

В.Ю.Карфилов

Космонавтика



**Том 3. Космонавтика
стран Европы и Азии**



Карфилов В.Ю.

КОСМОНАВТИКА

**Краткий справочник
в 6-ти томах**

Том 3. Космонавтика стран Европы и Азии

2022 г.

Карфидов В.Ю.

Космонавтика.

Краткий справочник в 6-ти томах. Том 3. Космонавтика стран Европы и Азии. - М.: Onebook.ru, 2022, 336 с., 314 илл., 52 табл., 3-я ред., исправленная и дополненная.

На первой стороне обложки: 1. Старт РН CZ-2F с КК «Шеньчжоу-5» (Китай) 15.10.2003 г.
2. Луноход «Юйту» на Луне (Китай). 15.12.2013 г.

На последней стороне обложки: АМС «Rosetta» и посадочный модуль «Philae» около ядра кометы Чурюмова-Герасименко. 12.11.2014 г.

В настоящем справочнике собрана и систематизирована краткая информация о космических полетах пилотируемых кораблей и автоматических межпланетных станций, включая неудачные и отмененные запуски. Приведены сведения о некоторых неосуществленных проектах, а также о ракетах-носителях и о космонавтах, как совершивших полеты в космос, так и о нелетавших.

Третий том справочника содержит информацию о космонавтике стран Европы и Азии (а также Канады).

От автора

В настоящем справочнике собрана и систематизирована информация о космических полетах пилотируемых кораблей и автоматических межпланетных станций (АМС), публиковавшаяся как в различных печатных источниках, так и в сети Интернет. К сожалению, по ряду причин автор был лишен возможности придерживаться весьма полезной традиции указывать ссылку на источник для каждого приводимого в справочнике факта или параметра.

При пользовании справочником необходимо иметь в виду следующее:

1. Справочник охватывает период с 1958 по 2021 год.
2. В справочнике нет информации по запускам искусственных спутников Земли (ИСЗ), которые не являлись испытательными полетами по программе пилотируемых кораблей или автоматических межпланетных станций.
3. Все полеты, отличающиеся от полетов по орбите ИСЗ, в том числе полеты к Луне и в точки либрации (Лагранжа), считаются межпланетными.
4. Указываемые даты приведены, как правило, к стандартному международному времени UTC.
5. Длительности полетов округлены до целых минут (кроме данных о пилотируемых полетах в томе 6).
6. В таблицах порядковые номера присваиваются только состоявшимся запускам. Строки таблиц с информацией по планировавшимся, но отмененным запускам, затонированы серым цветом.
7. В таблицах запусков отражены НЕ ВСЕ переносы стартов на более поздний срок.
8. Другие пояснения приведены в сносках непосредственно на страницах с уточняемыми данными.
9. Все рисунки и фотографии взяты из открытых источников.
10. Несмотря на длительный период составления справочника (а частично и из-за этого), автор не гарантирует отсутствие ошибок. Более того, автор уверен, что ошибки есть, и будет благодарен всем, взявшим на себя труд сообщить о найденных ошибках автору по адресу: vkarfidov@mail.ru.
11. Отдельное пояснение по тому 3 «Космонавтика стран Европы и Азии».

Учитывая неодинаковую активность стран в национальных космических программах, материалы по деятельности стран размещены не единым порядком по алфавиту, а разделены (в порядке размещения) на четыре группы:

1. Европейские страны: Англия, Германия, Италия, Франция – страны, которые проводили в определенный период времени разработку космических аппаратов самостоятельно.
2. ESA – Европейское космическое агентство.
3. Страны Азии, активно ведущие разработку и запуски космических аппаратов: Китай, Япония, Индия.
4. Остальные страны (по алфавиту).

Мои благодарности

Хочу высказать самую искреннюю благодарность коллективу редакции журнала «Новости космонавтики», профессионализм и творческая настойчивость авторов которого во многом облегчили мой труд.

Огромное спасибо также энтузиастам, знатокам и просто любителям истории космонавтики, с которыми я заочно мог общаться на форуме журнала «Новости космонавтики», и от которых узнал много полезного для себя.

Особая благодарность Сергею Хлынину, собравшему и предоставившему в пользование всем интересующимся самое большое в Интернете собрание печатных изданий по космонавтике.

Самое горячее «СПАСИБО!» Владимиру Молодцову, профессионалу, который неоднократно оказывал неоценимую помощь своими знаниями.

С огромным удовольствием высказываю благодарность Александру Аникееву за скрупулезный подбор цифр и фактов, многие из которых я смог найти только на его сайте.

Не могу не поблагодарить Андрея Красильникова за его статистический материал, тщательно собранный, обработанный и изумительно аккуратно оформленный.

Хочу сказать также спасибо коллективу соавторов сайта «Космическая энциклопедия ASTROnote», откуда я почерпнул много полезной информации.

Вадим Лукашевич помог своими советами улучшить структурное оформление справочника, а также предоставил некоторые эксклюзивные материалы, которые включены в настоящее издание 1-го тома, за что ему мои искренние благодарность и признательность.

И, конечно же, моя бесконечная благодарность моей супруге, Галине Ивановне Карфидовой, которая почти полвека наблюдала мои мучения сначала над бумажными рукописями, а потом за компьютером, и морально поддерживала меня, помогая не бросить это вечное копание в книгах, ксерокопиях, бумажных вырезках и ежедневное многочасовое просиживание за компьютером. Только благодаря ее безграничной стойкости этот справочник смог увидеть свет.

Новосибирский Академгородок – Москва – Люберцы – Красная Пахра,
1969 – 2022 г.г.

Карфидов Виктор Юрьевич

Краткая биографическая справка об авторе

Родился в 1951 году в глухом сибирском селе Леуши, Кондинского района, Тюменской области.

В 1969 году закончил Новосибирскую физматшколу №165 при НГУ.

В 1976 году закончил 6-й факультет (Летательные аппараты) Московского авиационного института им. С.Орджоникидзе по специальности «Прочность летательных аппаратов».

С 1976 года по 1990 год работал в отделе прочности КБ НПО «Энергия», в том числе по проекту «Энергия–Буран». Кандидат технических наук.

1990-2007 г.г. – работа в вертолетном КБ им. Н.И. Камова по проектам Ка-50 «Черная акула» и Ка-52 «Аллигатор».

2007-2013 г.г. – летно-испытательный комплекс ОАО «Гражданские самолеты Сухого». Участие в испытаниях самолета «Суперджет-100».

2013-2022 г.г. – летно-испытательный и доводочный комплекс ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева». Участие в испытаниях самолета МС-21.

СОСТАВ СПРАВОЧНИКА

Том 1. КОСМОНАВТИКА СССР / РОССИИ

- Часть 1. Космические корабли
- Часть 2. Космонавты СССР и России
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции
- Часть 4. Ракеты-носители

Том 2. КОСМОНАВТИКА США

- Часть 1. Космические корабли
- Часть 2. Астронавты США
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции
- Часть 4. Ракеты-носители

Том 3. КОСМОНАВТИКА СТРАН ЕВРОПЫ И АЗИИ

- Часть 1. Космические корабли7
- Часть 2. Космонавты.....81
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции129
- Часть 4. Ракеты-носители.....287
- Приложение 1. Перечень сокращений и аббревиатур.....333
- Приложение 2. Список использованных источников.....335

Том 4. МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПРОЕКТЫ

- Часть 1. Космические корабли
- Часть 2. Космонавты
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции
- Часть 4. Ракеты-носители

Том 5. ЧАСТНАЯ КОСМОНАВТИКА

- Часть 1. Космические корабли
- Часть 2. Космонавты
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции
- Часть 4. Ракеты-носители

Том 6. КОСМОНАВТИКА В ЦИФРАХ

- Часть 1. Космические корабли
- Часть 2. Космонавты
- Часть 3. Автоматические межпланетные станции
- Часть 4. Космодромы

Часть 1. Космические корабли

Оглавление

ГЛАВА 1. АНГЛИЯ	13
1.1. ПРОЕКТ «MEGAROC» – НАСЛЕДИЕ «ФАУ-2»	13
1.2. ПРОЕКТ КК «MRC / CERV»	13
1.2.1. КК «MRC»	13
1.2.2. КК «CERV»	14
1.3. ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЕ САМОЛЕТЫ	14
1.3.1. ПРОЕКТ ФИРМЫ BRISTOL	14
1.3.2. ПРОЕКТ ВКС «HOTOL»	14
1.3.3. ПРОЕКТ «INTERIM HOTOL»	16
1.3.4. ПРОЕКТ ВКС «SKYLON»	16
ГЛАВА 2. ГЕРМАНИЯ	19
2.1. МТКС «SAENGER»	19
2.1.1. ПРОЕКТ RT-8	19
2.1.2. ПРОЕКТ 1984 ГОДА	19
2.1.3. ПРОЕКТ 1986 ГОДА	20
2.1.4. ПРОЕКТ 1989 ГОДА	20
2.1.5. «HORUS-CARGO» И «HORUS-MANNED»	20
2.2. СУБОРБИТАЛЬНЫЙ РАКЕТОПЛАН «HOPPER»	21
2.2.1. ПРОЕКТ «HOPPER»	21
2.2.2. «DEMONSTRATOR 2000»	21
2.2.3. EXTV	21
2.3. ПРОЕКТ «PHOENIX»	21
2.4. ПРОЕКТ «SHEFEX»	22
2.5. ПРОЕКТ «SPACELINER»	22
2.5.1. ПРОЕКТ КК «VIKING»	23
ГЛАВА 3. ИТАЛИЯ	24
3.1. ПРОЕКТ USV	24
3.1.1. FTB-1	24
3.1.2. FTB-X	24
3.2. РАКЕТОПЛАН «SPACE RIDER»	24
ГЛАВА 4. ФРАНЦИЯ	25
4.1. ПРОЕКТЫ ТРАНСПОРТНЫХ КК 1960-Х Г.Г.	25
4.2. ФРАНЦУЗСКИЙ МИНИ-ШАТТЛ «HERMES»	25
4.3. ПРОЕКТ «ARES»	25
4.4. ПРОЕКТ «THEMIS»	26
4.5. РАКЕТОПЛАН «VENRA»	26
4.6. ТУРИСТИЧЕСКИЙ КОСМОПЛАН VSH	27
4.7. ПРОЕКТ PRE-X	27
ГЛАВА 5. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA)	29
5.1. МКК «HERMES»	29
5.1.1. МКК «HERMES» (Франция)	29
5.1.2. МКК «HERMES» (ESA)	29
5.1.3. ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЕКТА МКК «HERMES»	31
5.1.4. ДЕМОНСТРАТОР «HERMES X-2000»	31
5.2. ЛАБОРАТОРИЯ «SPACELAB»	32

5.3.	ЕВРОПЕЙСКАЯ ОКС	33
5.3.1.	ПРОЕКТ ОКС 1980 Г.	33
5.3.2.	ПРОГРАММА «COLUMBUS»	33
5.3.3.	ОКС МТФФ (1987 Г.)	35
5.4.	CREW TRANSFER VEHICLE	36
5.5.	ПРОГРАММА PRIDE	36
5.5.1.	ДЕМОНСТРАТОР EXPERT	36
5.5.2.	ДЕМОНСТРАТОР IXV	37
5.5.3.	РАКЕТОПЛАН ISV	37
5.5.4.	РАКЕТОПЛАН «SPACE RIDER»	38
5.6.	ЕВРОПЕЙСКИЙ ТРАНСПОРТНЫЙ КОРАБЛЬ «ATV»	39
5.6.1.	ТРАНСПОРТНЫЙ КОРАБЛЬ «ATV»	39
5.6.2.	ВОЗВРАЩАЕМЫЙ ГРУЗОВИК CARV	40
5.6.3.	МОДИФИКАЦИИ ТКГ ATV	41
5.7.	ГРУЗОВЫЕ МОДУЛИ MRLM	41
5.8.	МОДУЛЬ «COLUMBUS»	42
5.9.	ПРОЕКТ ПИЛОТИРУЕМОГО КК	43
5.9.1.	ПРОЕКТ E-CRV	43
5.9.2.	ПРОЕКТ «ATV EVOLUTION»	43
5.10.	ADVANCED RE-ENTRY VEHICLE	43
ГЛАВА 6.	КИТАЙ	45
6.1.	ПРОЕКТЫ ПРОЕКТОВ	45
6.1.1.	ПРОЕКТ 714	45
6.1.2.	ПРОЕКТ 863	46
6.1.3.	ПРОЕКТ 921	48
6.2.	ПИЛОТИРУЕМЫЙ КОРАБЛЬ «ШЕНЬЧЖОУ»	49
6.2.1.	КК «ШЕНЬЧЖОУ» 1-ГО ЭТАПА	49
6.2.2.	КК «ШЕНЬЧЖОУ» 2-ГО ЭТАПА	50
6.3.	ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ	55
6.3.1.	ОКС «ТЯНЬГУН-1»	55
6.3.2.	ОКС «ТЯНЬГУН-2»	55
6.3.3.	ОКС «ТЯНЬГУН-3»	56
6.3.4.	МОДУЛЬНАЯ ОКС «ТЯНЬХЭ»	57
6.3.5.	ПОЛЕТЫ К ОКС	60
6.4.	ТРАНСПОРТНЫЕ ГРУЗОВЫЕ КОРАБЛИ	62
6.4.1.	ТКГ «Тяньчжоу»	62
6.5.	ДРУГИЕ КА, РАЗРАБОТАННЫЕ ДЛЯ ПРОГРАММЫ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ	64
6.5.1.	СПУТНИК-ИНСПЕКТОР «BANSUI WEIXING» («ВХ»)	64
6.6.	КК «XZF-SC»	65
6.7.	МНОГОРАЗОВЫЙ РАКЕТОПЛАН	67
6.7.1.	ПРОЕКТ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ МТКС	67
6.7.2.	МТКС «ТЭНЬЮНЬ»	67
ГЛАВА 7.	ЯПОНИЯ	68
7.1.	ПРОГРАММА НТВ	68
7.1.1.	ТКГ НТВ «KOUNOTORI»	68
7.1.2.	ТКГ НТВ-Х	69
7.1.3.	ВОЗВРАЩАЕМЫЙ ВАРИАНТ НТВ-R	70
7.1.4.	ПИЛОТИРУЕМЫЙ КК НА БАЗЕ НТВ	72
7.1.5.	МОДУЛЬ JEM «Киво» для МКС	72

7.2.	«ТУРИСТИЧЕСКИЙ» КК «KANKOH-MARU»	73
7.3.	ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ	74
7.3.1.	РАКЕТОПЛАН «НОРЕ»	74
7.3.2.	ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВКС	75
ГЛАВА 8.	ИНДИЯ	76
8.1.	ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ	76
8.1.1.	ПРОЕКТ ВКС «ГИПЕРПЛАН»	76
8.1.2.	ВКС «AVATAR»	76
8.2.	КК «GAGANYAAN»	77
8.2.1.	ПРОЕКТ 2007 Г.	77
8.2.2.	ПРОЕКТ 2009 Г.	77
8.2.3.	ПОЛЕТЫ КК «GAGANYAAN»	78
ГЛАВА 9.	ИРАН	79
9.1.	СУБОРБИТАЛЬНЫЙ КК «Е1»	79
ГЛАВА 10.	УКРАИНА	80
10.1.	ВКС «BLACK SEA»	80

ГЛАВА 1. АНГЛИЯ

1.1. Проект «Megaroc» – наследие «Фау-2»

Ракета фон Брауна А-4 (V-2) дала толчок практическому конструированию средств полета в космос не только в СССР и США. В Англии с 1930-х годов существовало Британское межпланетное общество BIS (British Interplanetary Society), среди основателей которого были Р.Смит (R.A.Smith) и Х.Росс (H.E.Ross). Познакомившись с конструкцией А-4 после окончания Второй мировой войны, Р.Смит и Х.Росс начали разработку проекта «Megaroc». За основу была взята ракета А-4, у которой удлинили корпус, убрали аэродинамические стабилизаторы, рассчитав, что для управляемости будет достаточно графитовых газоструйных рулей. Под носовым обтекателем устанавливалась гермокапсула с пилотом. После полного израсходования топлива обтекатель сбрасывался, и капсула отделялась от ракеты с помощью сопел, работающих на перекиси водорода. Максимальная расчетная высота полета – 305 км (1 000 000 футов). Посадка капсулы должна была выполняться на парашюте на сминаемый гофрированный амортизатор. Масса возвращаемой капсулы – 586 кг.

Полная длина ракеты с капсулой 17,5 м, максимальный диаметр 2,18 м. Стартовая масса составляла 21,2 т.

В декабре 1946 года проект был завершен, но финансирования для его реализации выделено не было.

1.2. Проект КК «MRC / CERV»

1.2.1. КК «MRC»

В середине 1980-х годов английской корпорацией British Aerospace (BAe Corp.) был предложен проект пилотируемого КК, условно названный «MRC» (MultiRole Capsule – многоцелевая капсула). BAe позиционировала КК «MRC», как дешевую альтернативу проекту МКК «Hermes». КК мог бы использоваться в качестве транспортного КК для обслуживания европейской ОКС.

КК «MRC» должен был состоять из двух модулей – DM (Descent Module – спускаемый аппарат), и SM (Service Module – служебный модуль). Служебный модуль размещался впереди спускаемого аппарата. Посадка DM должна была производиться на воду.

КК рассчитывался на полет экипажа численностью от четырех до шести человек. Длительность автономного полета КК – до пяти суток, в составе ОКС – до двух лет. Возможны были также полеты беспилотного КК в автоматическом режиме.

Максимальный диаметр КК «MRC» – 3,98 м, длина – 4,27 м, длина с учетом развернутой панели солнечной батареи – 8,3 м. Масса конструкции КК (сухой вес) – 7,0 т, в т.ч. масса служебного модуля – 0,8 т. Масса КК при приводнении – 5,0 т.

Запуск КК рассчитывался на РН Ariane 4.

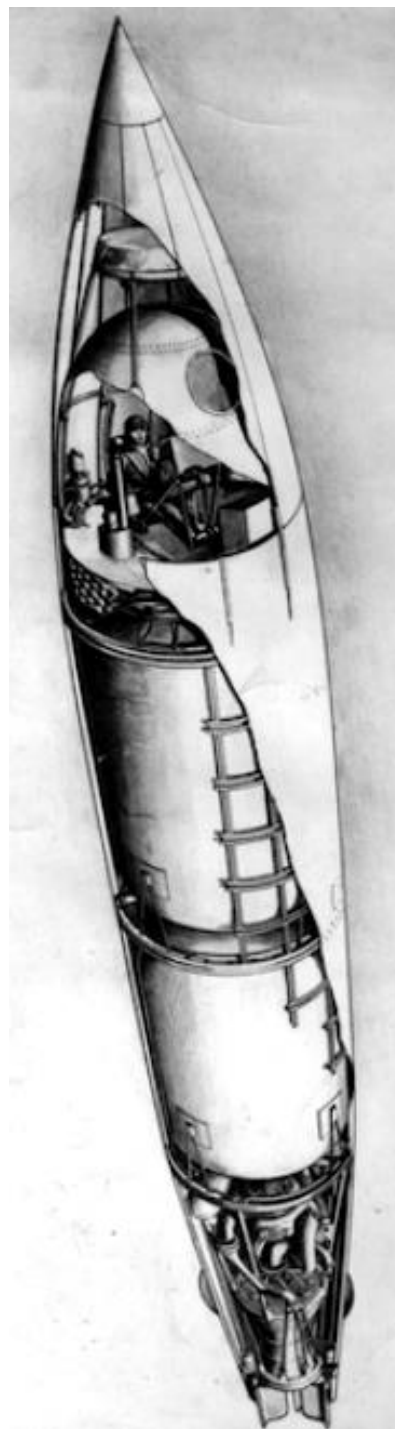
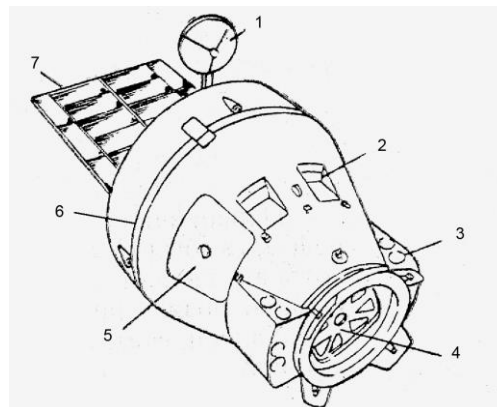
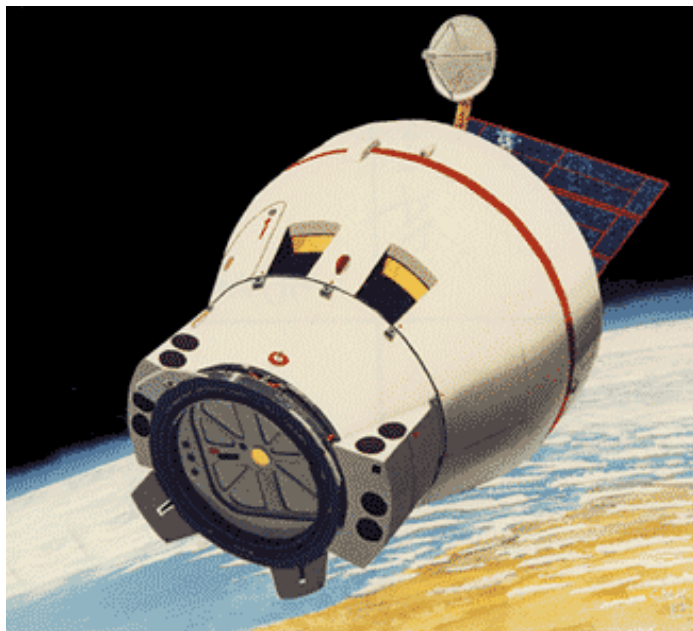


Рис. 1.1. КК «Megaroc»

1.2.2. КК «CERV»

В 1987 году фирма British Aerospace предложила проект КК «MRC» в качестве спасательного КК «CERV» на конкурс, объявленный NASA. Для этой цели проект КК был доработан, в частности, на переднем торце служебного модуля должен был монтироваться стыковочный узел, обеспечивающий возможность стыковки КК с американской ОКС «Freedom», а по центру служебного модуля должен был быть проложен герметичный проход.



