруг оси OZ (вокруг штанги магнитометра), что требует минимальных затрат маховиков величиной

$$\omega_{ref} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2}. \quad (48)$$

«Плюсовые» и «минусовые» наблюдения подразумевают отклонение оси OZ на фиксированный малый угол α таким образом, чтобы в апоцентре камера смотрела в северную или южную часть лимба Нептуна. Название, очевидно, происходит от знака этого угла. В этом режиме это требует поворачивать КА силами только маховиков на одной оси, что упрощает управление. При этом требуемая угловая скорость равна

$$\omega_{ref} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2 \cos \alpha}. \quad (49)$$

Таким образом, можно составить карту Нептуна минимальными с точки зрения энергетики затратами. Более того, устойчивое вращение КА относительно оси максимального момента инерции всегда предпочтительнее, чем вокруг других осей.

Сбор научной информации

Картографирование

Для задач картографирования поверхности Нептуна и Тритона на борту КА предусмотрены узкоугольная и широкоугольная цветные камеры.

В качестве узкоугольной камеры рассматривается камера LORRI, которая использовалась в миссии New Horizons [31]. Приведём ниже её параметры:

- Масса 8.6 кг
- Потребляемая мощность 5.75 Вт

- Разрешение 5 мкрад/пиксель
- FOV 0.29 x 0.29 градусов
- Поток данных 12288 кбит/сек

Узкоугольная камера служит в первую очередь для детального картографирования Нептуна и его колец. Также рассматривается возможность наблюдать отдельные спутники.

В качестве широкоугольной камеры рассматривается камера CIVA из миссии Rosetta [32]. Также приведём её параметры:

- Масса 0.8 кг
- Потребляемая мощность 2.3 Вт
- Разрешение 1000 мкрад/пиксель
- Поток данных 9830 кбит/сек
- FOV 60 x 60 градусов

В задачи широкоугольной камеры входит как получение общих планов системы Нептуна, так и съёмки поверхности Тритона. Согласно результатам моделирования, за вторую и третью фазы тура возможно картографировать всю поверхность Тритона широкоугольной камерой с точностью не хуже, чем 2 километра на пиксель. В наиболее благоприятных случаях разрешение достигает 200 метров на пиксель. На рис. 19 обозначена картографируемая область, нанесена известная часть карты Тритона. Отдельно обозначены те точки пролётных треков, в которых разрешение снимков достигает требуемой точности. При моделировании считалось, что КА смотрит в надир.

Узкоугольная камера в силу структуры миссии мало полезна на этом этапе. С её помощью можно картографировать не более 4% поверхности Тритона с точностью не хуже 100 метров на пиксель, как того требует конкурсная задача. На рис. 20 показаны результаты моделирования этих наблюдений.

С точки зрения картографирования поверхности узкоугольная камера малополезна, однако после первичного картографирования широкоугольной камерой возможно уточнить карты интересных областей. Особенно важно, что наиболее подходящие участки для наблюдений узкоугольной камеры находятся в наиболее удалённых точках траектории, в то время как широкоугольная камера лучше себя проявляет при наиболее близких пролётах к Тритону. Тем не менее будем считать узкоугольную камеру выключенной на протяжении второй и третьей фазы.

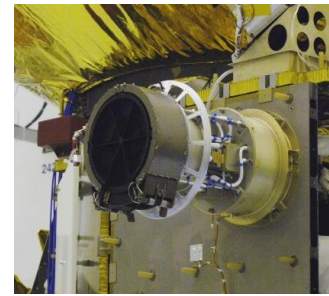


Рис. 17. Узкоугольная камера LORRI (New Horizons)

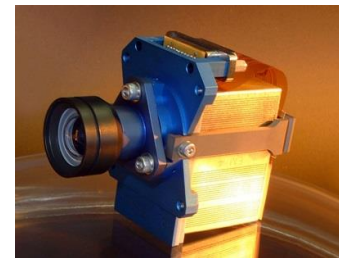


Рис. 18. Широкоугольная камера CIVA (Rosetta)