- 1 – антенна
- 2 – иллюминаторы
- 3 – двигательная установка
- 4 – стыковочный агрегат
- 5 – люк
- 6 – плоскость разделения модулей
- 7 – панель солнечных батарей

Рис. 1.2. КК «MRC» – «CERV»

1.3. Воздушно-космические самолеты

1.3.1. ПРОЕКТ ФИРМЫ BRISTOL

В 1965 году фирма Bristol Siddeley Engines разработала проект двухступенчатого КК, запускаемого с помощью катапульты или сбрасываемого с тяжелого транспортного самолета. Первая твердотопливная ступень является ускорителем и монтируется под фюзеляжем второй ступени. Вторая ступень – пилотируемый ракетоплан.

1.3.2. ПРОЕКТ ВКС «HOTOL»

В 1984 году фирмой British Aerospace (BAe) на авиационно-космической выставке в Фарнборо был показан проект беспилотного одноступенчатого ВКС «Hotol» (HOrizontal Take-Off and Landing - горизонтальный взлет и посадка).

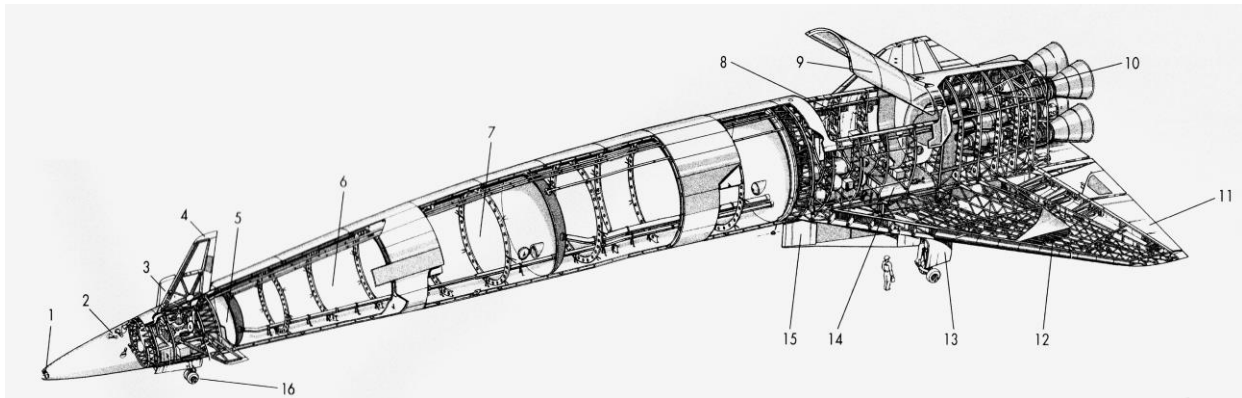
ВКС должен был иметь следующие характеристики: взлетная масса – 200 т; сухая масса – 42 т; длина – 76 м; размах крыльев – 20 м; максимальный диаметр фюзеляжа – 5,7 м; длина отсека полезного груза – 7,5 м; взлетная скорость – 537 км/ч; посадочная скорость – 315 км/ч; длина разбега на взлете – 2,3 км; длина пробега при посадке на мокрой полосе – 1,8 км.

В отсек полезного груза мог устанавливаться герметичный пассажирский модуль на 70 человек.

На ВКС «Hotol» должна была использоваться комбинированная ракетно-воздушно-реактивная двигательная установка RB-545, которая может работать в двух режимах – как воздушно-реактивный двигатель (ВРД) при полете в атмосфере и как кислородно-водородный ЖРД за пределами атмосферы. Концепция¹ комбинированной ДУ, являющейся ключевым элементом

¹ Концепция SABRE (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine) разрабатывается британской фирмой Reaction Engines Limited (REL), основанной Аланом Бондом (Alan Bond) в 1989 г.

проекта, заключается в сжижении атмосферного кислорода во время полета в атмосфере и использовании его для работы ЖРД. При полете за пределами атмосферы используется жидкий кислород из бортовых баков. В качестве топлива на всех режимах используется жидкий водород.



- | | |
|--------------------------------------|-----------------------------------|
| 1 – радиолокатор | 9 – крышка отсека полезного груза |
| 2 – водородные сопла РСУ | 10 – двигательная установка |
| 3 – переднее горизонтальное оперение | 11 – элероны |
| 4 – передний киль | 12 – крыло |
| 5 – бак перекачки жидкого кислорода | 13 – основная стойка шасси |
| 6 – передний бак жидкого водорода | 14 – баки жидкого кислорода |
| 7 – задний бак жидкого водорода | 15 – воздухозаборник |
| 8 – отсек полезного груза | 16 – передняя стойка шасси |

Рис. 1.3. Компоновка ВКС «Hotol»

Кроме маршевой ДУ на ВКС устанавливались также три кислородно-водородных ЖРД СОМ (системы орбитального маневрирования) и система газовых сопел для ориентации ВКС в безвоздушном пространстве. Рабочим телом для газовых сопел являлся водород, расходуемый из тех же баков, что и для ЖРД СОМ и для маршевой ДУ.

Программа полета ВКС выглядела следующим образом. ВКС «Hotol» стартует, разгоняясь на специальной стартовой тележке, так как стартовый вес ВКС в пять раз превышает его посадочный вес, а шасси рассчитывалось только для выполнения посадки. После отрыва ВКС тележка остается на Земле. «Hotol» разгоняется, используя маршевую ДУ в режиме ВРД. На высоте 25 км при скорости $M=5$ маршевая ДУ переводится в режим ЖРД, и разгон продолжается до высоты 88 км. На этой высоте происходит выключение маршевой ДУ, выход на орбиту ИСЗ высотой 300 км осуществляется с помощью ЖРД СОМ.

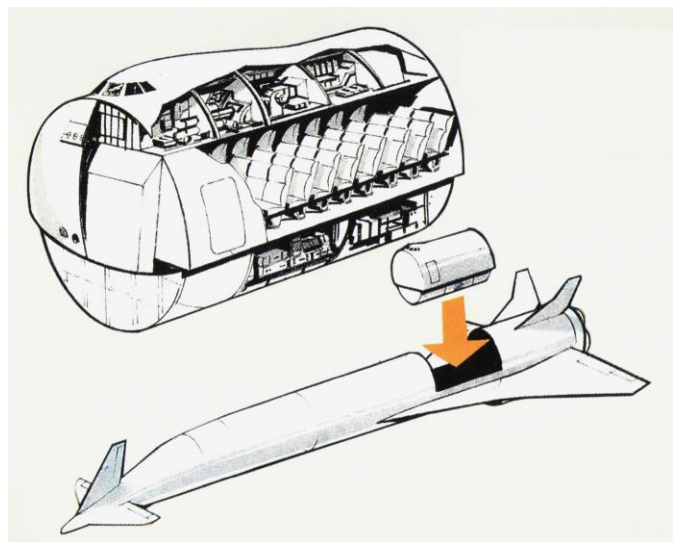


Рис. 1.4. Пассажирский вариант ВКС «Hotol»

Орбитальный полет рассчитывался на длительность 50 часов, после чего с помощью ЖРД СОМ выдается тормозной импульс, и ВКС переходит на траекторию спуска. Вход в атмосферу происходит на высоте около 70 км при угле атаки 80° , затем угол атаки постепенно понижается. На высоте 25 км начинается участок гиперзвукового планирования. Даже при спуске с экваториальной орбиты ВКС мог совершить посадку на аэродром в Европе. При необходимости экипаж ВКС мог включить ЖРД СОМ и уйти на второй круг. Далее выполняется выпуск шасси и посадка на аэродромную полосу.

Предложенный график работ предусматривал осуществление первого испытательного полета в 1997 году, а первого орбитального полета – в 1999 году.

Предлагалось создание парка из шести ВКС, один из которых предназначался для пилотируемых полетов. Ресурс планера должен был составить 120 полетов, а ресурс маршевой ДУ – 60 полетов.

В дальнейших проработках проекта «Hotol» рассматривалась замена стартовой тележки на самолет-разгонщик, в качестве которого рассматривался Боинг-747-300.

1.3.3. ПРОЕКТ «INTERIM HOTOL»

В 1990 году British Aerospace подписала с Министерством авиационной промышленности (МАП СССР) соглашение о совместной работе над проектом авиационно-космической системы «Ан-225/Hotol» («Мрия/Hotol»). Проект получил наименование «Interim HOTOL» («Промежуточный HOTOL»).

В этом варианте «Hotol» имеет четыре водородно-кислородных ЖРД и весь запас топлива ВКС находится на его борту. Длина ВКС 43 м, площадь крыла уменьшена с 253 до 180 м², произведена перекомпоновка

Схема полета выглядит следующим образом. АКС «Мрия/Hotol» взлетает с аэродрома базирования, выходит на стартовую позицию и набирает необходимую высоту. За 5 секунд до разделения запускаются два ЖРД и за 2 секунды до разделения выходят на режим предварительной тяги. Затем происходит разделение, ВКС начинает набирать высоту, а самолет-носитель уходит вниз и в сторону на безопасное расстояние. Через 3-6 секунд после разделения включаются два оставшихся ЖРД, еще через 3 секунды все ЖРД работают на полную тягу и ВКС выходит на траекторию выведения на орбиту.

В возможные задачи АКС «Мрия/Hotol» входило:

- доставка за 6 часов полета полезного груза массой 5,4-7,0 т на орбиту ИСЗ высотой 275 км;
- выведение инспекционного ИСЗ массой 2,5 т за 50 часов на любую орбиту наклонением до 90 град.;
- доставка экипажа на ОКС и обслуживание ОКС (груз массой 6-9 т может быть за 62 часа доставлен на орбиту высотой 450 км).



Рис. 1.5. Старт ВКС «Hotol» с самолета-носителя Ан-225 «Мрия»

Предполагалось, что разработка АКС займет около 5,5 лет, еще три года потребуется для летных испытаний. Эксплуатация системы могла бы начаться через 9 лет после начала программы.

Проект также не был реализован из-за высокой стоимости.

1.3.4. ПРОЕКТ ВКС «SKYLON»

Проект ВКС «Skylon» выдвинут в 1993 году Аланом Бондом (Alan Bond) – разработчиком ДУ SABRE (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine), использование которой предполагалось ранее в ВКС «Hotol». Ключевым элементом двигательной установки SABRE является использование технологии охлаждения и сжижения атмосферного кислорода.

Старт и разгон ВКС до сверхзвуковой скорости производится с помощью ВРД, после чего включаются ПВРД, разгоняющие ВКС до гиперзвуковой скорости. В крейсерском режиме на высоте 26 км при скорости М=5 ВКС приступает к набору кислорода из окружающего воздуха. Воздух прогоняется через теплообменник, в котором жидкий водород охлаждает воздух до температуры сжижения, после чего с помощью центрифуги происходит разделение жидкого воздуха на азот и кислород. Жидкий кислород поступает в баки, а жидкий азот сливается за борт. Разогнавшись до скорости М=25, ВКС переходит в баллистический суборбитальный полет. В верхней точке траектории ДУ включается в ракетном режиме, используя запасенный жидкий кислород и заправленный на земле жидкий водород.

Длина ВКС – 83 м, размах – 25 м. Сухая масса – 55 т. По расчетам, ВКС «Skylon» будет способен доставлять на низкую экваториальную орбиту груз массой 12 т. ВКС рассчитывается на 200 полетов.

В 2016 году на авиасалоне в Фарнборо были сообщены некоторые дополнительные подробности о проекте ВКС «Skylon». ВКС будет строиться в двух вариантах – грузовой и пассажирский. Грузовой ВКС сможет доставлять на орбиту до 17 т (по новым данным). В пассажирском варианте вместо груза будет устанавливаться обитаемый модуль SPLM (Skylon Payload & Logistics Module), оснащенный стыковочным узлом. В модуле SPLM может размещаться от пяти до 24 человек, а также до трех тонн груза. Продолжительность полета по орбите ИСЗ – до двух недель.



Рис. 1.6. ВКС «Skylon»

ГЛАВА 2. ГЕРМАНИЯ

2.1. МТКС «Saenger»

2.1.1. ПРОЕКТ RT-8

В середине 1960-х годов германские фирмы Junkers и MBV (Messerschmitt-Boelkov-Blohm) разработали проект двухступенчатой многоразовой транспортной космической системы RT-8-01, получившей название «Saenger» в честь немецкого ученого времен Второй мировой войны Ойгена Зенгера (Eugen Saenger).

Обе ступени МТКС были пилотируемыми, крылатыми, оснащенными кислородно-водородными ЖРД. Старт должен был происходить горизонтально, с ракетной тележки, разгонявшейся по рельсовой дорожке длиной 3 км с помощью двигателя, работающего на перегретом паре до скорости 900 км/ч. На высоте 60 км вторая ступень, конструктивно похожая на американский МКК X-20 «Dyna-Soar», отделяется и выходит на круговую орбиту высотой 300 км.

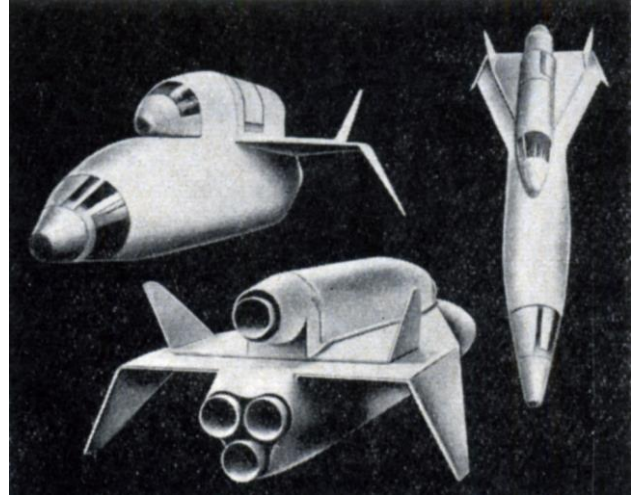


Рис. 1.7. МТКС «Saenger»

Стартовая масса составляет 150-250 т, масса полезного груза 2-3 т.

Позднее был подготовлен вариант проекта МТКС с вертикальным стартом, получивший обозначение RT-8-02.

В 1969 году работы по проекту были прекращены.

2.1.2. ПРОЕКТ 1984 ГОДА

В начале 1980-х годов фирма MBV по собственной инициативе разработала проект МТКС, получивший название «Saenger 2». Рассматривалось два варианта, с вертикальным и с горизонтальным стартом, посадка в обоих случаях выполняется горизонтально. Орбитальная ступень (ОС) могла быть как пилотируемая многоразовая – «Horus», либо одноразовая беспилотная грузовая – «Cargus».



Рис. 1.8. МТКС «Saenger 2»

Орбитальная ступень массой 55 т оснащалась кислородно-водородным двигателем АТС-500 тягой 54 т. Масса топлива – 40 т.

Основными задачами МТКС «Saenger 2» с орбитальной ступенью «Horus» считались:

- доставка на ОКС экипажей численностью 2-6 человек и 2-4 т груза;
- доставка на ОКС, находящуюся на полярной орбите, экипажей численностью 2-4 человека и 1-3 т груза;
- доставка на ОКС, находящуюся на низкой околоземной орбите, до 10 пассажиров и экипажа из 2 человек;
- доставка на орбиту ИСЗ высотой 500 км экипажа из 2 человек и 4 т груза.

Основной задачей МТКС «Saenger 2» с орбитальной ступенью «Cargus» являлась доставка на низкую околоземную орбиту грузов массой 10-15 т.

После горизонтального взлета первая ступень МТКС – самолет-разгонщик, – выполняет выход в экваториальную плоскость и набирает высоту 36 км. При скорости $M=3$ происходит отделение

орбитальной ступени, самолет-разгонщик возвращается на аэродром. Орбитальная ступень выходит на низкую экваториальную орбиту.

Расчетный ресурс МТКС – 50-100 полетов. Стартовая масса МТКС составляет 440-590 т, в зависимости от типа двигателей, используемых на первой ступени.

2.1.3. ПРОЕКТ 1986 ГОДА

К 1986 году концепция МТКС «Saenger 2» была пересмотрена. По новому проекту первая ступень представляет собой самолет-разгонщик с шестью ракетно-турбинными двигателями (РТД) тягой по 45,4 т каждый. Стартовая масса МТКС – 400-500 т, в том числе самолет-разгонщик – 300 т. Отделение орбитальной ступени происходит при скорости $M=5-7$.

ОС «Horus» имеет длину 27 м, размах крыла – 12 м. Стартовая масса – 70-90 т, в т.ч. 45-65 т – масса топлива. ОС имеет два кислородно-водородных ЖРД. Теплозащита ОС – металлическая многоразовая. Одноразовая ОС «Cargus» имеет начальную массу 80 т, масса топлива – 55 т. Масса доставляемого на низкую орбиту груза – 15 т.

2.1.4. ПРОЕКТ 1989 ГОДА

Дальнейшие проработки несколько изменили проект МТКС «Saenger 2». Главным отличием стала замена двигателей самолета-разгонщика на турбопрямоточные (ТПД), объединенные в один подфюзеляжный блок. Была усовершенствована аэродинамическая конфигурация самолета-разгонщика.

Характеристики проекта выглядели на начало 1989 года следующим образом. Стартовая масса беспилотного самолета-разгонщика 244 т, в т.ч. 95 т топлива (жидкий водород). Радиус действия – 3 700 км, рабочий ресурс – 1 000-1 500 летных часов (300-500 полетов, или 25 лет).

Была выбрана следующая схема разделения ступеней. Самолет-разгонщик выходит в район старта на высоте 30 км со скоростью $M=6,8$. Перед разделением самолет делает «горку», достигая высоты 37 км при скорости $M=6,6$. На ОС запускаются два периферийных ЖРД орбитального маневрирования для компенсации увеличения лобового сопротивления, которое возникает из-за подъема носовой части ОС для создания угла атаки 8° при подготовке к отделению. Затем запускается маршевый двигатель ОС, орбитальная ступень отделяется и выходит на промежуточную околоземную орбиту.

Масса ОС – 95-96 т, в т.ч. масса топлива от 68,5 т («Horus») до 71 т («Cargus»). Длина ОС 28,3 м, размах крыла – 15,7 м. Объем кабины экипажа и грузового отсека 48 м³. На ОС устанавливается кислородно-водородный двигатель АТС-1200, имеющий тягу 122 тс. К орбитальной станции на ОС «Horus» доставляется экипаж из трех человек и груз массой 3,3 т, а на ОС «Cargus» – 14 т груза.

Предполагалось, что исследовательские работы, включая создание гиперзвукового демонстратора «Нутех», Германия проведет до середины 1990-х годов, после чего, уже в рамках ESA, будет начато создание МТКС «Saenger 2». Специалисты считали, что первый полет МТКС мог бы быть выполнен в 2006 году.

В 1994 году Германия, не получив поддержки ESA в вопросе финансирования проекта, прекратила работы по МТКС «Saenger 2».

2.1.5. «HORUS-CARGO» И «HORUS-MANNED»

По состоянию 1989-1990 г.г. планировалось в будущем вместо одноразовой ОС «Cargus» разработать на базе ОС «Horus» многоразовую ОС «Horus-Cargo» («Horus-C»), оснастив ее более



Рис. 1.9. ОС «Horus»

Рис. с сайта www.buran.ru

мощным ЖРД АТС-1500 тягой 153 т. Предполагалось, что ОС «Horus-Cargo» сможет доставлять на низкую орбиту ИСЗ и возвращать на Землю груз массой 7-8 т. Грузовой негерметичный отсек ОС должен был иметь двойные раскрываемые створки, аналогично американскому МКК Space Shuttle.

Вариант пилотируемой ОС с ЖРД АТС-1500 получил наименование «Horus-Manned» («Horus-M»). По расчетам, «Horus-M» должен был иметь возможность доставлять на орбиту и обратно экипаж из пяти человек и 3,0 т груза.

2.2. Суборбитальный ракетоплан «Hopper»

2.2.1. ПРОЕКТ «HOPPER»

В конце 1990-х годов германская компания Daimler Chrysler Aerospace (DASA) предложила проект суборбитального крылатого аппарата «Hopper». Ракетоплан, имеющий жидкостную двигательную установку, стартует вертикально и доставляет на высоту 50 км одноразовую вторую ступень, которая выводит на орбиту ИСЗ полезный груз. «Hopper» совершает управляемый спуск и посадку на бетонную полосу.

Стартовая масса ракетоплана – 400 т.

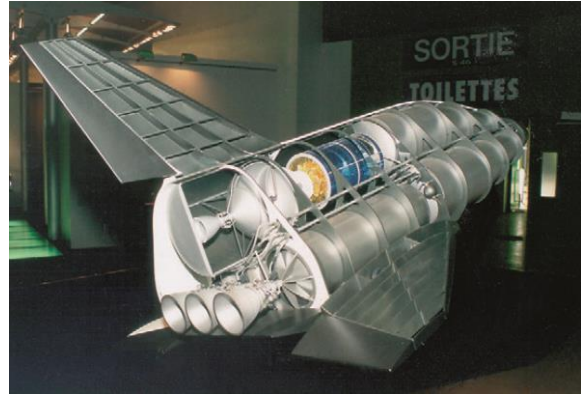


Рис. 1.10. Макет ракетоплана «Hopper»

2.2.2. «DEMONSTRATOR 2000»

В качестве начального этапа работ по проекту «Hopper» DASA планировала разработать маломасштабный экспериментальный образец, получивший наименование «Demonstrator 2000». Его длина 6 м, масса – 2 т. Основная цель разработки мини-ракетоплана «Demonstrator 2000» – отработка дозвуковых аэродинамических маневров и автоматической посадки. «Demonstrator 2000» должен был запускаться с самолета. В дальнейшем планировалось оснастить этот мини-ракетоплан двигательной установкой для достижения скоростей, равных 2 М.

2.2.3. EXTV

Следующим шагом по созданию крупногабаритного крылатого ракетоплана «Hopper» должен был стать опытный масштабный образец, условно названный «Европейский экспериментальный испытательный транспортный аппарат» (EXTV), массой 10,4 т. EXTV должен был оснащаться жидкостной ДУ на криогенных компонентах, обеспечивающей возможность достижения скоростей от 4 до 10 М. ДУ должна была состоять из двух ЖРД НМ-7 или одного ЖРД Mesco, разработанных компанией Snecma (Франция). Допускалась также установка на EXTV навесных РДТТ Castor.

Работы по EXTV планировалось начать после 2003 года.

2.3. Проект «Phoenix»

В апреле 2001 г. было объявлено, что Аэрокосмический центр Германии и немецкие фирмы Astrium и OHV System приступают к разработке ракетоплана «Phoenix» – прототипа будущего европейского корабля многоразового использования.

Длина ракетоплана – 6,9 м, размах крыла – 3,9 м, масса – 1 200 кг. Предполагается, что ракетоплан «Phoenix» сможет выполнять полеты до высоты 130 км.

08.05.04 г. были выполнены бросковые испытания аппарата, который был доставлен вертолетом на высоту 2,4 км и совершил планирующий спуск и точную посадку на колесное шасси.



Рис. 1.11. Испытания ракетоплана «Phoenix»

2.4. Проект «SHEFEX»

SHEFEX (SHarp Edged Flight EXperiment, экспериментальный летательный аппарат с острыми гранями) – программа разработки экспериментального аппарата многоразового использования. Разработку ведет немецкий Аэрокосмический центр.

Аппарат имеет оригинальную граненую форму носовой части, что, по замыслу разработчиков, должно обеспечить хорошие аэродинамические характеристики, позволяющие выполнять маневры в широких пределах, и снижение тепловых нагрузок при сходе с орбиты. При торможении в плотных слоях атмосферы из отверстий в носовой части будет выдуваться газ, создающий прослойку между корпусом и высокотемпературной плазмой. С высоты 20 км спуск аппарата обеспечивается парашютной системой.



Рис. 1.12. КА «SHEFEX II»

В 2005 году состоялся первый суборбитальный запуск аппарата «SHEFEX I». Запуск аппарата «SHEFEX II» планировалось выполнить в 2011 году с австралийского полигона Вумера.

2.5. Проект «SpaceLiner»

Германский Центр авиации и космических полетов (DLR – Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt) с 2005 года разрабатывает проект ВКС «SpaceLiner», который фактически является продолжением проекта МТКС «Saenger 2».

ВКС представляет собой двухступенчатый аппарат вертикального старта. Обе ступени оснащены крыльями и вертикальными стабилизаторами.

Первая ступень имеет длину 83,5 м, размах крыльев 37,5 м, максимальная высота 8,6 м. Диаметр фюзеляжа – 8,6 м. Ступень имеет семь ЖРД, работающих на криогенных компонентах (жидкий водород и жидкий кислород). Тяга одного ЖРД – 186 тс на уровне моря и 231 тс в вакууме. Взлетная масса первой ступени – 1 460 т, из них 1 285 т – масса топлива.

Вторая ступень (длина – 65 м, высота – 12 м, размах крыльев – 33 м, диаметр фюзеляжа – 6,8 м), пилотируется экипажем из двух человек и может перевозить до 50 пассажиров. Длина пассажирской кабины – 15,3 м. Кабина может быть катапультирована в случае аварийной ситуации на старте и выполнить спуск на парашютах. На ступени установлены два ЖРД, работающих также на жидких водороде и кислороде. Тяга каждого ЖРД – 200 тс на уровне моря и 225 тс в вакууме. Масса второй ступени на старте 380 т, в том числе 215 т топлива.

Стартовая масса ВКС на старте – 1 840 т.

Двигатели обеих ступеней запускаются одновременно на старте. После набора расчетной скорости производится расцепка ступеней, первая ступень в автоматическом режиме возвращается к месту старта с горизонтальной посадкой на колесное шасси. Полет второй ступени после отделения переходит в фазу так называемого «высокоскоростного баллистического скольжения», позволяя



Рис. 1.13. ВКС «SpaceLiner»

выполнить сверхдальний межконтинентальный перелет за очень короткое время. На высоте порядка 80 км и со скоростью свыше 20М «SpaceLiner» сможет долететь из Австралии до Европы за 90 минут, а из Европы в Калифорнию – за 60 минут.

Перегрузки в течение всего полета не должны превысить 2,5g.

2.5.1. ПРОЕКТ КК «VIKING»

В 2008 году компания EADS Astrium (Германия) продемонстрировала проект пилотируемого КК «Viking», который был подготовлен без согласования с ESA. Компания рассчитывала, что проект может быть востребован, если сотрудничество ESA с Россией в программе ACTS¹ будет прервано.

КК рассчитан на экипаж из трех человек. Масса базового варианта КК 11-12 т (включая РДТТ САС), запуск должен выполняться РН Ariane V.

Проект предусматривал возможность создания дополнительных вариантов КК:

- с орбитальным отсеком-лабораторией. Отсек при старте расположен позади двигательного отсека КК. После выхода на орбиту КК отделяется, разворачивается на 180 град. и пристыковывается к орбитальному отсеку, после чего отсек отсоединяется от верхней ступени РН²;
- с дополнительным запасом топлива для коррекции орбиты ОКС, к которой будет стыковаться КК;
- с беспилотным СА – для доставки груза на ОКС и возвращения на Землю. В этом варианте РДТТ САС отсутствует в составе КК, и величина полезного груза может быть увеличена до 2,5 т;
- для полетов к Луне. В этом случае используется многопусковая схема со стыковками на орбите ИСЗ. Всего требуется четыре РН Ariane V: одна выводит на орбиту КК «Viking» с незаправленным ракетным буксиром; вторая и третья доставляют запас топлива (тетраоксид азота и гидразин), перекачиваемый в баки буксира; четвертая РН доставляет на орбиту криогенный разгонный блок. После стыковки разгонный блок выводит на траекторию полета к Луне КК с заправленным буксиром и отбрасывается. Буксир обеспечивает перевод КК на окололунную орбиту и переход с нее на траекторию полета к Земле. На орбите спутника Луны КК может стыковаться с лунной орбитальной станцией либо с взлетно-посадочным КК.

EADS Astrium заявила, что грузовой вариант КК может совершить полет в 2012 году, а пилотируемый – в 2017 г.

¹ См. том 1, часть 1, п. 5.4.3 а также том 4, часть 1, п. 6.5.

² Такая схема перестроения модулей была использована в полетах к Луне американских КК «Apollo».

ГЛАВА 3. ИТАЛИЯ

Вклад Италии в программы европейской пилотируемой космонавтики ограничивался, в основном, участием в изготовлении различных модулей и корпусов для них, таких, как ТКГ ATV¹, грузовые модули MPLM², присоединяемый модуль «Columbus»³.

В 2006 году Италия сообщила о начале работ по национальной программе беспилотного носителя USV.

3.1. Проект USV

Целью проекта USV (Unmanned Space Vehicle) являлось создание беспилотного многоразового крылатого космического носителя. Начальными этапами работы по проекту USV были разработка опытных летательных аппаратов FTB-1 и FTB-X.

3.1.1. FTB-1

FTB-1 (Flying Test Bed) – летающий стенд, предназначенный для проверки транс- и сверхзвуковых характеристик летательного аппарата (ЛА). Масса FTB-1 – 1,25 т, длина 9,2 м, размах крыла 3,7 м.

Изготовление ЛА было поручено фирме Carlo Gavazzi.

Было изготовлено два экземпляра FTB-1, получивших имена «Кастор» (Castore) и «Поллукс» (Polluce).

24.02.07 г. «Кастор» был сброшен с аэростата с высоты 21 км. В полете проверялась как управляемость ЛА при скорости до 1,078М, так и напряженно-деформированное состояние конструкции. При спуске произошел отказ парашютной системы, и ЛА разрушился при ударе о воду.

При очередных испытаниях ЛА «Поллукс» должен быть сброшен с высоты 25 км, что позволит ему набрать скорость 1,4М.



Рис. 1.14. ЛА FTB-1

3.1.2. FTB-X

ЛА FTB-X предназначен для отработки гиперзвукового входа в атмосферу. ЛА оснащен двигателем и аэродинамическими щитками из композитного материала «углерод-карбид кремния». Разработку аппарата проводит фирма Alcatel Alenia Spazio.

Планировалось выполнить в 2011 и 2013 годах два запуска FTB-X с помощью РН Vega.



Рис. 1.15. ЛА FTB-X

3.2. Ракетоплан «Space Rider»

В начале 2010 годов итальянский аэрокосмический исследовательский центр (Italian Aerospace Research Centre, CIRA) предложил проект ракетоплана «Space Rider». Совет ESA после изучения проекта принял его к реализации. Информация о проекте «Space Rider» приведена в п. 5.5.4.

¹ См. п. 5.6.

² См. п. 5.7.

³ См. п. 5.8.

ГЛАВА 4. ФРАНЦИЯ

4.1. Проекты транспортных КК 1960-х г.г.

Проработка концепций многоразового космического корабля велась во Франции с середины 1960-х годов.

Проект компании Dassault, разработанный в 1965 году, предусматривал создание трехступенчатой ракетно-космической системы для снабжения орбитальных станций. На первой ступени устанавливается шесть турбопрямоточных двигателей, на второй ступени – один ЖРД. Двигатели первой и второй ступеней работают на жидком водороде. Третья ступень представляет собой пилотируемый ракетоплан, оборудованный ракетными двигателями для маневрирования на орбите, обеспечения стыковки с ОКС и торможения при сходе с орбиты. На участке спуска ракетоплан использует шесть ВРД.

Компания Nord Aviation разработала двухступенчатую систему для полетов на околоземную орбиту. Вторая ступень представляет собой пилотируемый ракетоплан, оснащенный ракетными двигателями маневрирования и торможения и двумя ТВРД для полета на атмосферном участке при возвращении из космоса. Первая ступень, имеющая четыре ЖРД, при старте располагается под фюзеляжем ракетоплана и служит стартовым ускорителем.

4.2. Французский мини-Шаттл «Hermes»

Французское космическое агентство CNES выступило в 1984 году с предложением создать пилотируемый КК для независимого доступа Франции в космос. В апреле 1985 года французские компании Dassault и Aerospatiale подготовили совместный проект МКК «Hermes», названный в прессе «mini-Shuttle». С 1987 года МКК «Hermes» разрабатывался как проект ESA (см. п. 5.1).

4.3. Проект «Ares»

Отделение стратегических и космических носителей компании Aerospatiale Matra в 1999 году опубликовало проект крылатого аппарата «Ares» для отработки и демонстрации технологии возвращения с орбиты ИСЗ многоразового КА. В соответствии с проектом, предполагалось построить два прототипа ракетоплана «Ares»:

- «Ares_S» (subsonique – дозвуковой) – для отработки атмосферного полета и посадки. «Ares_S» должен был сбрасываться с вертолета, с самолета, либо с аэростата. Для достижения требуемой скорости на ракетоплан могли быть установлены пороховые ускорители.
- «Ares_H» (hypersonique – сверхзвуковой) – для отработки входа в атмосферу с орбиты ИСЗ. Выведение ракетоплана на орбиту планировалось выполнять с помощью РН «Союз-2» с космодрома Байконур или Куру.

Ракетоплан имеет массу около 2 т. Длина фюзеляжа – 7 м, диаметр – 1 м, размах дельтавидного крыла – 3 м.

Ожидалось, что проект может быть реализован между 2001 и 2004 годом.



Рис. 1.16. Ракетоплан «Ares»

4.4. Проект «Themis»

Разработчик – компания Aerospatiale Matra. Проект ракетоплана-демонстратора «Themis» являлся продолжением проекта «Ares». Ракетоплан предполагалось оснастить баками с криогенным топливом и двигательной установкой на базе ЖРД Vulcain, разработанного для РН Ariane 5.

Стартовая масса «Themis» – 55 т, в том числе масса конструкции – 22 т. Длина фюзеляжа – 27 м, диаметр – 4 м, размах крыльев – 14 м.

Работы по ракетоплану «Themis» предполагалось начать в 2005 году, в этом случае первый полет мог бы состояться в 2010 году. Сначала должны были выполняться атмосферные полеты, а затем предполагалось перейти к полетам на орбиту с использованием стартовых твердотопливных ускорителей.

Материалы проектов «Ares» и «Themis» были использованы в проекте «Vehra».

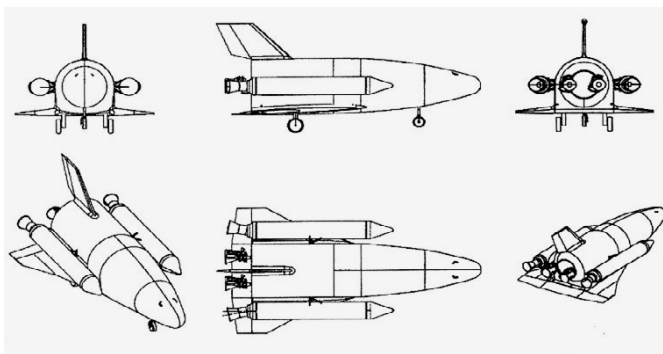


Рис. 1.17. Общий вид ракетоплана «Themis»

4.5. Ракетоплан «Vehra»

Компания Dassault Aviation предложила в 1999 году проект многофазовой космической системы «Vehra-A300», которая должна была состоять из суборбитального ракетоплана «Vehra» и самолета-носителя Airbus A-300 Zero-G.

Основная задача проекта – отработка входа летательного аппарата с несущим корпусом в атмосферу с орбитальной скоростью, снижения и посадки на обычную бетонную полосу, а также экономическая оценка затрат и эксплуатационных ограничений, связанных с многократным использованием ракетоплана.

Самолет-носитель должен доставлять ракетоплан на высоту 10 км при скорости 0,8 М. Максимальная скорость, развиваемая ракетопланом с помощью собственной ДУ – 14 М.

Масса ракетоплана «Vehra» – 25,8 т, длина 11,42 м, поперечный размер – 10,42 м. На ракетоплан планировалось установить кислородно-керосиновый ЖРД НК-39 российской разработки. «Vehra» имеет грузовой отсек размерами 5,0 x 1,5 x 1,5 м. В грузовом отсеке, в частности, может быть размещен твердотопливный разгонный блок массой 4 т, с помощью которого ракетоплан способен доставлять грузы массой 250 кг на орбиту ИСЗ высотой 500 км при наклонении 60 град.

По мнению Dassault Aviation, при наличии финансирования проект мог бы быть реализован к 2004 году. В 2002 году проект «Vehra» был «заморожен», а в 2010 году окончательно закрыт в связи с тем, что ESA остановила свой выбор на проекте ракетоплана ISV / «Space Rider».



Рис. 1.18. Макет ракетоплана «Vehra»



Рис. 1.19. МКС «Vehra-A300»

4.6. Туристический космолан VSH

В 2006 году Клуб европейских астронавтов (ACE – l'Astronaute Club Europeen) предложил проект суборбитального пилотируемого космолана VSH (Vehicule Suborbital Habite), разработанный на базе проекта «Vehra».

Космолан имеет ЖРД РД-0110 российской разработки, с помощью которого стартует «со спины» самолета-носителя Airbus A-310 и в течение 70 с разгоняется до скорости 3,5 М. Этой скорости достаточно для подъема космолана до высоты 110 км. После баллистического торможения в атмосфере (максимальные перегрузки 4-5g) для полета в зону посадки используется турбореактивный двигатель Microturbo TRI60-30. В верхней части фюзеляжа для лучшего обзора имеются прямоугольные окна.

Масса космолана 11,6 т, длина 11,7 м, размах крыла 9,3 м, максимальная высота 2,4 м. Экипаж от трех до шести человек.

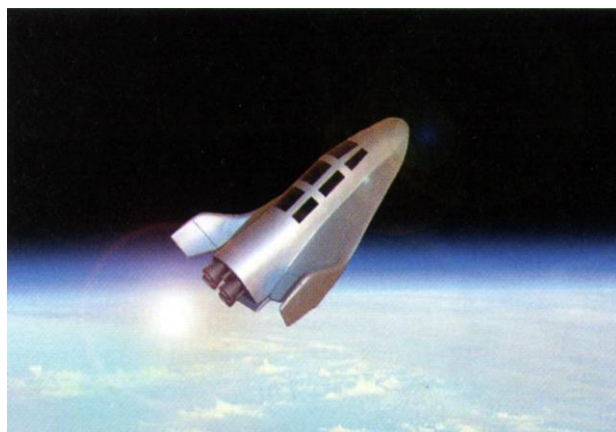


Рис. 1.20. Космолан VSH

4.7. Проект PRE-X

Французский Национальный центр космических исследований CNES проводил в 2006 году разработку летательного аппарата PRE-X с несущим корпусом.

Масса аппарата PRE-X 1,5-1,9 т, он может быть запущен по суборбитальной траектории РН Vega или «Днепр». Посадка КА должна производиться в Тихом океане.

ГЛАВА 5. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA)

Европейское Космическое Агентство (ЕКА, ESA – European Space Agency) было образовано в 1985 году. Оно стало преемником существовавших ранее организаций ESRO (European Satellite Research Organization) и ELDO (European Launcher Development Organization).

5.1. МКК «Hermes»

5.1.1. МКК «HERMES» (Франция)

Проработка концепций многоразового космического корабля велась во Франции с конца 1970-х годов. Обобщив результаты проработок, французское космическое агентство CNES выступило в 1984 году с предложением приступить к созданию пилотируемого КК для независимого доступа Франции в космос. В апреле 1985 года французские компании Dassault и Aerospatiale подготовили совместный проект МКК «Hermes».

МКК представлял собой планер с низкорасположенным треугольным крылом большой стреловидности. Проектная масса МКК «Hermes» – около 15 т. МКК должен был устанавливаться на верхнюю ступень РН Ariane-5, специально разрабатываемой для этой цели.

Экипаж МКК – 4-6 человек. В грузовом отсеке могло размещаться до 4,5 т полезного груза. Длительность полета – до 90 суток.

В процессе разработки обнаружилось, что реальная масса МКК существенно превышает первоначально заложенные в проект значения, что, в свою очередь, требует увеличение мощности РН. В результате стоимость проекта

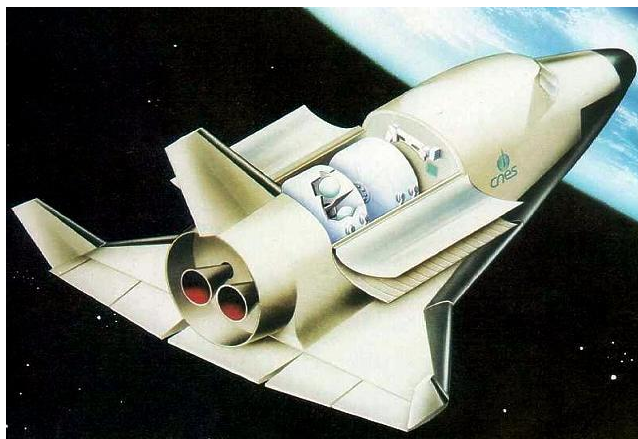


Рис. 1.21. МКК «Hermes» (проект 1985 г.)

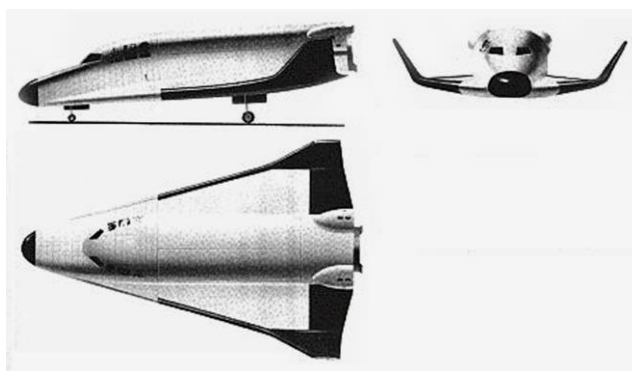


Рис. 1.22. МКК «Hermes» (проект 1987 г.)

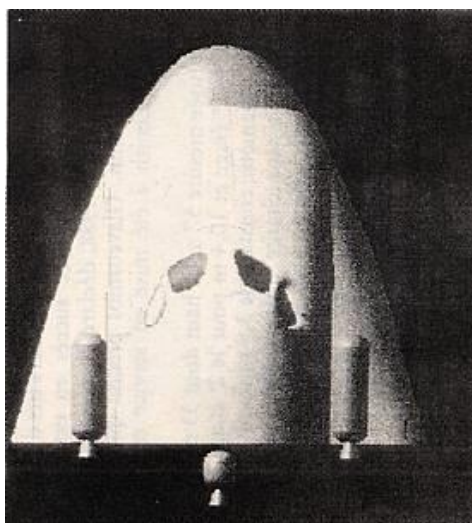


Рис. 1.23. Размещение РДТТ САС на катапультируемой кабине МКК «Hermes» (1987 г.)

значительно выросла, и CNES рассматривала вопрос о закрытии проекта.

В 1987 году Франция обратилась к странам-участникам ESA с предложением о совместной разработке МКК «Hermes».

5.1.2. МКК «HERMES» (ESA)

В ноябре 1987 года ESA утвердила решение о совместном продолжении работ по МКК «Hermes» и РН Ariane 5.

Проект МКК «Hermes», разработанный к 1987 году, был кардинально пересмотрен после катастрофы американского МКК Space Shuttle «Challenger» 28.01.86 г. Для обеспечения безопасности экипажа МКК «Hermes» было предложено сделать кабину МКК катапультируемой (рис. 1.23). Кабина массой 2,5 т должна была отстреливаться с помощью РДТТ. Спуск кабины должен был производиться на системе парашютов общей

площадью 400 м², мягкую посадку обеспечивали тормозные РДТТ и надувные амортизаторы или сминаемая конструкция. В результате внесенных изменений масса МКК возросла до 21 т, несмотря на то, что экипаж МКК был сокращен вдвое – до 3 человек, а количество доставляемого груза было уменьшено до 3 т.

Для уменьшения массы МКК была рассмотрена возможность вместо отделяемой кабины использовать модификацию катапультируемых капсул «Microba», разработанных в Германии. Окончательно было решено устанавливать обычные катапультные кресла, обеспечивающие спасение членов экипажа на высотах до 22-29 км.

В 1988 году для снижения массы МКК было предложено часть оборудования перенести в отдельный отсек одноразового использования.

По окончательному проекту (1988 г.) МКК «Hermes» состоит из двух модулей – пилотируемый орбитальный самолет (ОС) и ресурсный модуль (РМ).

ОС представляет собой планер с низкорасположенным треугольным крылом большой стреловидности по передней кромке. Законцовки крыла плавно переходят в концевые рулевые поверхности, являющиеся, по сути, разнесенным двухкилевым оперением, оснащенным рулями направления. В задней части фюзеляжа установлен балансировочный щиток.



Рис. 1.24. МКК «Hermes» (проект 1988 г.)

В задней части фюзеляжа установлен балансировочный щиток.

РМ является одноразовым приборно-агрегатным отсеком, а также выполняет роль переходника при установке ОС на РН.