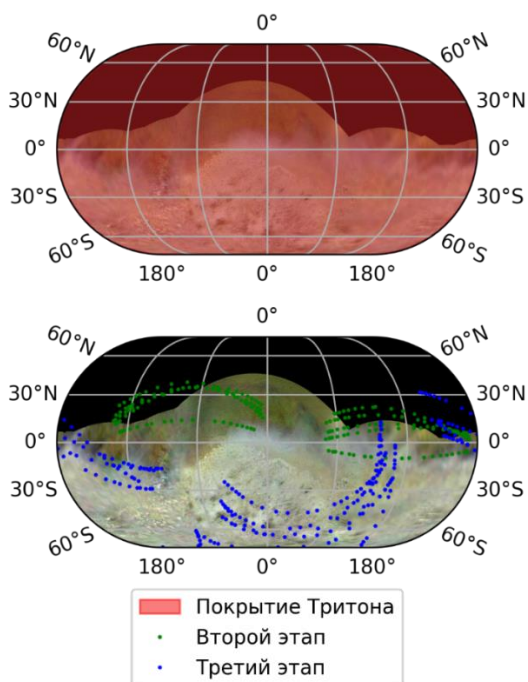


Рис. 19. Покрытие Тритона широкоугольной камерой

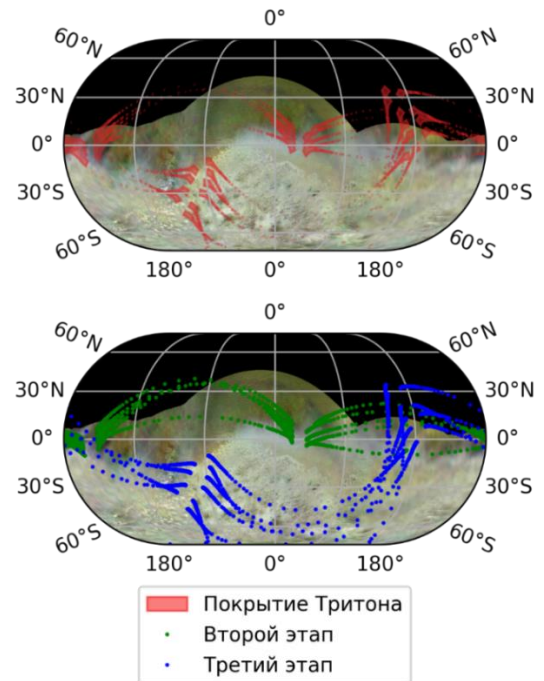


Рис. 20. Покрытие Тритона узкоугольной камерой

Теперь обсудим возможности для картографирования Нептуна. Наиболее удобными этапами для этих наблюдения являются первый и четвёртый.

Первый этап не является в достаточной степени подходящим для узкоугольной камеры, так как наиболее удобные для съёмки участки в апоцентре востребованы для передачи данных на Землю и переориентации КА. С другой стороны, широкоугольная камера лучше всего подойдёт в моменты близких пролётов Нептуна. Она сможет отснять 100% поверхности планеты вблизи с точностью не хуже 50 километров на пиксель, что удовлетворяет требованиям конкурсной задачи. На четвёртом этапе имеется возможность провести несколько сеансов связи за виток, орбита лучше подходит для фокусного расстояния камеры. Учитывая ограничение в 10 километров на пиксель, получаем следующий результат моделирования, представленный на рис. 21. На рисунке отображены как обычные наблюдения в надир, так и наблюдения удалённых от экватора областей. Такие режимы наблюдения уже упоминались ранее как «плюсовые» и «минусовые».