Основное назначение МКК «Hermes» – снабжение европейской ОКС. Среди возможных применений рассматривались также полеты к российской ДОС «Мир» и автономные орбитальные полеты. После принятия решения об участии ESA в создании международной космической станции основным назначением МКК стали рассматриваться полеты к МКС. Длительность полета к орбитальной станции – 12 суток, в автономных полетах продолжительность полета могла составить более 3 недель, при этом количество членов экипажа могло быть увеличено до четырех.

Запуск МКК «Hermes» на переходную орбиту 100 x 460 км должен был выполняться ракетой-носителем Ariane-5. Довыведение на рабочую орбиту должно было осуществляться с помощью ДУ, расположенной в ресурсном модуле МКК.

Стартовая масса МКК «Hermes» – 22,42 т, в т.ч. масса топлива – 2,6 т, масса доставляемого груза – 3,0 т. Масса МКК после вывода на орбиту – 21,0 т. Масса ОС при посадке – 15,0 т, в т.ч. 1,5 т возвращаемого груза. Экипаж МКК 3 человека.

Длина МКК – 18,744 м, длина ОС – 14,584 м, длина фюзеляжа ОС – 12,875 м, длина РМ – 6,06 м. Размах крыльев 9,4 м. Герметизированный объем ОС (кабина, отсек оборудования, рабочая зона, переходной люк-лаз) – 42,0 м³, герметизированный объем РМ – 31,0 м³.

Кабина экипажа оборудовалась катапультными креслами. Кресла можно было использовать в следующих случаях:

- с неподвижного и стартующего МКК на стартовой площадке с удалением от аварийной РН на 500-700 м и подъемом на высоту 300 м за 2 сек;
- в первые 80 секунд полета, до высоты 25 км и скорости $M=3$;
- при возвращении на Землю – при скорости менее $M=3$ и высотах ниже 30 км;
- вплоть до нулевой скорости на ВПП (учитывая нулевую видимость при низкой облачности).

Для схода с орбиты использовалась ДУ ресурсного модуля, который после этого отбрасывался. При спуске МКК имел возможность бокового маневра около 1 500 км, для посадки требовалась полоса длиной 3 км. Посадочная скорость около 320 км/ч. Максимальные расчетные перегрузки при выведении – 4,5g, при спуске – не более 2,5g.

Расчетный ресурс МКК «Hermes» был равен 120 полетам, при этом считалось, что реально одним МКК будет выполняться не более 30 полетов при максимальном сроке эксплуатации 15 лет-

По состоянию на конец 1991 года программа полетов МКК «Hermes» выглядела следующим образом:

- 2000 г. – начало испытаний;
- 2002 г. – первый орбитальный беспилотный полет;
- 2002-2015 г.г. – полеты двух МКК для обслуживания европейской ОКС, а также полеты к американской и российской ОКС.

В 1992 году проект МКК «Hermes» был закрыт.

5.1.3. ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЕКТА МКК «HERMES»

На рис. 1.25 показана эволюция проекта МКК «Hermes».

- а). Конец 1970-х. Первое предложение Aerospatiale: воздушно-космический самолет, экипаж 2-4 чел.
- б). Конец 1970-х. Вариант предложения Aerospatiale: ВКС с увеличенным фюзеляжем, экипаж 2-5 чел.
- с). 1979 г. Предложение Aerospatiale для CNES.
- д). 1984-1985 г.г. Транспортно-пилотируемый МКК, экипаж 6 чел., полезный груз 4,5 т. Масса 17 т.
- е). 1985 г. Изменена форма крыла, введен негерметичный грузовой отсек. Масса МКК 25 т.
- ф). 1987 г. МКК для обслуживания ОКС Columbus. Экипаж 3 чел. Шлюзовая камера за кабиной.
- г). Март 1987 г. Отделяемая кабина, герметичный грузовой отсек, стыковочный узел в хвосте. Масса полезного груза 3 т.
- х). 1988 г. МКК разделен на орбитальный самолет и ресурсный модуль.
- и). 1989 г. Ресурсный модуль разделен на два отсека: приборно-агрегатный и двигательный.
- ж). 1990 г. Окончательная схема. Вместо отделяемой кабины установлены катапультные кресла.

5.1.4. ДЕМОНСТРАТОР «HERMES X-2000»

В начале 1992 года по финансовым причинам ESA приняла решение сократить расходы по программе «Hermes». Было решено не выделять средства на постройку пилотируемых МКК, а ограничиться созданием беспилотного демонстратора технологических решений «Hermes X-2000». В связи с последовавшим закрытием программы «Hermes» демонстратор «X-2000» также не строился.

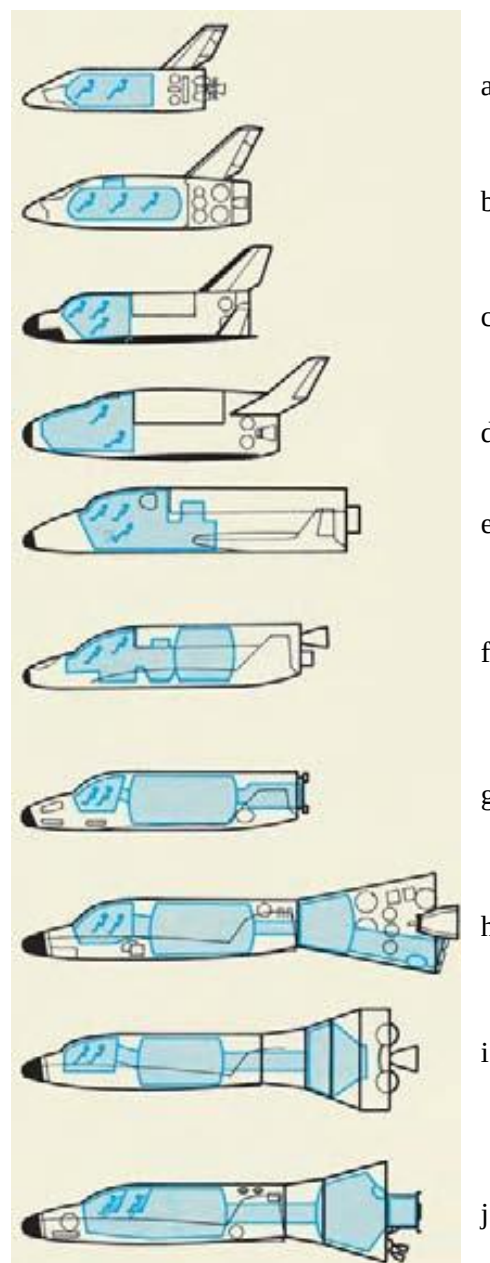


Рис. 1.25. Эволюция проекта МКК «Hermes»

5.2. Лаборатория «Spacelab»

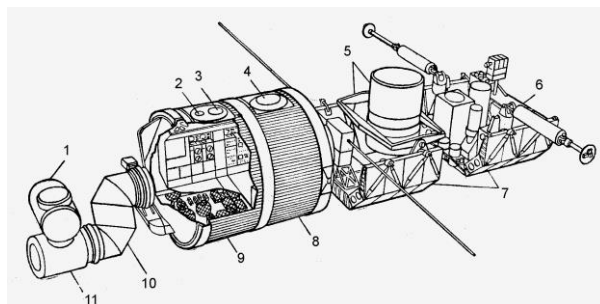
Модульная научная лаборатория «Spacelab» разработана Европейским космическим агентством (ESA) по заказу NASA для использования в составе МКК Space Shuttle. «Spacelab» является платформой для размещения научной аппаратуры. Платформа «Spacelab» собиралась из отсеков трех типов (табл. 1.1), и монтировалась в грузовом отсеке МКК. Количество герметизированных и негерметизированных отсеков зависело от задач полета. Стандартный герметизированный отсек состоял из одной основной герметизированной секции. Удлиненный герметизированный отсек состоял из основной и дополнительной герметизированных секций.

Максимально в отсек МКК Space Shuttle могло быть установлено пять негерметизированных секций, либо удлиненный герметизированный отсек и три негерметизированных секции.

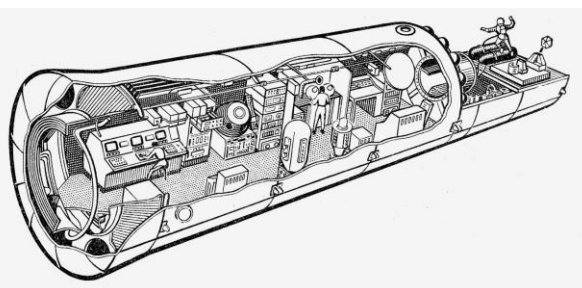
Герметизированные отсеки соединялись гибким тоннелем-лазом с люком в кабину МКК. Диаметр тоннеля-лаза 1,2 м, длина 4,6 м. В другом торце герметизированных отсеков располагался люк для выхода в грузовой отсек МКК. Космонавты могли выходить в скафандрах через этот люк в грузовой отсек для работы с оборудованием негерметизированных секций, при этом герметизированный отсек выполнял функции шлюзовой камеры.

Табл. 1.1. Типы отсеков лаборатории «Spacelab»

Отсеки	Масса конструкции, т	Максимальная масса полезного груза, т	Длина, м	Диаметр, м
Стандартный герметизированный	~4,0	~2,5	2,68	4,18
Удлиненный герметизированный	~8,0	5,5	5,36	4,18
Негерметизированная секция	0,635	3,5	2,97	4,18



- 1 – шлюзовая камера
- 2, 3 – окна для наблюдений
- 4 – люк для выносной аппаратуры
- 5, 6 – научная аппаратура
- 7 – негерметичные отсеки



- 8 – дополнительная секция герметизированного отсека
- 9 – основная секция герметизированного отсека
- 10 – туннель-лаз
- 11 – переходная секция

Рис. 1.26. Лаборатория «Spacelab»

Было изготовлено 2 экземпляра лаборатории «Spacelab». Первый полет с лабораторией «Spacelab» выполнил МКК «Columbia» 28.11.83 г. (полет STS-9). Всего МКК Space Shuttle выполнили 22 полета с лабораториями «Spacelab».

5.3. Европейская ОКС

5.3.1. ПРОЕКТ ОКС 1980 г.

В 1980 году специалисты ESA рассматривали проект орбитальной станции, жилые отсеки которой разработаны на основе конструкции герметизированного модуля лаборатории «Spacelab», которая разрабатывалась ESA для использования в полетах МКС Space Shuttle в соответствии с названием – как лаборатория для проведения научных экспериментов в космосе. Проект на основе герметизированных отсеков «Spacelab» (рис. 1.27) явился одним из первых проектов европейской ОКС.

5.3.2. ПРОГРАММА «COLUMBUS»

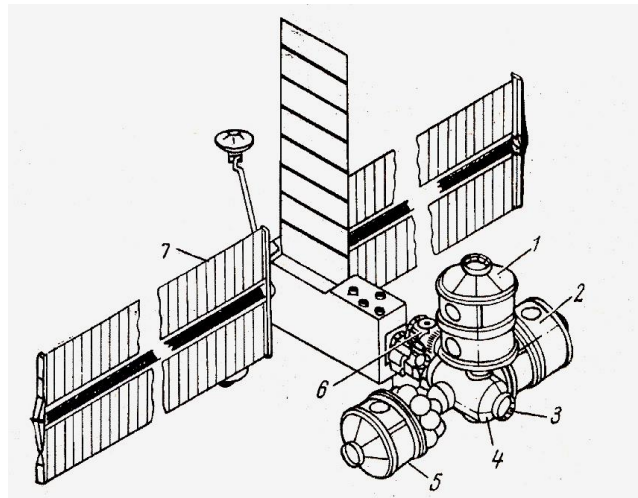
ESA с момента образования изучала вопрос независимого доступа в космос. Были разработаны и изготавливались европейские РН Ariane, прорабатывался проект многоразового КК «Hermes». Следующим шагом должна была стать европейская орбитальная станция. Несмотря на достигнутое в 1984 году принципиальное согласие участвовать в проекте американской ДОС, ESA планировала создание и собственной станции. В результате в середине 1980-х годов была принята программа «Columbus», включавшая несколько задач:

- разработка модуля АРМ (Attached Pressurized Module – присоединяемый герметичный модуль), входящего в состав американской ДОС «Freedom»;
- создание собственной автономной ОКС МТФФ (Manned-Tended Free Flyer – посещаемая пилотируемая свободно летающая ОКС);
- разработка беспилотного свободно летающего модуля;
- создание орбитальной полярной платформы POP (Polar Orbital Platform) с научным оборудованием.

5.3.2.1. Модуль АРМ

Присоединяемый модуль АРМ разрабатывался ESA на основе герметизированного модуля лаборатории «Spacelab». Модуль имел форму цилиндра длиной 11,8 м и диаметром 4,5 м. Масса полностью оснащенного модуля должна была составить 17 т. Вывод АРМ на орбиту должен был выполняться с помощью РН Ariane 5.

В связи с преобразованием ДОС «Freedom» в американский сегмент МКС, проект модуля АРМ был пересмотрен. Было решено унифицировать его по корпусу с грузовыми модулями MPLM. Модуль получил имя «Columbus», по названию программы. Модуль был доставлен к МКС в грузовом отсеке МКС Space Shuttle «Atlantis», в рейсе STS-122, стартовавшем 07.02.08 г. Описание модуля «Columbus» приведено в п. 5.8.



- 1 – научный отсек
- 2 – бытовой отсек
- 3 – стыковочный агрегат
- 4 – вспомогательный отсек
- 5 – отсек расходных материалов
- 6 – шлюзовая камера
- 7 – панели солнечных батарей

Рис. 1.27. Проект ОКС на базе модулей «Spacelab»

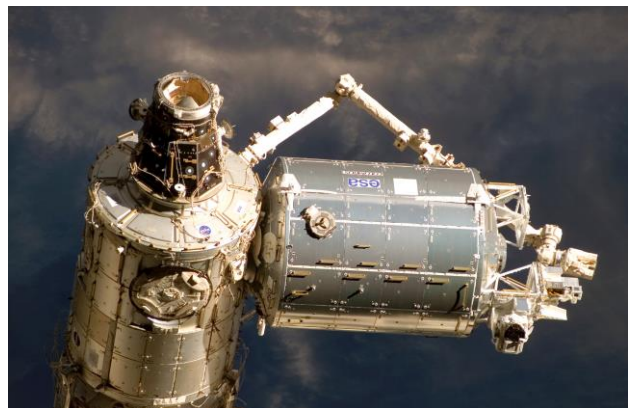


Рис. 1.28. Модуль «Columbus»

5.3.2.2. ОКС МТФФ (1985 г.)

ОКС МТФФ задумывалась, как европейская периодически посещаемая орбитальная станция. На ней не должно было быть постоянного экипажа, большую часть времени полет ОКС должен был происходить в автоматическом режиме. Экипаж должен был прибывать на МКК «Hermes», который остается пристыкованным к ОКС на все время экспедиции.

ОКС МТФФ планировалось выводить на орбиту с наклоном 28 град., как и американская ДОС «Freedom», но в другой плоскости. Такое наклонение позволило бы МКК Space Shuttle при необходимости выполнять полеты к европейской ОКС. Рассматривалось предложение совместить плоскости полета ОКС МТФФ и ДОС «Freedom», что позволило бы периодически выполнять стыковку МТФФ к американской ДОС и выполнять необходимое обслуживание и замену оборудования.

ОС МТФФ рассчитывалась на 30 лет полета. Длина МТФФ по проекту 1986 года – 11,5 м, диаметр 3,7 м, стартовая масса 15 т.

Первоначальным графиком проекта предполагалось запустить ОКС МТФФ в 1998 году.

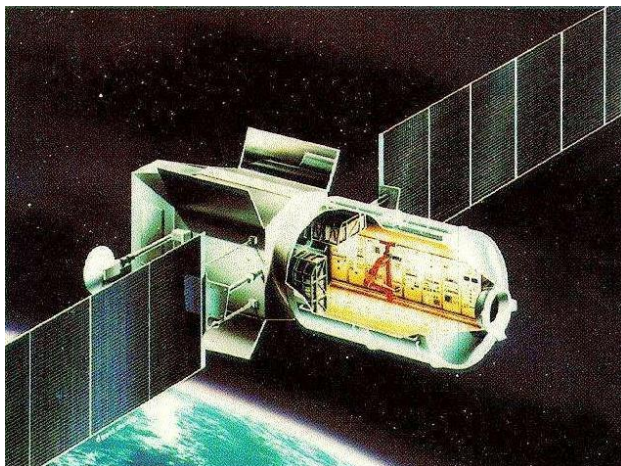


Рис. 1.29. ОКС МТФФ (проект 1985 г.)

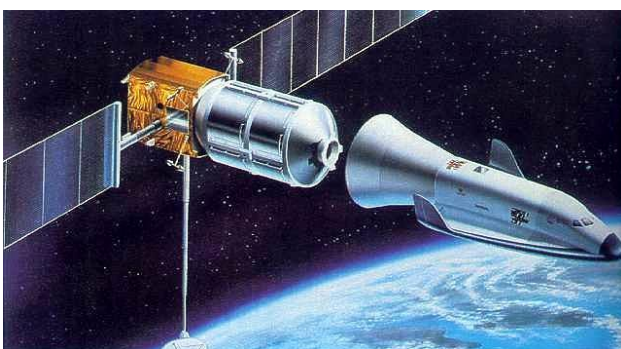


Рис. 1.30. ОКС МТФФ и МКК «Hermes» (проект 1985 г.)

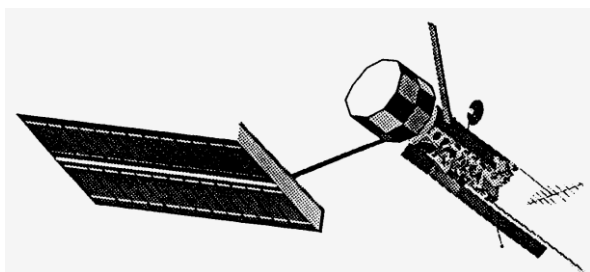


Рис. 1.31. Свободно летающий модуль «Columbus»

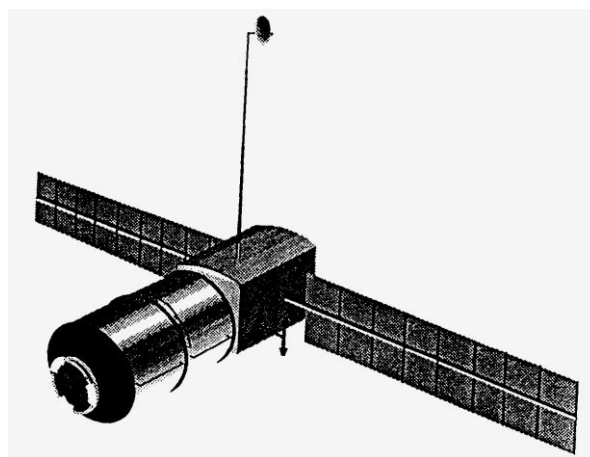


Рис. 1.32. Полярная платформа «Columbus»

5.3.2.3. Свободно летающий модуль

Свободно летающий модуль должен был представлять собой упрощенный беспилотный вариант ОКС МТФФ. Модуль предназначался для проведения исследований, требующих особо малых величин микрогравитации. Модуль предполагалось вывести на орбиту с параметрами, близкими к параметрам орбиты ОКС «Freedom». Запуск предполагалось выполнить ракетой-носителем Ariane 5 с французского космодрома Куру. Эксперименты, выполняемые на модуле, должны были проводиться в автоматическом режиме либо с использованием дистанционного управления. Планировалось, что модуль будет каждые 3-4 года приближаться к ОКС «Freedom» для технического обслуживания систем модуля. С момента ввода в эксплуатацию европейского МКК «Hermes» предполагалось каждые полгода осуществлять полеты к этому модулю для обслуживания и установки новой аппаратуры.

5.3.2.4. Полярная платформа

Беспилотная полярная платформа POP должна была выполнять исследования земной поверхности в высоких широтах, которые не охватываются полетами пилотируемых средств. Периодически

к платформе POP должен был бы отправляться МКС «Hermes» с экипажем, который извлекал бы накопленные материалы наблюдений и заменял расходуемые материалы и оборудование. Конкретной конструкторской проработки не проводилось, так как эта задача должна была решаться в последнюю очередь, после модуля АРМ и станции МТФФ.

Размеры платформы POP по предварительному проекту составляли: диаметр 4,6 м, длина 10,5 м, с развернутыми солнечными батареями – 26 м. Стартовая масса 5,6 т.

5.3.3. ОКС МТФФ (1987 г.)

Продолжением проекта ОКС МТФФ должна была стать более сложная орбитальная станция, состоящая из нескольких модулей и постоянным экипажем. Доставку и смену экипажей планировалось производить с помощью МКС «Hermes». Для безопасности в состав ОКС должен был постоянно входить спасательный модуль, на котором экипаж мог бы экстренно вернуться на Землю в случае необходимости.

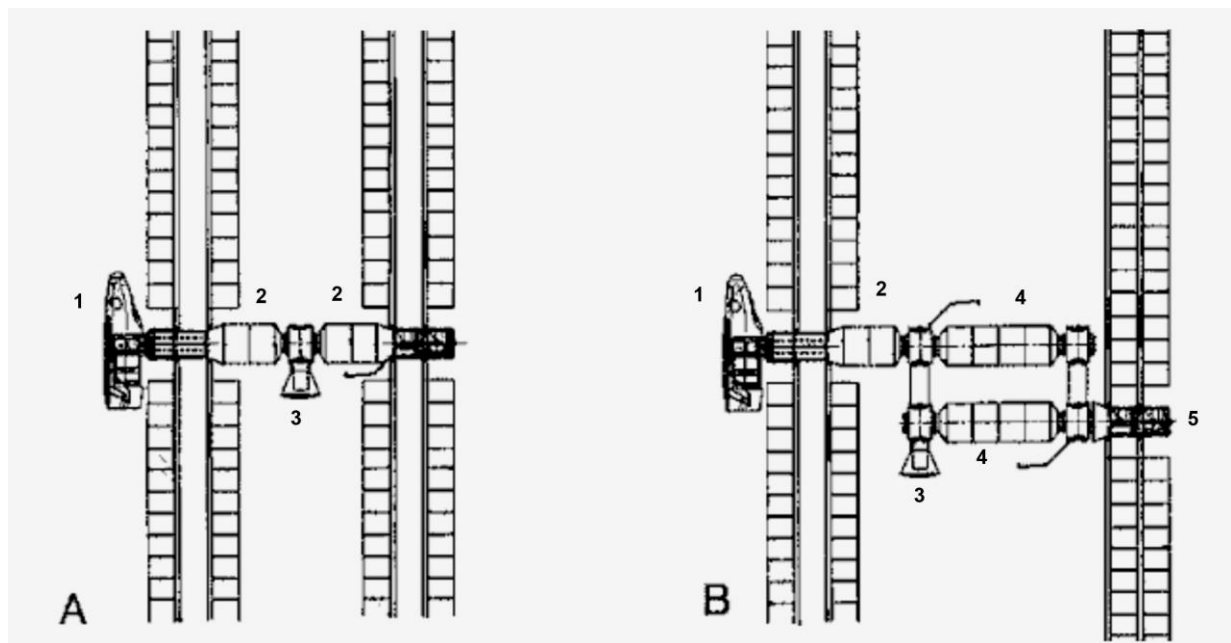
Рассматривалось два варианта, А и В.

По варианту А на орбиту выводилось две станции МТФФ, которые стыковались между собой через узловой стыковочный модуль. К этому же узловому модулю пристыковывался спасательный модуль. Экипаж прибывал на станцию в МКС «Hermes» и оставался на ОКС до прибытия смены.

В варианте В применялись два больших герметизированных модуля, которые могли использоваться как жилые, так и для размещения научного оборудования. Модуль станции МТФФ использовался только один. Блоки станции соединялись через стыковочные модули, как показано на рис. 1.33. В состав станции также должен был входить ресурсный модуль, используемый для хранения расходуемых материалов и других грузов.

Для энергопитания должны были использоваться панели солнечных батарей.

В 1990-1991 годах в разработке проекта европейской ОКС принимали участие российские специалисты из НПО «Энергия»¹.



- 1 – МКС «Hermes»
- 2 – модуль МТФФ
- 3 – спасательный модуль
- 4 – герметизированный жилой модуль
- 5 – ресурсный модуль

Рис. 1.33. Два варианта ОКС МТФФ (проект 1987 г.)

¹ См. том 4, часть 1, п. 6.1.

В процессе выработки соглашений США с Японией, Канадой и ESA по совместному созданию ДОС «Freedom» было решено сосредоточить усилия над разработкой модуля АРМ «Columbus», отложив временно работы по ОКС МТФФ. После закрытия в 1992 году проекта МКК «Hermes» работы по ОКС МТФФ также были остановлены.

5.4. Crew Transfer Vehicle

В конце 90-х годов, когда в США разрабатывался ракетоплан X-38 CRV (Crew Return Vehicle), ESA рассматривала возможность создания на базе X-38 легкого транспортного КК СТВ (Crew Transfer Vehicle), вместо проектировавшегося ранее КК с баллистической схемой возвращения. Разработка должна была вестись совместно с NASA, но главенствующая роль должна была остаться за ESA.

КК СТВ должен был запускаться с космодрома Куру ракетой-носителем Ariane 5. Для спасения экипажа на участке выведения СТВ оборудуется тремя катапультными креслами. Всего в СТВ планировалось установить семь кресел. Таким образом, КК СТВ должен был иметь возможность доставлять на орбиту ИСЗ экипаж из трех человек, а возвращать – семь человек.

Длина КК СТВ – 9,03 м, ширина – 5,09 м.

Планировалось изготовить два экземпляра КК СТВ: №201 для доставки на орбиту в грузовом отсеке МКК «Space Shuttle» в 2000 году, и №202 для запуска РН Ariane 5 в 2002 году.

Работы по изготовлению КК СТВ №202 прекращены в конце 1998 года из-за отказа Франции продолжать финансирование этих работ. После прекращения работ по спасательному кораблю X-38, работы по КК СТВ также были остановлены.



Рис. 1.34. Crew Transfer Vehicle

5.5. Программа PRIDE

Вход многоразовых КА в атмосферу является стратегически важной проблемой, в связи с чем исследованиям в этой области придается большое значение. ESA ведет работы по программе создания опытных аппаратов (демонстраторов) PRIDE (the Program for Reusable In-orbit Demonstrator in Europe). Конечной целью программы является создание небольшого беспилотного многоразового КА.

5.5.1. ДЕМОНСТРАТОР ЭКСПЕРТ

Этот аппарат массой 410 кг несет 16 опытных образцов конструкций, включая цельнокерамические управляющие щитки, теплозащиту типа «углерод-карбид кремния», металлическую теплозащиту на основе хромоникелевого сплава и другие. КА должен был быть запущен на российской баллистической ракете «Волна» с подводной лодки, выполнить полет по суборбитальной траектории высотой 100 км с максимальной скоростью 5 км/с и совершить посадку на российском полигоне на Камчатке. Запуск первоначально был намечен на июнь 2008 года, однако, сначала задерживался по ряду причин, затем российская сторона сообщила, что не имеет возможности выполнить договоренность.

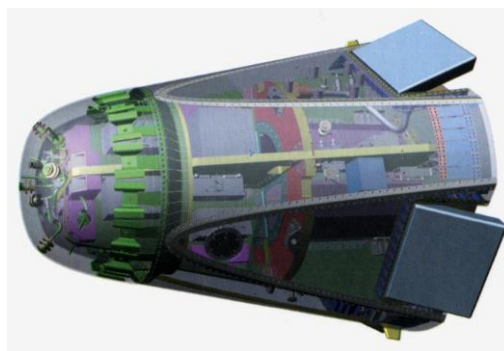


Рис. 1.35. Демонстратор Expert

5.5.2. ДЕМОНСТРАТОР IXV

Демонстратор IXV – усовершенствованный вариант демонстратора Expert, представляет собой летательный аппарат с несущим корпусом и управляющими щитками. Длина корпуса 5,0 м, ширина 2,2 м, высота 1,5 м. КА имеет четыре ЖРД для ориентации на орбите и управления спуском. Топливо ЖРД – гидразин, тяга – по 41 кгс. Масса КА – 1 845 кг.

Основное назначение КА – изучение аэродинамических и температурных параметров при управляемом спуске с орбиты и экспериментальная отработка теплозащитных материалов и конструктивных решений.

Запуск демонстратора IXV рассчитан на РН Vega. КА выводится на орбиту ИСЗ, затем с помощью маршевой ДУ выполняется сход с орбиты. КА IXV входит в атмосферу на высоте около 120 км, выполняет баллистическое торможение, спуск на парашюте и посадку на воду. Для обеспечения плавучести КА снабжен четырьмя надувными баллонами. Парашютная система состоит из четырех парашютов: вытяжной диаметром 1,7 м, тормозной диаметром 4,3 м, первый основной диаметром 7,4 м и основной кольцевой диаметром 29,6 м.



Рис. 1.36. Демонстратор IXV

Запуск по состоянию на 2006 год планировался на 2010 год, однако, состоялся только в 2015 году. 11.02.15 г. КА IXV с пристыкованным разгонным блоком AVUM был запущен ракетой-носителем Vega с космодрома Куру и выведен на незамкнутую орбиту ИСЗ высотой 76 х 413 км и наклоном 5,4 град. На 18-й минуте полета КА был отделен от РБ. После входа в атмосферу со скоростью 7,5 км/с на расстоянии около 25 000 км от места старта КА выполнил управляемый спуск на парашюте и приводнился в Тихом океане. Длительность полета КА IXV составила около 100 минут.

5.5.3. РАКЕТОПЛАН ISV

На состоявшемся в ноябре 2012 года Совете ESA был утвержден к реализации проект много-разового беспилотного КА ISV (Innovative Space Vehicle, инновационный космический аппарат), создаваемого по программе PRIDE.

КА ISV проектируется, как многоцелевой космический аппарат, способный доставлять на орбиту и возвращать на Землю в грузовом отсеке различные полезные нагрузки. КА должен выполнять планирующий спуск и посадку на аэродромную полосу на колесном шасси.



Рис. 1.37. Схема полета КА ISV

Стартовая масса КА ISV – 1 500 кг, расчетная рабочая орбита – круговая высотой 700 км. Ракета-носитель – РН Vega. Запуски будут производиться с космодрома Куру во Французской Гвиане.

В дальнейшем проект трансформировался в ракетоплан «Space Rider».

5.5.4. РАКЕТОПЛАН «SPACE RIDER»

На «Аэрокосмическом салоне Ля-Бурже», проходившем в 2017 году, был показан макет беспилотного многоразового ракетоплана «Space Rider», разрабатываемого на основе проекта ракетоплана ISV.

«Space Rider» будет запускаться с помощью РН Vega C и сможет доставлять на круговую орбиту высотой 400 км и наклонением 5 град., а также возвращать на Землю, груз массой до 800 кг¹. «Space Rider» рассчитан на шесть полетов с длительностью каждого полета от двух до шести месяцев. Ракетоплан будет выводиться на орбиту с одноразовым приборно-агрегатным отсеком, разработанным на базе блока AVUM (верхней ступени РН Vega). Энергопитание оборудования будет обеспечиваться солнечной батареей.

Посадка ракетоплана «Space Rider» будет выполняться на воду², в отличие от проекта-предшественника ISV, который планировалось оснащать колесным шасси.

Начало полетов ракетоплана «Space Rider» ожидается в 2020 году, а коммерческое использование – начиная с 2025 года.

В ноябре 2018 года было сообщено, что первый полет «Space Rider» перенесен на 2021 год. В 2019 году ожидался испытательный запуск приборно-агрегатного отсека с устройством разведения микроспутников в качестве полезной нагрузки.



Рис. 1.38. Ракетоплан «Space Rider»

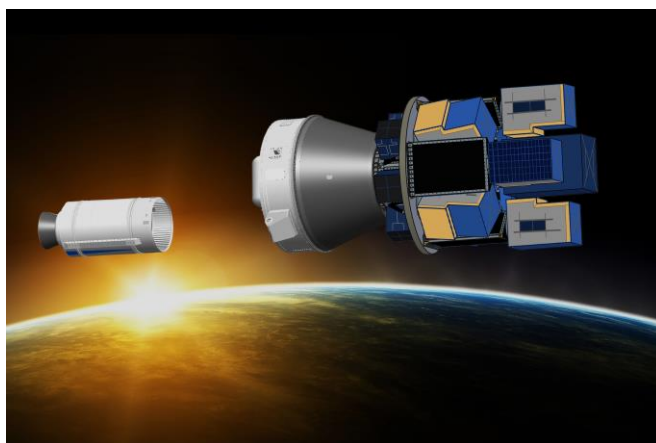


Рис. 1.39. ПАО ракетоплана «Space Rider» в испытательном полете

¹ По другим данным – 300 кг.

² По другим данным – все-таки на колесное шасси.

5.6. Европейский транспортный корабль «ATV»

5.6.1. ТРАНСПОРТНЫЙ КОРАБЛЬ «ATV»

Автоматический грузовой корабль «ATV»¹ создан кооперацией европейских стран по заказу ESA для обслуживания МКС. Проект разрабатывался в 1998-2003 г.г.

Конструктивно ТКГ «ATV» состоит из интегрированного грузового отсека ICC (Integrated Cargo Carrier) и служебного модуля SSA (Spacecraft Sub-Assembly).

В состав грузового отсека входит герметичный модуль ЕРМ (Equipped Pressurized Module), негерметичный отсек внешнего оборудования ЕЕВ (Equipped External Bay) и российская система стыковки RDS (Russian Docking System).

Длина модуля ЕРМ равна 4,10 м, диаметр – 4,48 м. Его полный объем составляет 46,5 м³, в том числе свободный объем – 23,5 м³, еще 23 м³ отведено для размещения грузов. Длина негерметичного отсека ЕЕВ равна 0,57 м. По краям переднего днища модуля ЕРМ размещены четыре блока по два ЖРД ориентации тягой по 22,4 кг.

Служебный модуль SSA включает приборный отсек ЕАВ (Equipped Avionics Bay) и двигательный отсек ЕРВ (Equipped Propulsion Bay). В состав служебного модуля входит также переходник SDM (Separation and Distancing Module) – адаптер разделения и отхода, посредством которого ТКГ «ATV» устанавливается на РН. Отсек ЕАВ имеет форму усеченного конуса с диаметрами оснований 4,48 м и 4,10 м и высотой 1,36 м. Двигательный отсек ЕРВ имеет форму цилиндра диаметром 4,10 м и длиной 1,97 м.

На боковой поверхности служебного модуля размещены четыре панели солнечных батарей общей площадью 33,7 м² и четыре блока двигателей системы ориентации, по пять ЖРД в каждом блоке. На днище модуля расположены четыре маршевых ЖРД (два основных и два резервных). Тяга маршевых ЖРД – по 49,9 кгс, двигателей ориентации – по 22,4 кгс. Все ЖРД работают на монометилгидразине и смеси окислов азота.

Длина ТКГ «ATV» – 9,79 м, максимальный диаметр – 4,48 м. Размах солнечных батарей – 21,39 м, общая площадь – 33,7 м².

Масса ТКГ «ATV» на старте составляет около 20 т, из которых доставляемые на МКС грузы – до 7,67 т, в т.ч. до 5,5 т сухих грузов, до 860 кг топлива, до 850 кг воды, до 100 кг воздуха, азота или кислорода.



Рис. 1.40. ТКГ «ATV»

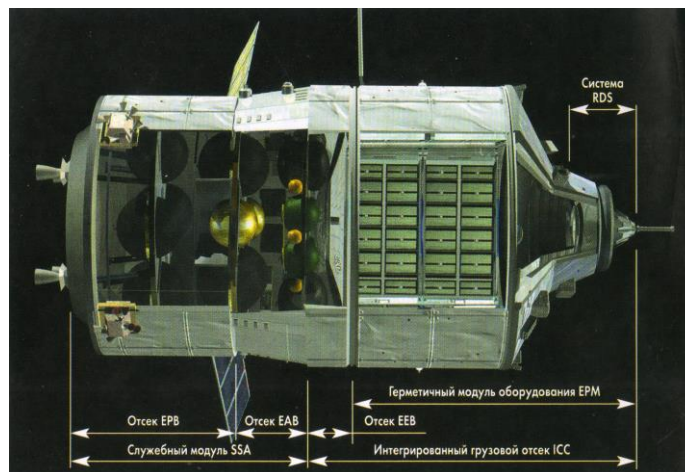


Рис. 1.41. Компоновка ТКГ «ATV»

¹ Automated Transfer Vehicle – автоматический транспортный аппарат, первоначально назывался Ariane Transfer Vehicle – транспортный аппарат, запускаемый РН Ariane.

ТКГ «ATV» выводится ракетой-носителем Ariane 5ES на опорную орбиту высотой 260 км и наклонением 51,6 град., затем с помощью собственной ДУ выходит на орбиту МКС, сближается с ней и выполняет стыковку. ТКГ «ATV» имеет стыковочный узел российской конструкции и рассчитан на стыковку к осевому стыковочному узлу СМ «Звезда».

После разгрузки и перекачки топлива в баки модуля «Звезда» герметичный модуль ТКГ «ATV» загружается отходами, мусором и ненужной аппаратурой. ТКГ «ATV» рассчитан на удаление до 6,5 т отходов. Двигательная установка ТКГ используется также для коррекции орбиты МКС. После расстыковки ТКГ «ATV» совершает управляемый вход в атмосферу и затопление в заданном районе океана.

Первоначально было запланировано изготовление 8-9 ТКГ «ATV». Позднее это количество было сокращено до пяти в связи с задержками в разработке ТКГ и планировавшимся сроком прекращения эксплуатации МКС.

В табл. 1.2 приведена краткая информация о запусках ТКГ «ATV».

Табл. 1.2. Запуски ТКГ «ATV»

№ ТКГ	Название	Дата начала - окончания полета	Период полета в составе МКС	Длительность полета	Масса КА/груза, т
ATV-1	Jules Verne «Жюль Верн»	09.03.08- 29.09.08	03.04.08- 06.09.08	204с 09ч 40м	19,357 / 4,557
ATV-2	Johannes Kepler «Иоганн Кеплер»	17.02.11- 21.06.11	24.02.11- 20.06.11	124с 22ч 58м	19,712 / 7,093
ATV-3	Edoardo Amaldi «Эдоардо Амальди»	23.03.12- 03.10.12	29.03.12- 28.09.12	193с 20ч 56м	19,726 / 6,595
ATV-4	Albert Einstein «Альберт Эйнштейн»	06.06.13- 02.11.13	15.06.13- 28.10.13	149с 13ч 14м ¹	19,887 / 6,584
ATV-5	Georges Lemaitre «Жорж Леметр»	30.07.14- 15.02.15	12.08.14- 14.02.15	200с 18ч 31м	19,926 / 6,561

5.6.2. ВОЗВРАЩАЕМЫЙ ГРУЗОВИК CARV

В связи с катастрофой МКС Space Shuttle «Columbia» в феврале 2003 года и вызванным, как следствие, прекращением на длительный срок полетов МКС Space Shuttle, встал вопрос о доставке грузов с орбиты на Землю. ТКГ «Прогресс», как и строящиеся в тот период грузовые КА – европейский «ATV» и японский «HTV», – не имели возвращаемых отсеков (для ГТК «Прогресс» была разработана возвращаемая капсула «Радуга», но ее возможности весьма ограничены). Доставка груза с орбиты в СА КА «Союз» также ограничена величиной около 50 кг и небольшим объемом.



Рис. 1.42. ТКГ «CARV»

В июле 2004 года ESA для решения возникшей проблемы предложила создать модификацию ТКГ «ATV» – грузовой КА «CARV»² (Cargo Access and Return Vehicle – корабль для доставки и возвращения грузов). КА «CARV» должен вместо герметичного грузового отсека ИСС иметь большой возвращаемый аппарат CRC (Cargo Return Craft) с теплозащитным покрытием.

¹ Время окончания полета – по моменту прекращения приема телеметрии при разрушении ТКГ в плотных слоях атмосферы.

² В 2007 году проект изменил название на CRV – Cargo Return Vehicle.

На КА «CARV» предлагалось установить американский стыковочный узел, который имеет больший размер, чем российский, что позволит доставлять на орбиту более крупногабаритные грузы. Стартовая масса КА «CARV» – 21 т.

Начало эксплуатации ТКГ «CARV» намечалось на 2010 год, но проект не был реализован.

Более поздние варианты проекта носили также условные наименования LCR (Large Cargo Return), PTV (Payload Transport Vehicle).

5.6.3. Модификации ТКГ ATV

В процессе разработки проекта транспортного грузового корабля «ATV» были предложены различные варианты модификаций:

- ULC (Unpressurised Logistics Carrier) – негерметичный транспортный грузовой корабль для доставки к МКС тяжелого оборудования, не требующего герметичности.
- предлагалось оснастить ТКГ «ATV» небольшой возвращаемой капсулой, способной по завершении полета «ATV» доставить на Землю грузы массой до 150 кг.
- небольшая орбитальная станция на базе ТКГ «ATV», для чего ТКГ должен быть оборудован двумя стыковочными узлами.
- UFL (Unmanned Freeflying Laboratory) – проект создания на базе ТКГ беспилотной свободно летающей лаборатории, периодически пристыковывающейся к МКС для обслуживания. Одно из применений UFL – в качестве временного убежища для экипажа МКС в случае разгерметизации станции.

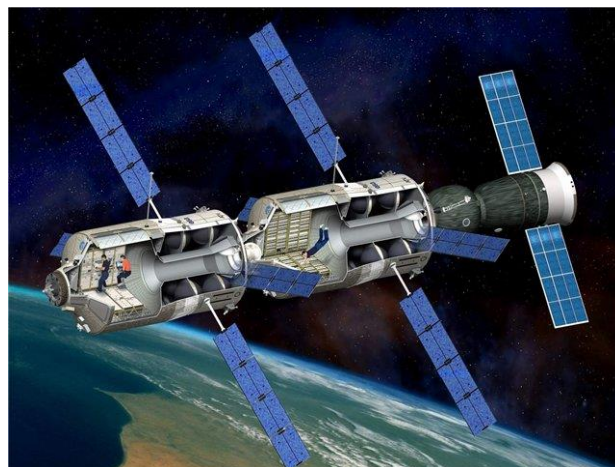


Рис. 1.43. ОКС на базе ТКГ «ATV»

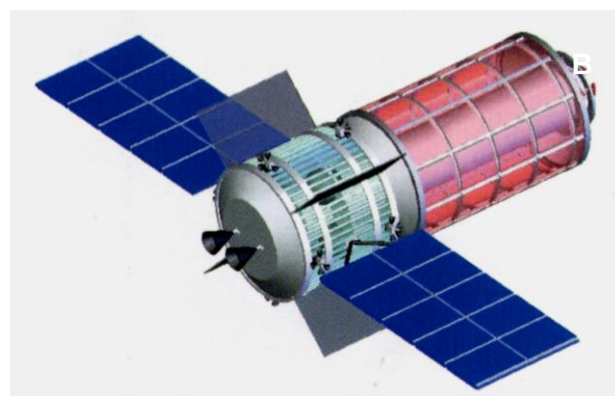


Рис. 1.44. Орбитальная станция UFL

5.7. Грузовые модули MPLM

Герметичные модули снабжения MPLM (Multi Purpose Logistics Module) для доставки грузов на МКС в грузовом отсеке МКК «Space Shuttle» были разработаны итальянской компанией Alenia Aerospazio по контракту ESA. Модуль имеет форму цилиндра длиной 6,546 м и диаметром 4,521 м. Герметичный объем модуля – 76,4 м³. Масса модуля (без грузов) – около 4,76 т. В MPLM можно перевозить около 9,1 т грузов.

После стыковки МКК «Space Shuttle» к станции модуль с помощью манипулятора МКК или МКС извлекается из грузового отсека и пристыковывается на свободный стыковочный узел МКС. Экипаж МКС открывает люк MPLM, входит внутрь герметичного модуля и переносит доставленные грузы в МКС. После окончания разгрузки производится обратная операция – с помощью манипулятора отсек помещается в грузовой отсек МКК и возвращается на Землю.