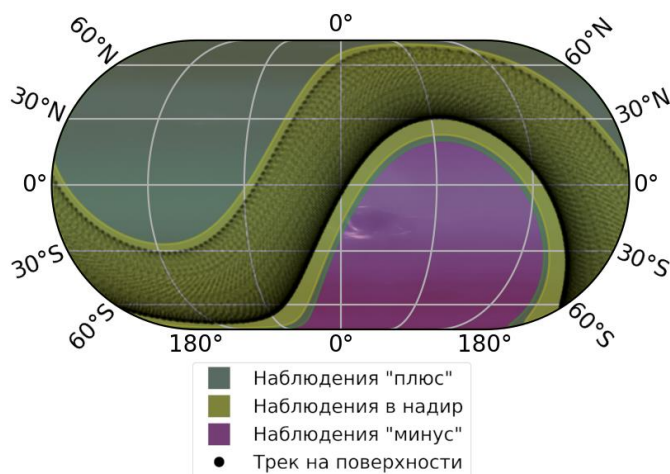


Рис. 21. Покрытие Нептуна узкоугольной камерой

Планирование экспериментов

Согласно конкурсной задаче, хранилище данных имеет размер в 20 Гбит, что существенно ограничивает нас при планировании экспериментов. Тем не менее, будем считать, что передача 20 Гбит из хранилища данных КА занимает 32.5 часов, а ещё 2.5 часа уходит на переориентацию на Землю и обратно, то есть 35 часов суммарно на один сеанс передачи данных.

Большая часть первого этапа состоит из 10 пятидневных витков, вторая и третья части – из 22 сближений с Тритоном, а последняя – из пяти 79-дневных витков. Пролёты вблизи Тритона кратки и время сбора данных составляет не больше полутора часов. Все приборы, кроме камер, генерируют 128 кбит/с совместно (назовём это основным набором), в то время как широкоугольная камера генерирует 9830 кбит/с, а узкоугольная – 12288 кбит/с.

Для первого этапа будем полагать, что можно осуществить три сеанса связи за виток, что оставляет только 15 часов на сбор данных. Вне зависимости от наполнения это составит 60 Гбит за виток. За 5 часов между сеансами поток данных в 128 кбит/с заполнит только 2.2 Гбит в хранилище. На этом этапе будет включена широкоугольная камера, чтобы заполнять оставшиеся 17.8 Гбит.

На втором и третьем этапах будем придерживаться таких же вычислений. Будем считать все приборы, кроме камер, включенными по умолчанию. Они смогут заполнить только 0.7 Гбит за полтора часа пролёта возле Тритона. Остальные 19.3 Гбит будут выделены для снимков широкоугольной камеры. Итого 20 Гбит на каждое сближение.

На четвёртом этапе можно выбрать различное число сеансов связи. Чисто технически можно оставлять довольно малое число времени на сбор данных и заполнять всё хранилище снимками Нептуна, но из-за этого пострадают другие научные цели миссии. Для соблюдения баланса было выбрано 40 сеансов связи на виток. Тогда между каждым сеансом связи останется 12.5 часов. Основной набор научных инструментов заполнит 5.5 Гбит хранилища, а снимки узкоугольной камеры – оставшиеся 14.5 Гбит. Для удобства восприятия вынесем все числа в Таблицу 8.

Передаваемая информация

Этап	Манёвр	Переданная информация, Гбит
1	Основной набор	66
	Широкоугольная камера	534
2 и 3	Основной набор	15.4
	Широкоугольная камера	424.6
4.	Основной набор	1100
	Остроугольная камера	2900

Общее число переданной информации равно 4040 Гбит, однако его легко можно увеличить, задействовав свободное время между пролётами Тритона или расширив последний этап миссии.

Заключение

Подводя итоги, можно отметить, что опыт организации и проведения школы AMADEOS – нового учебно-игрового формата студенческой школы – наглядно показал перспективность и востребованность такого формата у студентов разных курсов и физтех-школ, а также высокую эффективность в деле развития навыков самостоятельного, комплексного мышления, способности студента в коллективе за краткий срок времени систематизировать и творчески переработать огромный объём информации, а затем предложить и публично защитить решение сложной проблемы. Это те навыки и способности, которые, как правило, не охватываются классическими лекционными и семинарскими занятиями в университете. Вместе с тем они, очевидно, критически важны для формирования квалифицированного специалиста как в области прикладной математики (в данном случае – динамики космического полёта), так и в аэрокосмической инженерии.

Вполне естественно, что по итогам проведения AMADEOS кафедра математического моделирования и прикладной математики МФТИ приняла решение засчитывать опыт участия (и тем более победы) студента в Школе в качестве важного бонуса при поступлении на бакалаврскую и магистерскую программы кафедры в 2022 году.

Отметим, что подобного рода мероприятия служат также цели налаживания близких контактов между профессионалами в научно-технических дисциплинах, необходимых при проектировании межпланетных миссий. Междисциплинарный синергетический эффект от такого взаимодействия – в том числе при постановке конкурсной задачи – способен принести ощутимую пользу в решении насущных задач отечественной космической программы.

Библиографический список

1. Caltech Space Challenge [Электронный ресурс] // California Institute of Technology. 2021. URL: <https://www.spacechallenge.caltech.edu/> (дата обращения: 01.05.2022).
2. NASA Science Mission Design Schools [Электронный ресурс] // Jet Propulsion Laboratory. 2022. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/edu/intern/apply/nasa-science-mission-design-schools/> (дата обращения: 01.05.2022).
3. Ovchinnikov M., Shirobokov M., Trofimov S. Method of Virtual Trajectories for the Design of Gravity Assisted Missions // Acta Astronautica, 2013. Vol. 91. P. 137–140. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.06.003
4. Naicker L., Wally R., Perigoz D. An overview of development model testing for the LEROS 4 High Thrust Apogee Engine [Электронный ресурс] // Space Propulsion 2014 Conference, Cologne, Germany, 19-22 May 2014, No. 2969298. URL: http://www.lolannaicker.com/documents/SP2014_2969298.pdf (дата обращения: 01.05.2022).
5. RAD750® 6U CompactPCI // BAE Systems. London. 1999. <https://www.baesystems.com/en-media/uploadFile/20210404051009/1434555675344.pdf> (дата обращения: 01.05.2022).
6. Двигатели-маховики для систем ориентации космических аппаратов [Электронный ресурс] // АО «Корпорация «ВНИИЭМ». М., 2011. URL: <https://www.vniiem.ru/ru/index.php?view=article&id=288:2010-02-17-21-42-21> (дата обращения: 01.05.2022).
7. AA-STR [Электронный ресурс] // SatCatalog. Reykjavik. 2019. URL: <https://www.satcatalog.com/component/aa-str/> (дата обращения: 01.05.2022).
8. Датчик угловой скорости. SX-AVS-01. [Электронный ресурс] // ООО "СПУТНИКС". М. 2013. URL: <https://sputnix.ru/tpl/docs/СПУТНИКС - Микроспутник - Датчик угловой скорости SX-AVS-01.pdf> (дата обращения: 01.05.2022).
9. Ritz F., Peterson C. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG) program overview. // 2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings (IEEE Cat. No.04TH8720). Vol.5. 2004. DOI: 10.1109/aero.2004.1368101
10. Гущин В. Н. Системы энергопитания // Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. С. 217–241.
11. Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018. 92 с.: ил.
12. Dobynde M.I., Effenberger F., Kartashov D.A., Shprits Y.Y., Shurshakov V.A. Ray-tracing simulation of the radiation dose distribution on the surface of the spherical phantom of the MATROSHKA-R experiment onboard the ISS // Life Sciences in Space Research. Vol. 21, 2019. P. 65–72. DOI: 10.1016/j.lssr.2019.04.001.