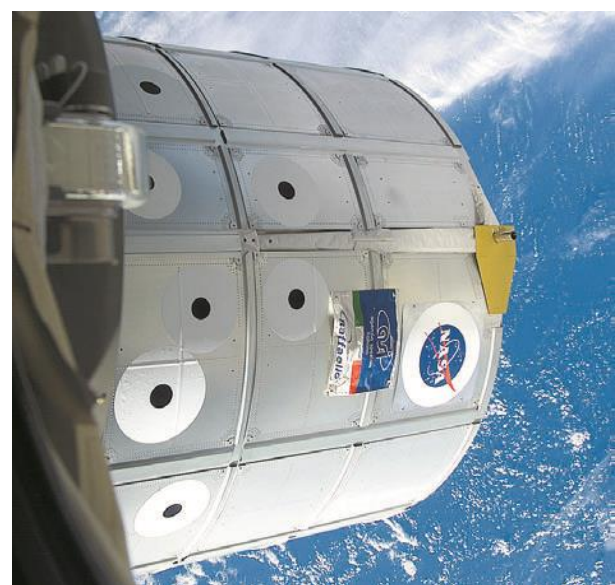


Рис. 1.45. Модуль MPLM «Rafaello»

Было построено два модуля MPLM, получивших названия «Leonardo» и «Rafaello». Третий модуль, «Donatello», не был достроен и не использовался ни в одном полете.

Модуль «Leonardo» в 2010 году после семи полетов к МКС подвергся доработке и получил обозначение PMM (Permanent Multipurpose Module – постоянный многоцелевой модуль). В феврале 2011 года PMM «Leonardo» был доставлен к МКС в полете МКС «Discovery» STS-133 и оставлен на постоянное пребывание в составе МКС.

Табл.1.3. Модули MPLM

Зав. № MPLM	Название	Дата первого полета	Список полетов МКС «Space Shuttle»
FM1	Leonardo	08.03.01	STS-102, STS-105, STS-111, STS-121, STS-126, STS-128, STS-131, STS-133
FM2	Rafaello	19.04.01	STS-100, STS-108, STS-114, STS-135
FM3	Donatello	-	-

5.8. Модуль «Columbus»

Европейский модуль «Columbus» первоначально разрабатывался для участия ESA в проекте американской ДОС «Freedom». Модуль, имевший обозначение APM (Attached Pressurized Module – присоединенный герметичный модуль), проектировался на основе модуля «Spacelab», который использовался для полетов в грузовом отсеке МКС Space Shuttle. Модуль APM имел форму цилиндра длиной 11,8 м и диаметром 4,5 м. Масса полностью оснащенного модуля равнялась 17 т. Вывод APM на орбиту должен был выполняться с помощью РН Ariane 5.

В связи с преобразованием ДОС Freedom в американский сегмент МКС проект модуля APM «Columbus» был пересмотрен. Было решено унифицировать его по корпусу с грузовыми модулями MPLM. В результате длина модуля уменьшилась до 6,87 м при диаметре 4,48 м. С одного торца модуля устанавливается стыковочный узел для присоединения к стыковочному модулю Node 2, с другого монтируются специальные платформы для установки аппаратуры, предназначенной для работы в открытом космосе.

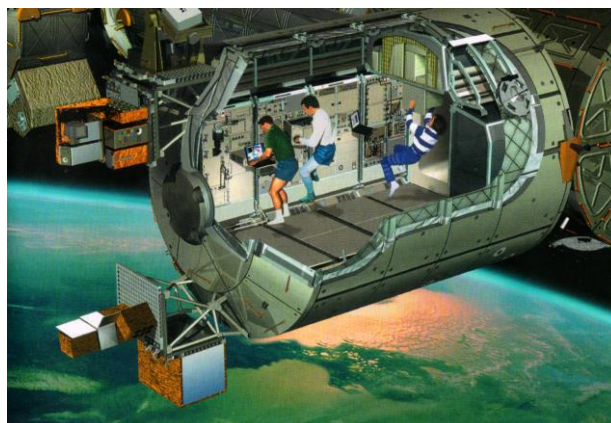


Рис. 1.46. Модуль APM «Columbus»

Изготовление корпуса модуля было поручено итальянской фирме Alenia Spazio, которая изготавливала модули MPLM. Сборку модуля осуществляла фирма Space Transportation (Бремен, Германия). Масса модуля без аппаратуры – 10,275 т, стартовая масса – 12,078 т. Предполагалось, что после полного оснащения модуля, которое происходило уже в составе МКС, его масса достигнет 19,3 т. Общий герметичный объем модуля 75 м³, при этом стойки с аппаратурой занимают 25 м³. Система жизнеобеспечения рассчитана на одновременную работу в модуле трех членов экипажа.

Модуль был доставлен к МКС в грузовом отсеке МКС Space Shuttle «Atlantis», в рейсе STS-122, стартовавшем 07.02.08 г. Через два дня, 09.02.08 г., МКС пристыковался к МКС, а 12.02.08 г. (11.02.08 г. в 21:29 UTC) модуль «Columbus» с помощью манипулятора был присоединен к правому стыковочному узлу модуля Node 2 «Harmony».

5.9. Проект пилотируемого КК

5.9.1. ПРОЕКТ E-CRV

В 2005 году специалисты CNES (Национального центра космических исследований Франции) предложили проект пилотируемого КК E-CRV (European Crew Rescue Vehicle – европейский аппарат спасения экипажа), предназначенного, в первую очередь, для возвращения на Землю экипажа МКС.

КК E-CRV представляет собой возвращаемый аппарат, по форме похожий на СА КК «Apollo», но имеющий диаметр 4,5 м (у КК «Apollo» – 3,9 м). В качестве приборно-агрегатного отсека предложено использовать типовой служебный отсек КА ATV. КК E-CRV имеет массу 18,5 т, в т.ч. масса ВА – 7,0 т. Для выведения КК на орбиту предполагается использовать РН Ariane-5.

5.9.2. ПРОЕКТ «ATV EVOLUTION»

Создание пилотируемого КК на базе ТКГ ATV предлагалось и обсуждалось на протяжении всего периода разработки ATV. К 2005 году в компании EADS Astrium была сформулирована и обоснована концепция эволюционного развития ТКГ ATV в пилотируемый КК, названная «ATV Evolution».

В соответствии с этой концепцией на первом этапе ТКГ оснащается возвращаемой капсулой. Беспилотный КА, состоящий из служебного отсека ATV и возвращаемой капсулы, получил наименование PTV (Payload Transport Vehicle – аппарат транспортировки груза).

Замена возвращаемой капсулы пилотируемым возвращаемым аппаратом превращает КА в пилотируемый КК CTV (Crew Transport Vehicle). Предполагалось, что на первом этапе КК CTV может рассматриваться как аварийное средство возвращения экипажа МКС. В дальнейшем CTV мог быть доработан для использования в качестве многоцелевого пилотируемого КК.

После изучения различных вариантов СА была выбрана коническая форма с углом полураствора 20°. Диаметр СА – 4,4 м, высота 3,9 м, внутренний объем, свободный от оборудования – 10 м³. Экипаж – до четырех человек. Стартовая масса КК CTV – 20,8 т, масса СА – 8,0 т. СА рассчитан на однократное применение. Ракета-носитель – Ariane 5.

По оценкам 2008 года, создание КА PTV могло быть завершено к 2013 г., демонстрационный полет КК CTV (без экипажа и без САС) планировался на 2015 г. Первый полет КК CTV в беспилотном варианте, но с САС предполагалось выполнить в 2017 г., а первый пилотируемый полет – в 2018 г.

5.10. Advanced Re-entry Vehicle

Фирма EADS Astrium в 2009-2010-х годах проводила по контракту с ESA опытное проектирование перспективного возвращаемого КК «ARV» (Advanced Re-entry Vehicle). Первый запуск КК «ARV» с грузом предлагалось выполнить в 2017-2018 г.г.



Рис. 1.47. Пилотируемый КК CTV



Рис. 1.48. Разделение отсеков КК «ARV» перед входом в атмосферу

ГЛАВА 6. КИТАЙ

6.1. Проекты проектов

6.1.1. ПРОЕКТ 714

С середины 1960-х годов китайскими учеными изучалась задача создания возвращаемого ИСЗ для фоторазведки. Аналогично тому, как в СССР КК «Восток» и спутник-фоторазведчик «Зенит» разрабатывались в виде двух вариантов одного возвращаемого космического аппарата, в Китае эти две темы также были объединены в 1971 году под общим названием «Проект 714¹». В рамках проекта создавался спутник-фоторазведчик FSW и пилотируемый КК «Шугуан-1».

В 1971 году был набран первый китайский отряд летчиков в количестве 19 человек, которые проходили подготовку к космическому полету, и даже тренировались в макете КК. Первый полет пилотируемого КК ожидался в 1973 году. Однако в результате китайской культурной революции и проведенных в ее ходе репрессий многие ученые и специалисты были лишены возможности продолжать работу. Работы по спутнику FSW сильно замедлились, а по программе пилотируемого КК были практически остановлены. В 1972 году отряд летчиков-космонавтов был расформирован. В 1975 году было принято решение о закрытии проекта 714.

После успешного возвращения спускаемой капсулы спутника FSW в 1978 году (до этого было выполнено два успешных запуска FSW, но возвращение и посадка капсул были неудачны) было объявлено, что Китай продолжает работу над созданием пилотируемого КК. Были опубликованы фотографии новой группы кандидатов в космонавты, проходящих подготовку к полетам. Однако в 1980 году работы по созданию пилотируемого КК вновь были остановлены, на этот раз причиной были названы чрезмерно высокие затраты, требующиеся для осуществления проекта.

6.1.1.1. КК «Шугуан-1»

Космический корабль «Шугуан-1» (Shuguang-1, «Заря-1») – первый китайский проект пилотируемого КК. Исследовательские работы по проекту велись с 1966 года, а с 1971 года началась разработка КК в рамках проекта 714.

КК «Шугуан-1» конструктивно состоял из трех отсеков:

- парашютный отсек;
- спускаемый аппарат (СА);
- отсек ТДУ.

Вероятно, китайские конструкторы при проектировании КК «Шугуан-1» ориентировались на американский КК «Gemini», конструкция которого была достаточно хорошо освещена в американских печатных изданиях. Внешний вид и компоновка советских КК были в то время засекречены и недоступны иностранным конструкторам. В связи с этим КК «Шугуан-1» был похож на американский КК «Gemini», но имел ряд принципиальных отличий:

- отсутствовал отсек радиолокации;
- отсутствовала секция оборудования вспомогательного отсека;
- КК не имел средств орбитального маневрирования;

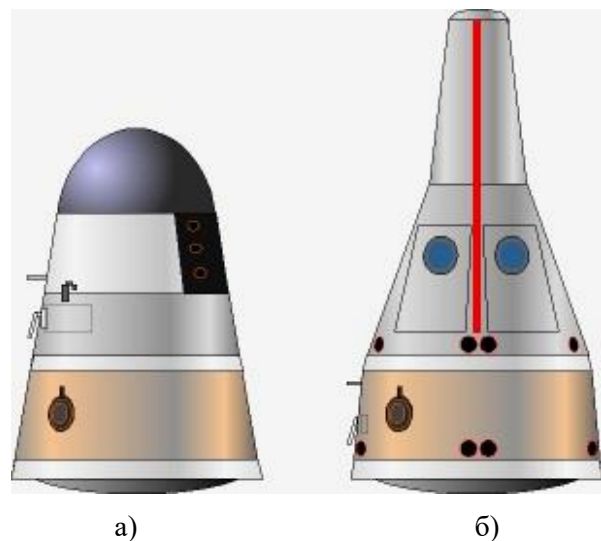


Рис. 1.49. Спутник FSW (а) и КК «Шугуан-1» (б)

(Рис. Марка Уэйда)

¹ Первые две цифры названия проекта соответствуют году утверждения проекта, третья цифра – квартал года.

- КК не был оборудован системой управления спуском, поэтому мог выполнять только баллистический спуск, без использования подъемной силы.

Экипаж КК – два человека. Максимальная длительность полета – 5 суток.

Аналогично КК «Gemini», спускаемый аппарат КК «Шугуан-1» оборудовался катапультными креслами, которые могли использоваться как для спасения экипажа при старте РН, так и при возвращении – как это было предусмотрено на советских КК «Восток».

На КК были установлены такие же системы ориентации, электроснабжения и возвращения, какие использовались на спутнике-фоторазведчике FSW. СА КК «Шугуан-1» конструктивно отличался от возвращаемой капсулы спутника FSW наличием двух трапецевидных люков для экипажа.

Максимальный диаметр КК «Шугуан-1» 2,8 м, длина 6,1 м. Диаметр СА 2,2 м, длина 4,3 м. Масса КК – от 2,2 до 3,0 т.

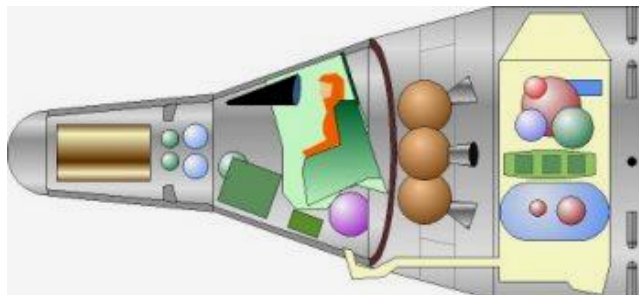


Рис. 1.50. КК «Шугуан-1»
(Рис. Марка Уэйда)

Запуск КК «Шугуан-1» должен был производиться модифицированной ракетой-носителем CZ-2A. Перегрузки на участке выведения должны были составлять от 6 до 11g, перегрузки при возвращении – до 8g. Скорость снижения СА на парашюте – 4-14 м/с, в связи с чем посадка СА должна была производиться на воду, либо же экипаж мог катапультироваться и совершать посадку отдельно от СА. Система мягкой посадки на КК «Шугуан-1» не устанавливалась.

Внешний вид спутника FSW и КК «Шугуан-1» показаны на рис. 1.49, предположительная компоновка КК – на рис. 1.50.

Первый запуск КК «Шугуан-1» планировался на 1973 год, но работы в 1971-1972 году были остановлены, а отряд летчиков-космонавтов расформирован. В 1975 году было принято решение о закрытии проекта 714.

6.1.2. ПРОЕКТ 863

В 1986 году Китайским руководством был утвержден проект 863, предусматривавший проведение научно-исследовательских работ по нескольким направлениям с целью достижения передовых позиций в мировом научно-техническом прогрессе. Этими направлениями были: биология, космонавтика, информационные технологии, военные технологии, автоматизация, энергетика и технологии новых материалов. План развития космонавтики, обозначавшийся 863-2, в свою очередь, состоял из нескольких секций, в частности: 863-204 – создание космической транспортной системы; 863-205 – создание орбитальной космической станции.

В 1988 году в рамках проведенного конкурса были получены 11 предложений по проекту космической транспортной системы. Шесть из них были отобраны для более глубокой проработки.

«Н-2» – многоразовая двухступенчатая космическая транспортная система горизонтального взлета и посадки, предложена институтом 601 Министерства авиации КНР.

Первая ступень диаметром 12 м имеет длину 85 м и размах крыльев 36 м. Взлетная масса первой ступени – 198 т, посадочная масса – 79 т. Ступень оборудуется шестью ЖРД, работающими на жидких кислороде, водороде и метане, и восемью

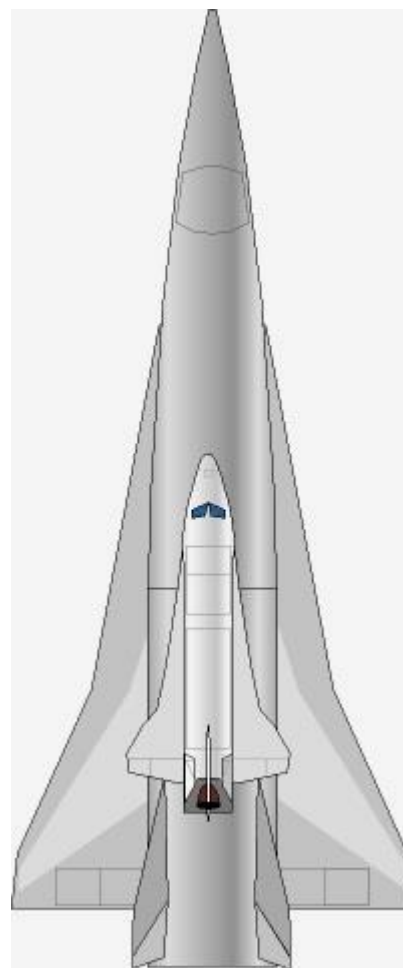


Рис. 1.51. МТКК «Н-2»
(Рис. Марка Уэйда)

прямоточными двигателями, работающими на жидком водороде. Тяга ЖРД – по 40 тс.

Орбитальная ступень имеет следующие размеры: длина 40 м, размах крыльев 12 м, диаметр фюзеляжа 4 м. Стартовая масса ступени – 132 т, посадочная масса – 25,3 т. Двигательная установка орбитальной ступени состоит из четырех кислород-водородных ЖРД по 21 т тяги каждый.

Схема полета МТКК выглядела следующим образом: Первая ступень с орбитальной ступенью размещенной, как показано на рис. 1.52, стартует горизонтально с включенными ЖРД. При достижении скорости 0,8 М включаются прямоточные двигатели. До высоты 9 км и скорости 1,8-2,0 М ЖРД и ПВРД первой ступени работают параллельно, при этом одновременно с нарастанием тяги ПВРД тяга ЖРД дросселируется для сохранения постоянной перегрузки. После выработки топлива ЖРД прекращают работу, и МТКК разгоняется только при помощи ПВРД. После отделения орбитальной ступени первая ступень возвращается на аэродром и выполняет горизонтальную посадку. Орбитальная ступень с помощью своей двигательной установки выходит на начальную орбиту 100 x 300 км, увеличивая затем высоту орбиты до 500 км.

«V-2» - многоразовая двухступенчатая космическая транспортная система вертикального взлета и горизонтального посадки, предложена Пекинским 11-м Департаментом Министерства авиации КНР. ЖРД первой ступени работают на керосине и жидком кислороде, вторая ступень оборудована кислород-водородным ЖРД. Обе ступени крылатые. Возможный срок первого полета – 2015 год.

«Чань Чэнь 1» (Chang Cheng 1, «Великая Стена 1») – многоразовая двухступенчатая космическая транспортная система вертикального взлета и горизонтального посадки, предложена Шанхайским бюро астронавтики (ныне Шанхайская Академия технологий космического полета) и институтом 604 Министерства авиации КНР. Первая ступень представляет собой ракетную ступень, изготавливаемую по существующим технологиям. Вторая ступень – крылатый КК. Возможный срок первого полета (по состоянию на 1988 год) – 2008 год.

«Тин Яо 1» (Tian Jiao 1, «Космический Лидер 1») – ВКА, предложенный Академией №1 (ныне Китайская Академия стартово-пусковых технологий). ВКА имеет форму, аналогичную американскому орбитальному кораблю МТКК «Space Shuttle» уменьшенных размеров. В отличие от «Space Shuttle», «Тин Яо 1» должен был иметь два вертикальных стабилизатора по концам крыльев вместо одного центрального. Длина ВКА – 16,5 м, размах крыльев – 12 м. Масса – 20-25 т. Диаметр фюзеляжа – 4 м. Для запуска ВКА «Тин Яо 1» должна была быть создана РН с центральной и двумя боковыми ступенями, работающими на криогенном топливе (жидкие кислород и водород). ВКА «Тин Яо 1» рассматривался как промежуточная ступень к созданию многоразового крылатого КК. Предполагалось, что ВКА в беспилотном и пилотируемых вариантах может быть создан к 2003 году.

«Гермес» (Hermes) – лицензионный вариант французского ВКА «Hermes». Предложение внесено институтом 604 Министерства авиации КНР. В соответствии с предложением, разработка ВКА должна была вестись совместно КНР и Францией с примерно равными долями затрат. Этот вариант создания китайского КК считался наиболее быстрым, первый полет мог бы состояться уже в 90-х годах.

КК с баллистическим СА. Департамент 508 Академии №5 (ныне Китайская Академия космических технологий) предложил использовать КК со спускаемым аппаратом, аналогичным СА российского КК «Союз» – возвращаемым по баллистической траектории, с парашютной посадкой. Это обеспечило бы Китаю возможность совершать космические полеты до начала 21 века, то есть, до того, как могли бы быть созданы крылатые КК.

В июле 1988 года были подведены итоги конкурса. Наиболее реалистичными были названы два проекта: КК с баллистическим СА и ВКА «Тин Яо 1». В 1989 году были подведены окончательные



Рис. 1.52. ВКА «Тин Яо 1»

итоги рассмотрения представленных проектов и сформированы рекомендации по стратегии осуществления пилотируемых космических полетов.

На первом этапе рекомендовалось создание пилотируемого корабля со спускаемым аппаратом, возвращаемым по баллистической траектории. Называвшийся срок выполнения первого этапа – 2000 год.

Вторым этапом предлагалось создание многоразового крылатого ВКА для обслуживания орбитальной станции. ВКА планировалось создать к 2015 году.

Предложения о создании пилотируемых КК проекта 863 были в категорической форме отвергнуты руководителем Китайского правительства Дэн Сяопином. Однако политические процессы, проходившие в мире, и амбициозные планы таких государств, как Индия и Бразилия, заявивших о своих космических программах, вынудили Китайское руководство вновь обратить внимание на работы по пилотируемым космическим полетам.

По указанию премьер-министра китайского правительства Ли Пена в 1991 году были подготовлены и рассмотрены предложения трех ведущих научных организаций, занимавшихся космической тематикой:

Академии №1 (ныне Китайская Академия стартово-пусковых технологий);

Академии №5 (ныне Китайская Академия космических технологий);

Академии №8 (ныне Шанхайская Академия технологий космического полета).

Предложение Академии №1 заключалось в создании КК, состоящего из трех отсеков, аналогично КК «Союз»: орбитальный модуль, спускаемый аппарат и приборно-агрегатный отсек. В отличие от КК «Союз», предложенный КК должен был быть большего диаметра. Второй отличительной особенностью был орбитальный модуль, оборудованный для выполнения автономного полета после разделения отсеков перед посадкой. Группу, разработавшую это предложение, возглавлял руководитель работ по проекту 863 Рен Синмин.

Академия №5 внесла три предложения. В первом предлагалось создать трехмодульный КК, аналогичный КК «Союз». Во втором предложении спускаемый аппарат предлагалось поместить перед орбитальным отсеком (как в КК 7К-ВИ «Звезда»), но для перехода из СА в ОО предлагалось использовать внешний лаз-трубу, как это планировалось в ранних американских проектах ОКС «Меркури» и MOL. В третьем предложении был рассмотрен проект КК, состоящего из двух модулей – возвращаемого аппарата и приборно-агрегатного отсека.