13. The configuration of Jupiter's magnetosphere / Khurana K.K. [et al.] // Jupiter. The Planet, Satellites and Magnetosphere. Ed. Bagenal F., Dowling T.E., McKinnon W.B. Vol. 1. Cambridge: Cambridge University Press. 2004. P. 593–616.
14. Podzolko M.V., Getsel'ev I.V., Gubar Yu.I., Veselovskiy I.S., Sukhanov A.A. Charged particles on the Earth–Jupiter–Europa spacecraft trajectory // Advances in Space Research. Vol. 48. Is. 4. 2011. P. 651–660. DOI: 10.1016/j.asr.2010.11.011.
15. Magnetic Fields at Neptune / Ness N.F. [et al.] // Science. Vol. 246. No. 4936. 1989. P. 1473–1478. DOI: 10.1126/science.246.4936.1473
16. Garrett H., Evans R. The JPL Neptune Radiation Model (NMOD) // JPL Publication 17-2. California Institute of Technology. 2017.
17. Ерохин Г.А., Мандель В.И., Нестёркин Ю.А., Струков А.П. Методика расчета энергетического запаса радиолинии «космический аппарат – станция» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. № 1. 2018. Т. 5. С. 65–74.
18. Рекомендация МСЭ-R P.676-10 (09/2013) Затухание в атмосферных газах и связанное с ним воздействие. Женева: ITU. 2014. 24 с.
19. Gaia X-Band Low Gain Antenna – LGA Requirements Specification. EADS Astrium Limited. Is. 01. 2006. P. 38.
20. Taylor J., Sakamoto L., Wong C.J. Cassini Orbiter/Huygens Probe Telecommunications // DESCANSO Design and Performance Summary Series. Art. 3. Center of Excellence Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. 2002. P. 82.
21. Овчинников М.Ю., Трофимов С.П., Ширококов М.Г. Метод виртуальных траекторий для проектирования межпланетных миссий с гравитационными маневрами // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 6. С. 484–496.
22. Космический ракетный комплекс «Ангара» [Электронный ресурс] // Госкорпорация «Роскосмос». М.: 2015. URL: <https://www.roscosmos.ru/473/> (дата обращения: 01.05.2022).
23. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Ю.Г. Сихарулидзе. 2-е изд. (эл.). М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.: ил. URL: https://www.rfbr.ru/rffi/portal/books/o_1779714 (дата обращения: 01.05.2022).
24. Тучин А.Г., Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Небесно-механическая интерпретация радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2013. № 66. С. 30. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-66>.
25. Платонов А.К., Иванов Д.С. Методы обработки измерений: учеб. пособие. М.: МФТИ, 2013. 107 с.
26. Тучин А.Г. Определение параметров движения КА по результатам измерений при наличии шума в динамической системе // Препринты ИПМ им.

- М.В. Келдыша. 2004. № 2. 32 с. URL:
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-2>.
27. Deep Space 1 Navigation: Primary Mission. / Kennedy B.J. [et al.] Ed. Yuen J.H. // DESCANSO Design and Performance Summary Series. Art. 8. Center of Excellence Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. 2004. P. 70.
28. Delta Differential One-way Ranging [Электронный ресурс] // Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. 2014. Дата обновления: 09.02.2015. URL: <https://deepspace.jpl.nasa.gov/dsdocs/810-005/210/210A.pdf> (дата обращения: 01.05.2022).
29. Маштаков Я.В., Ткачев С.С. Построение углового движения спутника ДЗЗ при отслеживании маршрутов на поверхности Земли // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2014. № 20. 31 с. URL:
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-20>.
30. Никулин Е.А. Основы теории автоматического управления. Частотные методы анализа и синтеза систем / Учеб. пособие для вузов. СПб.: БХВ-Петербург, 2004. 640 с.:илл.
31. Long-Range Reconnaissance Imager on New Horizons / Cheng A.F. [et al.] // New Horizons. NY: Springer. 2009. P. 189–215.
32. CIVA / Bibring J.P. [et al.] // Rosetta. ESA's Mission to the Origin of the Solar System. NY: Springer. 2007. 17 p. DOI: 10.1007/s11214-006-9135-5