Академией №8 также была предложена трехмодульная конструкция КК.

В результате сравнения рассмотренных проектов было выбрано предложение Академии №1, которое и легло в основу проекта 921, утвержденного в сентябре 1992 года.

6.1.3. ПРОЕКТ 921

Проект 921 был сформулирован в 1992 году в виде трех этапов:

- Этап 1. 1992-2002 годы. Создание пилотируемого КК массой 8 т, два беспилотных и один пилотируемый полет.
- Этап 2. 2003-2007 годы. Выполнение полетов КК для отработки конструкции, технологий сближения и стыковок на орбите, а также работы на орбитальной станции массой 8 т, создаваемой на базе КК.
- Этап 3. 2010-2015 годы. Запуск ОКС массой 20 т, доставка сменных экипажей на ОКС с помощью транспортных КК массой 8 т.

В ходе выполнения работ по первому этапу проекта – 921-1, – был создан космический КК «Шеньжоу», первый беспилотный полет которого состоялся в 1999 году, первый пилотируемый полет – в 2003 году.

Второй этап был завершен в 2013 году. На этом этапе был осуществлен выход китайского космонавта из КК в открытый космос, выведена на орбиту экспериментальная ОКС «Тяньгун» и выполнено две пилотируемых экспедиции на ОКС с отработкой автоматических и ручных стыковок.

Третий этап фактически начался в 2021 году запуском базового блока «Тяньхэ» модульной ОКС.

6.2. Пилотируемый корабль «Шеньчжоу»

6.2.1. КК «Шеньчжоу» 1-ГО ЭТАПА

Космический корабль «Шеньчжоу» (Shenzhou, «Волшебная лодка») – трехместный КК, предназначенный для орбитальных полетов. КК состоит из трех основных отсеков – приборно агрегатного отсека (ПАО), спускаемого аппарата (СА) и орбитального модуля (ОМ). На верхний шпангоут ОМ может устанавливаться стыковочный узел либо блок аппаратуры. Компоновка КК «Шеньчжоу» в основном аналогична компоновке КК «Союз», но имеет несколько отличий, главными из которых являются следующие:

- СА имеет увеличенный диаметр (2,52 м вместо 2,2 м у СА КК «Союз»), что позволяет более комфортно располагаться экипажу из трех человек;
- ОМ имеет форму цилиндра с коническими днищами (вместо овальной формы БО КК «Союз»);
- ОМ имеет собственную систему управления, ориентации и маневрирования, что позволяет ему после отделения от КК совершать автономный полет. Допускается, что после завершения полета КК оставшийся на орбите ОМ может быть использован для стыковки с другим КК или для создания ОКС.

Основные параметры отсеков КК «Шеньчжоу»:

ПАО: диаметр цилиндрической части 2,5 м, максимальный диаметр 2,8 м, длина 2,94 м. Масса – 3,0 т.

СА: максимальный диаметр 2,52 м, длина 2,5 м, герметичный объем – 6 м³. Масса 3,24 т, в т.ч. масса теплозащитного щита – 0,45 т.

ОМ: диаметр 2,25 м, длина 2,8 м, внутренний объем – 8 м³. Масса – 1,5 т.

Общая длина КК в зависимости от блока оборудования, устанавливаемого на верхний шпангоут ОМ, составляет от 8,86 до 9,2 м. Масса КК – 7,8–8,0 т.

Система энергопитания КК включает четыре солнечных батареи: две установлены на ПАО (размах – 17 м, площадь 24,48 м²) и две на орбитальном модуле (размах 10,4 м, площадь 12,24 м²).

Основная двигательная установка состоит из четырех ЖРД, работающих на тетраоксиде азота и монометилгидразине. Суммарная тяга основной ДУ – 1 020 кгс. Баки двигательной установки вмещают 1 000 кг компонентов топлива, что обеспечивает для КК запас характеристической скорости 380 м/с.

Двигатели систем ориентации и маневрирования работают на тех же компонентах, что и основная ДУ, и расходуют топливо из общих емкостей. В ПАО установлено 24 ЖРД ориентации и маневрирования, в ОМ – 16 ЖРД. СА имеет 8 ЖРД стабилизации.

Ресурсы СЖО и запасы топлива системы ориентации рассчитаны на 20 суток полета экипажа из трех человек.

После выполнения программы полета выполняется отделение ОМ, остающегося на орбите ИСЗ, затем торможение КК и разделение СА и ПАО. Орбитальный модуль был рассчитан на автономный полет длительностью до 6 месяцев и оснащался независимыми системами ориентации, маневрирования и энергопитания.

СА при торможении в плотных слоях атмосферы использует аэродинамическое качество корпуса. Посадочная система КК «Шеньчжоу» включает один основной парашют круглой формы площадью 1 200 м² и двигатели мягкой посадки.



Рис. 1.53. КК «Шеньчжоу-4»

Запуск КК «Шеньчжоу» осуществляется ракетой-носителем «Чан Чжэн-2F» (Chang Zheng-2F, CZ-2F; «Великий поход»).

Всего было изготовлено и запущено 6 КК «Шеньчжоу» 1-го этапа.

Первый беспилотный КК «Шеньчжоу» был выведен на орбиту ИСЗ в ноябре 1999 г.

Первый пилотируемый полет КК «Шеньчжоу-5» был осуществлен в октябре 2003 г.

1-й этап программы пилотируемых полетов был завершен полетом двухместного КК «Шеньчжоу-6» в октябре 2005 года.

6.2.2. КК «ШЕНЬЧЖОУ» 2-ГО ЭТАПА

Для второго этапа программы пилотируемых полетов КК «Шеньчжоу» был модифицирован в соответствии с задачами этого этапа. Модифицирование заключалось в следующем:

- из орбитального модуля было удалено оборудование, предназначенное для автономного полета ОМ;
- установлены автоматическая и ручная системы управления КК для сближения и стыковки с ОКС;
- на переднем торце ОМ установлен андрогинный стыковочный механизм АПАС-89 (на КК «Шеньчжоу-7» не устанавливался);
- предусмотрена возможность размещения в ОМ скафандров для выхода членов экипажа в открытый космос, используя ОМ в качестве шлюзового отсека;
- внутренний объем ОМ увеличен до 9 м³;
- масса КК – 7,9-8,1 т.

В сентябре 2008 года в полете КК «Шеньчжоу-7» осуществлен первый выход китайского космонавта в открытый космос.

В июне 2012 года в полете КК «Шеньчжоу-9» на ОКС «Тяньгун-1» была доставлена первая экспедиция в составе экипажа из трех человек, в числе которых была первая китайская женщина-космонавт. В июне 2013 года состоялся полет КК «Шеньчжоу-10», доставившего на ОКС «Тяньгун-1» вторую экспедицию, также из трех человек.

Краткая информация по полетам КК «Шеньчжоу» приведена в табл. 1.4 и 1.5.

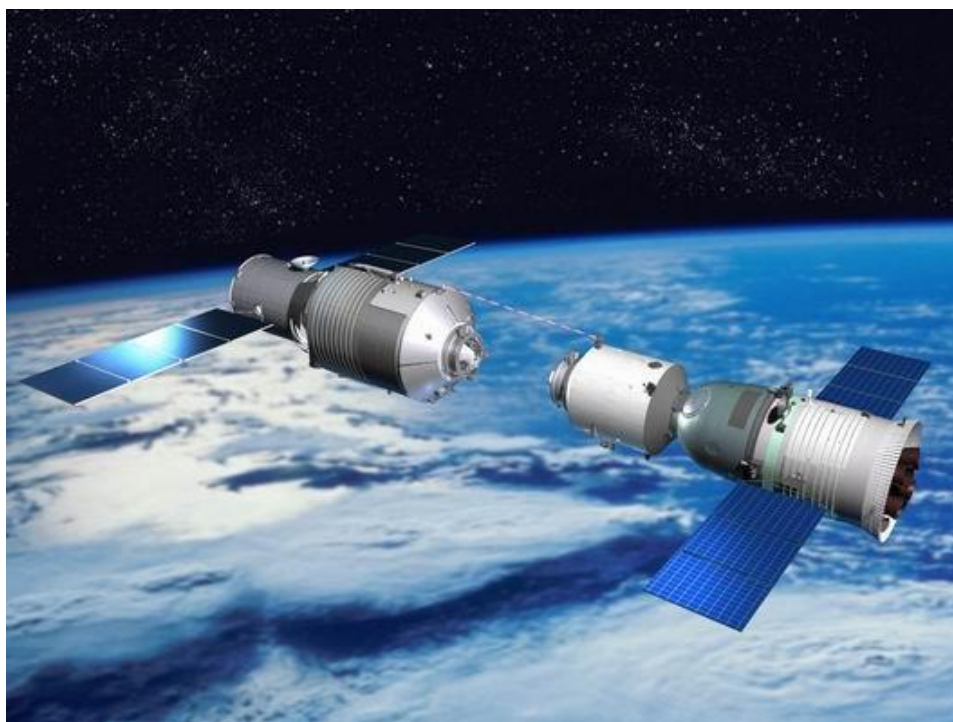


Рис. 1.54. Стыковка КК «Шеньчжоу-9» к ОКС «Тяньгун-1»

Табл. 1.4. Полеты КК «Шеньчжоу» 1-го этапа

№	Наименование	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета	Экипаж	Дата отделения и завершения полета ОМ	Параметры орбиты ОМ	Длительность полета ОМ ¹	Примечание
1	Шеньчжоу-1 SZ-1	7 600	20.11.99 – 20.11.99	200х333 км, 42,60 град.	21ч 11м	-	20.11.99 – 01.12.99	201 х 332 км, 357 х 367 км, 42,60 град.	12с	
2	Шеньчжоу-2 SZ-2	7 400	09.01.01 – 16.01.01	192х339 км, 42,58 град.	6с 18ч 22м	-	16.01.01 – 24.08.01	332 х 344 км, 394 х 405 км, 42,59 град.	226с 16ч 05м	В СА находились животные: обезьяна, кролик, собака. Возможно, посадка была не вполне успешной.
3	Шеньчжоу-3 SZ-3	7 800	25.03.02 – 01.04.02	193х339 км, 332х337 км, 42,40 град.	6с 18ч 36м	-	01.04.02 - 12.11.02	329 х 339 км, 42,41 град.	231с	Впервые был установлен РДТТ САС. В СА был установлен манекен. Полет успешный.
4	Шеньчжоу-4 SZ-4	7 794	29.12.02 – 05.01.03	193х334 км, 326х339 км, 42,41 град.	6с 18ч 36м	-	05.01.03 – 09.09.03	331 х 336 км, 42,41 град.	247с	Зачетные испытания КК перед пилотируемым полетом. Полет успешный.
5	Шеньчжоу-5 SZ-5	7 790	15.10.03 – 16.10.03	192х331 км, 329х338 км, 42,41 град.	21ч 23м	ЯН Ливэй Дублиры: НЕ Хайшэн ЧЖАЙ Чжиган Резерв: У Цзе ЛИ Цинлун	16.10.03 - 30.05.04	329 х 337 км, 42,43 град.	227с	Первый полет китайского космонавта.
6	Шеньчжоу-6 SZ-6	8 050	12.10.05- 17.10.05	192х330 км, 329х347 км, 42,41 град.	4с 19ч 33м	ФЭЙ Цзюньлун НЕ Хайшэн Дублиры: ЧЖАЙ Чжиган У Цзе Резерв: ЛЮ Бомин ЦЗИН Хайпэн	17.10.05- 01.04.08	330 х 338 км, 344 х 358 км, 42,42 град.	897с	Первый полет двухместного КК. ОМ не имел дополнительного отсека с фотокамерой, вместо этого был увеличен внутренний объем. Автономный полет ОМ был рассчитан на 6 месяцев. Маневрирование на орбите выполнялось до 06.06.07 г.

¹ С момента старта КК.

Табл. 1.5. Полеты КК «Шеньчжоу» 2-го этапа

№	Наименование	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Назначение полета	Экипаж	Примечание
1	Шеньчжоу-7 SZ-7	7 890	25.09.08-28.09.08	201х341 км, 333х343 км, 42,40 град.	-	2с 20ч 28м	Осуществление выхода в открытый космос.	ЧЖАЙ Чжиган ЦЗИН Хайпэн ЛЮ Бомин <i>Дублиры:</i> ФЭЙ Цзюньлун НЕ Хайшэн ЧЭНЬ Цюань <i>Резерв:</i> У Цзе ЧЖАО Чуаньдун ПАНЬ Чжаньчунь	Чжай ЧЖИГАН совершил выход в открытый космос, длительность выхода – 21 мин. Лю БОМИН находился при этом в разгерметизированном ОМ, высунувшись по пояс.
2	Шеньчжоу-8 SZ-8	8 082	01.11.11-17.11.11	200х330 км, 332х342 км, 42,79 град.	02.11.11-14.11.11 14.11.11-16.11.11	16с 21ч 34м	Проверка систем сближения и стыковки в автоматическом режиме.	-	02.11.11 г. КК выполнил автоматическую стыковку с ОКС «Тяньгун-1». 14.11.11 г. произведена расстыковка и повторная (ручная) стыковка.
3	Шеньчжоу-9 SZ-9	8 130	16.06.12-29.06.12	200х330 км, 332х342 км, 42,84 град.	18.06.12-24.06.12 24.06.12-28.06.12	12с 15ч 25м	Первая экспедиция на ОКС «Тяньгун-1».	ЦЗИН Хайпэн ЛЮ Ван ЛЮ Ян <i>Дублиры:</i> НЕ Хайшен ЧЖАН Сяогуан ВАН Япин <i>Резерв:</i> ДЭН Цинмин	18.06.12 г. КК выполнил автоматическую стыковку с ОКС «Тяньгун-1». Экипаж КК перешел во внутренний отсек ОКС. 24.06.12 г. произведена расстыковка и повторная (ручная) стыковка. Полет первой китайской женщины-космонавта – Лю ЯН.

№	Наименование	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Назначение полета	Экипаж	Примечание
4	Шеньчжоу-10 SZ-10		11.06.13- 26.06.13	198х325 км, 331х342 км, 42,78 град.	13.06.13-23.06.13 23.06.13-25.06.13	14с 14ч 29м	Вторая экспедиция на ОКС «Тяньгун-1».	НЕ Хайшен ЧЖАН Сяогуан ВАН Япин <i>Дублиры:</i> ЛЮ Бомин ПАНЬ Чжаньчунь ДЭН Цинмин <i>Резерв:</i>	13.06.13 г. КК выполнил автоматическую стыковку с ОКС «Тяньгун-1». Экипаж КК перешел во внутренний отсек ОКС. 23.06.13 г. произведена расстыковка и повторная (ручная) стыковка.
	Шеньчжоу-11 SZ-11		май 2016 г.			7с	Первая экспедиция на ОКС «Тяньгун-2».	3 человека.	Запуск был отложен из-за задержки в подготовке ОКС «Тяньгун-2».
5	Шеньчжоу-11 SZ-11		17.10.16 - 18.11.16	197х370 км, 333х376 км, 383х392 км, 42,78 град.	18.10.16-17.11.16	32с 06ч 29м	Первая экспедиция на ОКС «Тяньгун-2».	ЦЗИН Хайпэн ЧЭНЬ Дун <i>Дублиры:</i> ДЭН Цинмин? ТАН Хунбо <i>Резерв:</i> ФЭЙ Цзюньлун? ЧЖАН Лу?	Стыковка выполнена в автоматическом режиме.
6	Шеньчжоу-12 SZ-12	~8 000	17.06.21 - 17.09.21		17.06.21-17.09.21	92с 04ч 12м	Первая экспедиция на ОКС «Тяньхэ».	НЕ Хайшен ЛЮ Бомин ТАН Хунбо <i>Дублиры:</i> ЧЖАЙ Чжиган ВАН Япин Е Гуанфу <i>Резерв:</i> ?	
7	Шеньчжоу-13 SZ-13		15.10.21-		15.10.21-	~180с	Вторая экспедиция на ОКС «Тяньхэ».	ЧЖАЙ Чжиган ВАН Япин Е Гуанфу <i>Дублиры:</i> ЧЭНЬ Дун ЛЮ Ян ЦАЙ Сюйчжэ	

6.3. Орбитальные станции

Программа ОКС впервые была анонсирована в 2008 году. В программу в соответствии с планом второго этапа проекта 921 входило создание и запуск трех станций «Тяньгун» (TG, Tian Gong, «Небесный дворец»), к которым должны были выполнить полеты пять пилотируемых КК и два беспилотных ТКГ.

6.3.1. ОКС «Тяньгун-1»

Малая орбитальная космическая станция «Тяньгун-1» была сконструирована для отработки техники стыковок космических кораблей и проверки конструкторских решений по созданию систем орбитальных станций.

Конструктивно ОКС состоит из двух отсеков: герметичный экспериментальный модуль (ЭМ) и негерметичный ресурсный (приборно-агрегатный) модуль (РМ). Оба модуля имеют цилиндрическую форму.

Диаметр ЭМ – 3,35 м. На переднем коническом днище ЭМ расположен стыковочный узел типа АПАС-89. Задний торец ЭМ через конический переходник соединен с РМ. Герметичный объем модуля – 40 м³, свободный объем – 15 м³. В модуле поддерживается атмосфера, близкая к земной. Система жизнеобеспечения рассчитана на полет трех человек в течение 20 суток. По бортам внутреннего объема модуля размещена аппаратура, оставляющая свободный проход по длине модуля сечением 1,8 x 2,0 м и длиной около 4 м. По сторонам от стыковочного узла расположены две небольшие каюты.



Рис. 1.55. ОКС «Тяньгун-1»

Диаметр ресурсного модуля – 2,80 м. На корпусе РМ закреплены две панели солнечных батарей. В хвостовой части модуля размещена ДУ, включающая два ЖРД тягой по 50 кгс. Топливо общей массой до 1,4 т размещается в четырех баках. На модуле размещены 24 ЖРД маневрирования и ориентации.

В состав бортовой аппаратуры ОКС входили камера-спектрометр коротковолнового ИК-диапазона с разрешением до 10 м на базе телескопа с зеркалом диаметром 600 мм и гиперспектрометр, выполнявший съемку в диапазонах ближнего и коротковолнового ИК с пространственным разрешением 10 и 20 м, соответственно.

Общая длина ОКС – 10,4 м. Масса ОКС «Тяньгун-1» – 8,506 т. Запуск ОКС на орбиту выполняется с помощью РН CZ-2F (Chang Zheng 2F). Расчетное время активного существования на орбите – 2 года.

Было изготовлено два идентичных экземпляра ОКС «Тяньгун-1». Первый экземпляр ОКС «Тяньгун-1» был выведен на орбиту 29.09.11 г. В 2012 и 2013 г.г. на ОКС «Тяньгун-1» работали две экспедиции, доставленные на КК «Шеньчжоу-9» и «Шеньчжоу-10». Связь с ОКС «Тяньгун-1» проводилась до середины марта 2016 года, после чего ОКС продолжила полет в неуправляемом режиме. 02.04.2018 года ОКС «Тяньгун-1» вошла в плотные слои атмосферы и разрушилась над Тихим океаном.

6.3.2. ОКС «Тяньгун-2»

Программой 2008 года предусматривалось проведение на ОКС «Тяньгун-2», аналогичной по конструкции ОКС «Тяньгун-1», экспериментов и приложений в сфере наблюдения Земли и научного исследования нашей планеты, а также экспериментов по космической медицине. Запуск ОКС «Тяньгун-2», планировался на 2013 год. В 2013 году, после успешной работы двух экипажей на ОКС «Тяньгун-1», выдвигалось предложение использовать матчасть ОКС «Тяньгун-2» для

изготовления транспортного грузового корабля, который в это время разрабатывался для снабжения ОКС следующих поколений.

Позднее было принято решение осуществить полет модифицированной ОКС для решения задач, возлагавшихся ранее на ОКС «Тяньгун-3», – отработка системы жизнеобеспечения, системы дозаправки топливных баков ДУ, накопление опыта наземного управления станцией во время продолжительного полета ОКС.

Запуск ОКС «Тяньгун-2» произведен 15.09.16 г. с помощью РН CZ-2F (Chang Zheng 2F). Параметры начальной орбиты: высота 200 x 347 км, наклонение 42,8 град. В дальнейшем высота орбиты ОКС была поднята до 393 x 393 км.

Масса ОКС «Тяньгун-2» около 8,6 т, габариты: длина 10,4 м; максимальный диаметр корпуса 3,35 м, внутренний свободный объем 15 м³, размах солнечных батарей 18,4 м. Маршевая ДУ состоит из двух ЖРД тягой по 50 кгс. В системе ориентации и маневрирования используются 24 ЖРД малой тяги, объединенные в блоки: 4 блока по два ЖРД, работающих «на разгон», 4 блока по два ЖРД для разворотов по тангажу и рысканью, и два блока по 4 ЖРД для разворотов по крену.

Начальный ресурс СЖО составлял 30 дней для экипажа из двух человек.

В конце 2016 года КК «Шеньчжоу-11» доставил на ОКС «Тяньгун-2» экспедицию из двух человек. В апреле 2017 года к ОКС «Тяньгун-2» в автоматическом режиме пристыковался ТКГ «Тяньчжоу-1», выполнивший, в частности, операции по автоматической дозаправке ОКС. После отстыковки ТКГ «Тяньчжоу-1» ОКС продолжила полет в автономном режиме.

19 июля ОКС «Тяньгун-2» совершила контролируемый сход с орбиты и сгорела в плотных слоях атмосферы над южной частью Тихого океана, между Новой Зеландией и Чили.

6.3.3. ОКС «Тяньгун-3»

По программе 2008 года ОКС «Тяньгун-3», конструктивно идентичная станциям «Тяньгун-1» и «Тяньгун-2», предназначалась для отработки системы жизнеобеспечения, накопления опыта пилотируемых полетов средней продолжительности, отработки технологии снабжения ОКС грузовыми кораблями, а также для проведения научных экспериментов.

По состоянию на 2010 год, запуск ОКС «Тяньгун-3» должен был состояться в 2014-2016 годах, станция должна была быть выведена на орбиту высотой около 400 км. К ОКС должны были совершить полеты два пилотируемых КК и один беспилотный ТКГ, который должен был доставить около 5 т груза, в том числе топливо для дозаправки ОКС в автоматическом режиме.

В 2012 году задачи ОКС «Тяньгун-3» были частично перенесены на полет ОКС «Тяньгун-2», а запуск ОКС «Тяньгун-3» отменен.



Рис. 1.56. Старт РН CZ-2F с ОКС «Тяньгун-2»

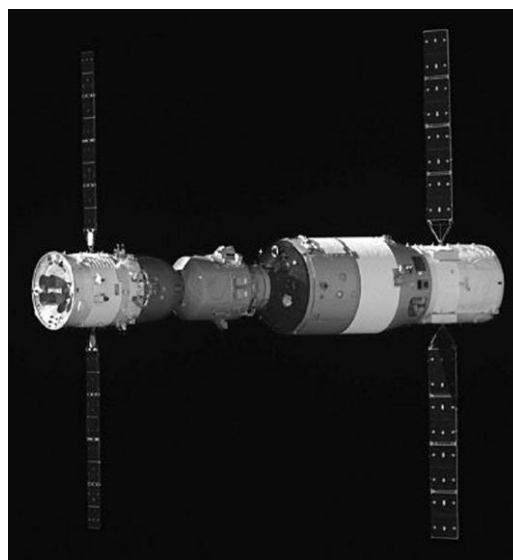


Рис. 1.57. ОКС «Тяньгун-2» с КК «Шеньчжоу-11»

6.3.4. Модульная ОКС «Тяньхэ»

6.3.4.1. Проект 2013 года

Планы Китая включают строительство начиная с 2020 г. большой модульной орбитальной станции. ОКС должна состоять из базового блока и двух целевых модулей. В конструкцию базового блока будет входить узловой отсек с несколькими стыковочными узлами. Целевые модули будут пристыкованы сначала к осевому узлу базового блока, а затем с помощью манипулятора перестыкованы на боковые узлы.

В 2013 году были объявлены названия модулей ОКС, выбранные по результатам всекитайского конкурса. За ОКС первоначально сохранялось ранее использовавшееся имя «Тяньгун» («Небесный дворец»). Базовый модуль получил имя «Тяньхэ» («Небесная гармония»), два лабораторных модуля стали называться «Вэньтянь» («Вопрошание к небу») и «Сюньтянь» («Обозрение неба»). Транспортный грузовой корабль получил название «Тяньчжоу» («Небесный корабль»).

Лабораторный модуль «Вэньтянь» разрабатывается для проведения прикладных научных экспериментов.

Второй лабораторный модуль «Сюньтянь» предназначен для проведения астрономических наблюдений. В составе оборудования модуля планируется установка телескопа.

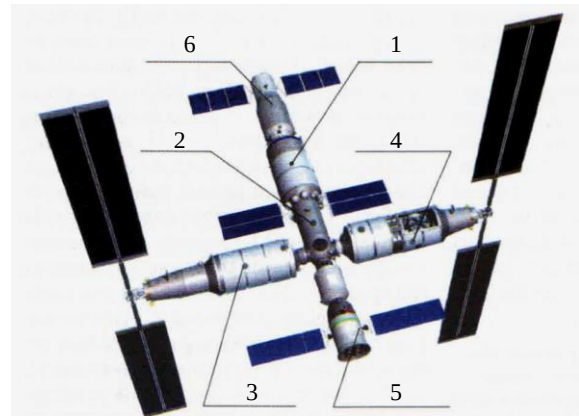
Масса базового блока и целевых модулей – примерно по 13 т. Общая масса ОКС «Тяньгун» с ТКГ «Тяньчжоу» и КК «Шеньчжоу» – около 60 т. ОКС будет работать на орбите высотой 350–450 км с наклоном 42–43 град.

Сменные экипажи ОКС будут доставляться транспортными КК «Шеньчжоу», а топливо, пополняемые ресурсы, грузы и дополнительное оборудование – транспортными грузовыми кораблями «Тяньчжоу».

Штатная численность экипажа ОКС «Тяньгун» на первом этапе – три человека, во время пересменок – шесть человек. Нормальная продолжительность экспедиции – шесть месяцев.

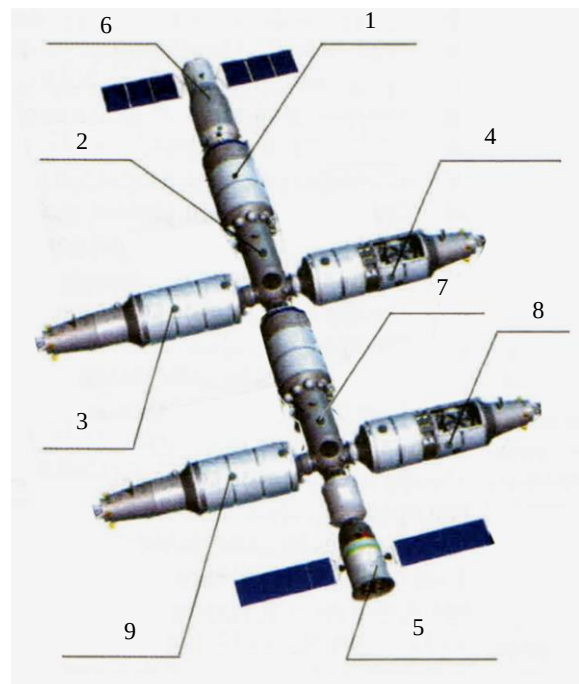
На втором этапе к осевому узлу базового блока будет пристыкован второй базовый блок со своим узловым отсеком, к которому, в свою очередь, планируется пристыковать еще два целевых модуля, доведя общую массу ОКС «Тяньгун» до 90 т (рис. 1.59; солнечные батареи основных модулей условно не показаны).

Стыковочные узлы, не занятые целевыми модулями, будут использоваться для приема транспортных КК «Шеньчжоу» и ТКГ «Тяньчжоу».



- 1 – базовый блок «Тяньхэ»
- 2 – узловой отсек базового блока
- 3 – целевой модуль «Вэньтянь»
- 4 – целевой модуль «Сюньтянь»
- 5 – КК «Шеньчжоу»
- 6 – ТКГ «Тяньчжоу»

Рис. 1.58. ОКС «Тяньгун» 1-го этапа



- 1 – базовый блок «Тяньхэ»
- 2 – узловой отсек базового блока
- 3 – целевой модуль «Вэньтянь»
- 4 – целевой модуль «Сюньтянь»
- 5 – КК «Шеньчжоу»
- 6 – ТКГ «Тяньчжоу»
- 7 – 2-й базовый блок
- 8 – 3-й целевой модуль
- 9 – 4-й целевой модуль

Рис. 1.59. ОКС «Тяньгун» 2-го этапа

В 2014 году график постройки ОКС выглядел следующим образом:

- 2018 год – запуск базового блока «Тяньхэ»;
- 2020 год – запуск модуля «Вэньтянь»;
- 2022 год – запуск модуля «Сюньтянь».

6.3.4.2. ОКС «Тяньхэ»

В процессе разработки проект ОКС претерпел некоторые изменения. Главное отличие заключается в замене астрономического модуля «Сюньтянь» на экспериментальный модуль «Мэнтянь» («Небо мечты»).

Порядок сборки ОКС остался прежним: первым на орбиту выводится базовый модуль «Тяньхэ», состоящий из двух цилиндрических отсеков и сферического стыковочного отсека. Модуль имеет пять стыковочных узлов: один кормовой, в торце цилиндрического отсека, и четыре – в стыковочном отсеке: по оси модуля и по трем плоскостям. Стыковочный отсек используется также в качестве шлюза, поэтому по четвертой плоскости стыковочного отсека расположен люк для выхода космонавтов в открытый космос.

К базовому модулю должны быть поочередно выведены и пристыкованы модули «Мэнтянь» и «Вэньтянь». Стыковка выполняется к осевому узлу стыковочного отсека базового модуля, после чего с помощью манипулятора модуль будет переставлен на боковой стыковочный узел.

Модуль «Сюньтянь» превратился в автономную обсерваторию, которая периодически будет сближаться с ОКС «Тяньхэ» и выполнять стыковку для обслуживания и замены приборов. Стыковка будет выполняться к модулю «Мэнтянь», который оборудуется стыковочным узлом и шлюзовой камерой. «Сюньтянь» будет нести телескоп с апертурой 2 м, который позволит за 10 лет отснять 40% небесной сферы с высоким разрешением-

Ожидается, что сборка ОКС «Тяньхэ» может быть выполнена в 2022 году. С учетом того, что эксплуатацию МКС планируется завершить не ранее 2024 года, китайская ОКС может оказаться объектом международного сотрудничества.

ОКС «Тяньхэ» будет находиться на орбите наклонением 43 град. и высотой около 400 км.

Базовый модуль «Тяньхэ» («Небесная гармония») имеет длину 16,6 м, диаметр корпуса 4,2 м. Стартовая масса модуля – 22,5 т. Модуль выведен на орбиту 29.04.2021 года ракетой-носителем CZ-5B.

До начала 2022 года дополнительные модули к базовому модулю не были запущены, в связи с чем в настоящем справочнике для ОКС в целом используется наименование базового модуля – «Тяньхэ».

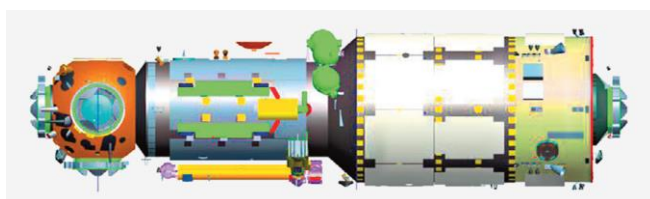


Рис. 1.60. Базовый модуль «Тяньхэ»

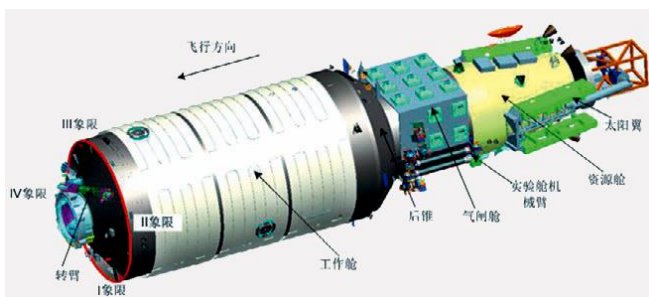


Рис. 1.61. Модуль «Вэньтянь»

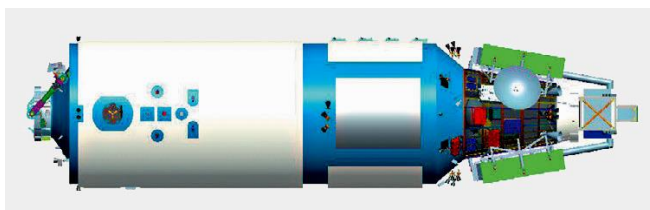


Рис. 1.62. Модуль «Мэнтянь»

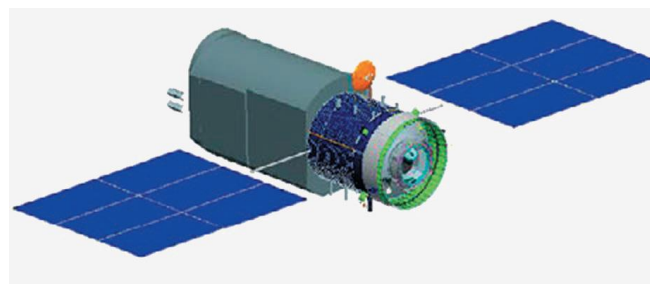


Рис. 1.63. Автономный модуль «Сюньтянь»

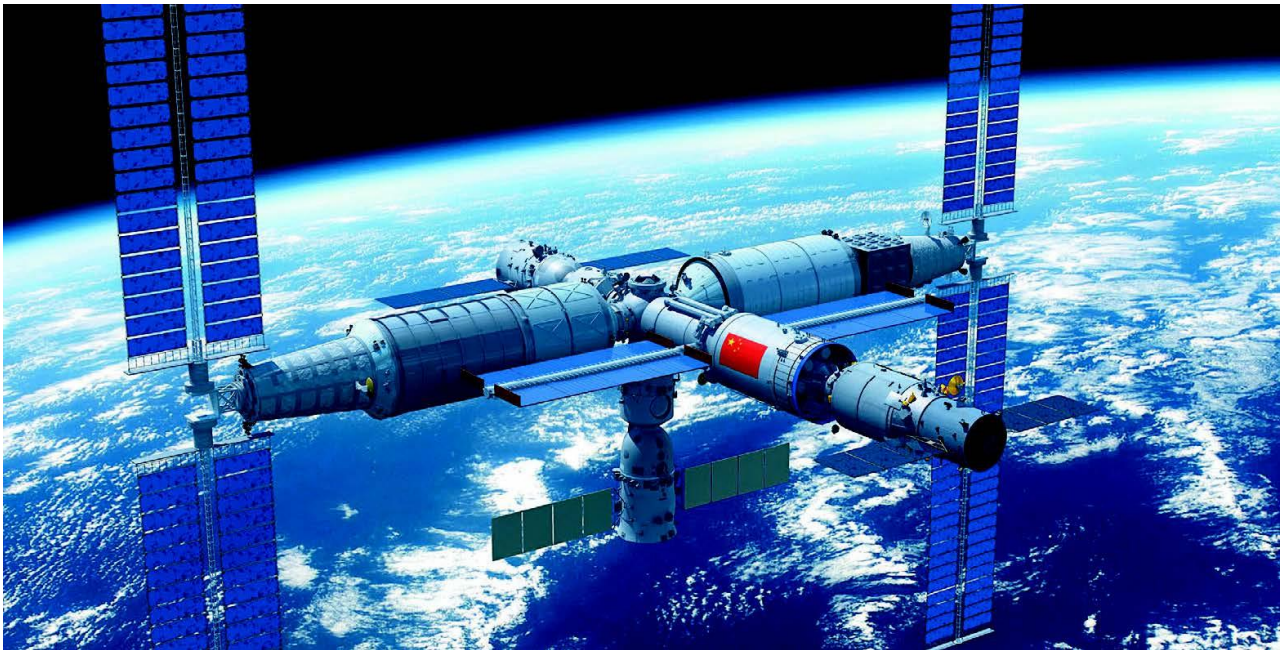


Рис. 1.64. ОКС «Тяньгун» 1-го этапа («Тяньхэ») в полной комплектации

Первая экспедиция, прибывшая на КК «Шеньчжоу-12», на ОКС «Тяньхэ» проработала 92 дня. КК был пристыкован в автоматическом режиме к осевому узлу стыковочного отсека. Для снабжения экспедиции необходимыми расходуемыми ресурсами к ОКС был отправлен ТКГ «Тяньчжоу-2», который пристыковался к кормовому стыковочному узлу. После того, как первая экспедиция была завершена, и КК «Шеньчжоу-12» отстыковался от ОКС, была выполнена перестыковка ТКГ на осевой узел стыковочного отсека. Это было сделано для освобождения кормового узла для следующего ТКГ.

По состоянию на конец 2021 года запуск модулей «Вэньтянь» и «Мэнтянь» планировалось произвести в 2022 году.

6.3.5. ПОЛЕТЫ К ОКС

Табл. 1.6. Полеты к ОКС «Тяньгун-1»

№ п/п	КК	Экипаж	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Примечание
0	Тяньгун-1 TG-1	-	29.09.11-02.04.18	-	2 376с 11ч (6 лет 6 мес 4 дня)	Связь с ОКС прекратилась 16.03.16 в связи с отказом системы электроснабжения.
1	Шеньчжоу-8 SZ-8	-	01.11.11-17.11.11	02.11.11-14.11.11 14.11.11-16.11.11	16с 13ч 34м	Две стыковки выполнены в автоматическом режиме.
	Шеньчжоу-9 SZ-9	-				По состоянию на 2008 год планировался запуск КК SZ-9 в беспилотном варианте.
2	Шеньчжоу-9 SZ-9	ЦЗИН Хайпэн ЛЮ Ван ЛЮ Ян	16.06.12-29.06.12	18.06.12-24.06.12 24.06.12-28.06.12	12с 15ч 25м	Первая экспедиция посещения. Первая стыковка выполнена в автоматическом режиме, вторая – в ручном режиме.
3	Шеньчжоу-10 SZ-10	НЕ Хайшен ЧЖАН Сяогуан ВАН Япин	11.06.13-26.06.13	13.06.13-23.06.13 23.06.13-25.06.13	14с 14ч 29м	Вторая экспедиция посещения. Первая стыковка выполнена в автоматическом режиме, вторая – в ручном режиме.

Табл. 1.7. Полеты к ОКС «Тяньгун-2»

№ п/п	КК	Экипаж	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Примечание
0	Тяньгун-2 TG-2	-	15.09.16 – 19.07.19	-	1 036с 23ч 02м ¹ (2 года 10 мес 4 дня)	
	Шеньчжоу-11 SZ-11	3 человека.	Май 2016 г.		7с	Запуск был отложен из-за задержки в подготовке ОКС «Тяньгун-2».
1	Шеньчжоу-11 SZ-11	ЦЗИН Хайпэн ЧЭНЬ Дун	17.10.16-18.11.16	18.10.16-17.11.16	32с 06ч 28м	Стыковка выполнена в автоматическом режиме.
2	Тяньчжоу-1 TZ-1	-	20.04.17-22.09.17	22.04.17-19.06.17 19.06.17-21.06.17 12.09.17-17.09.17	~154с 22ч 58м	Выполнено три стыковки и дозаправки ДУ ОКС «Тяньгун-2» в автоматическом режиме. Третья стыковка была проведена в «скоростном» режиме.

¹ Завершение полета отмечено по времени схода с орбиты.

Табл. 1.8. Полеты к ОКС «Тяньхэ»

№ п/п	КК	Экипаж	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Примечание
1	Тяньхэ ТН	-	29.04.21 (03:23:16 utc)-	-		Базовый модуль ОКС.
2	Тяньчжоу -2 TZ-2	-	29.05.21 (12:55:29 utc)-	29.05.21-18.09.21 18.09.21-		ТКГ для доставки топлива и грузов к ОКС. Стыковка была выполнена к кормовому стыковочному узлу. 18.09.21 года в автоматическом режиме была произведена перестыковка на передний осевой узел (ПхО).
3	Шеньчжоу-12 SZ-12	НЕ Хайшен ЛЮ Бомин ТАН Хунбо	17.06.21 – 17.09.21	17.06.21-17.09.21	92с 04ч 12м	Первая экспедиция на ОКС «Тяньхэ». Стыковка проведена в автоматическом режиме к осевому узлу переходного отсека.
4	Тяньчжоу -3 TZ-3	-	20.09.21-	20.09.21-		
5	Шеньчжоу-13 SZ-13	ЧЖАЙ Чжиган ВАН Япин Е Гуанфу	15.10.21-	15.10.21-	~180с ¹	Вторая экспедиция на ОКС «Тяньхэ».

¹ Предположительная длительность.

6.4. Транспортные грузовые корабли

6.4.1. ТКГ «Тяньчжоу»

Для снабжения ОКС в Китае был разработан ТКГ, в 2013 году получивший по результатам общекитайского конкурса название «Тяньчжоу» («Небесный корабль»). За основу корабля была взята конструкция ОКС «Тяньгун-1».

ТКГ разрабатывался в трех модификациях:

Вариант 1: с полностью герметичным грузовым отсеком.

Вариант 2: с уменьшенным герметичным отсеком и с негерметичной грузовой секцией.

Вариант 3: без герметичного отсека, с увеличенной негерметичной грузовой секцией.



Рис. 1.65. Три варианта ТКГ «Тяньчжоу»

В варианте 1 ТКГ «Тяньчжоу» состоит из двух модулей – герметичного грузового и служебного. Диаметр грузового модуля ТКГ – 3,35 м, объем 15 м³. На переднем торце грузового модуля устанавливается стыковочный механизм типа АПАС, обеспечивающий соединение электрических цепей и пневмо-гидромагистралей для перекачки в резервуары ОКС доставленных сжатых газов, топлива и воды.

Служебный модуль имеет диаметр 2,8 м и длину около 3,3 м. В служебном модуле размещены топливные баки и маршевая ДУ, состоящая из четырех ЖРД тягой по 50 кгс. На корпусе модуля расположены 16 ЖРД ориентации и сближения, имеющих тягу по 15,3 кгс, а также две панели солнечных батарей общей площадью 24 м². В качестве топливных компонентов все ЖРД используют монометилгидразин и четырехокись азота. Запас топлива, находящийся в служебном модуле, – до 2 т.

Полная длина ТКГ составляет 10,6 м. Стартовая масса составляет 13,0-14,0 т, в том числе 6,0 т – сухой вес ТКГ. «Тяньчжоу» в варианте 1 рассчитан на доставку на ОКС до 6,5 т груза и удаление с ОКС до 6,0 т отходов.

В варианте 3 ТКГ может доставить к ОКС груз диаметром до 3 м и длиной до 4 м, общей массой около 5 т.

ТКГ рассчитан на выполнение полетов длительностью до 180 суток, в том числе в автономном полете – до 90 суток.

Запуск ТКГ производится ракетой-носителем CZ-7 с космодрома Вэньчан. Первый запуск ТКГ «Тяньчжоу-1» (в варианте 1) состоялся 20.04.17 г.



Рис. 1.66. ОКС «Тяньгун-2» и ТКГ «Тяньчжоу-1»

Табл. 1.9. Полеты ТКГ «Тяньчжоу»

№ п/п	КК	Масса ТКГ, кг	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса доставленного груза, кг	Примечание
1	Тяньчжоу-1	12 910	20.04.17-22.09.17	Тяньгун-2: 22.04.17-19.06.17 19.06.17-21.06.17 12.09.17-17.09.17	~154с 22ч 58м	~ 6 000	Отработка режимов автоматической стыковки, дозаправка ДУ ОКС «Тяньгун-2».
2	Тяньчжоу-2	13 640	29.05.21 (12:55:29 utc)-	Тяньхэ: 29.05.21-18.09.21 18.09.21-		~ 6 640	Первый корабль снабжения для ОКС «Тяньхэ». Стыковка была выполнена к кормовому стыковочному узлу. 18.09.2021 года была произведена перестыковка на передний осевой узел (ПхО).
3	Тяньчжоу-3		20.09.21 (07:10:11utc)-	Тяньхэ: 20.09.21-			Корабль снабжения для ОКС «Тяньхэ».

6.5. Другие КА, разработанные для программы пилотируемых полетов

6.5.1. СПУТНИК-ИНСПЕКТОР «BANSUI WEIXING» («BX»)

Спутник-инспектор «Bansui Weixing¹» («BX») относится к классу микроспутников и предназначен для фото-и видеосъемки КА, вместе с которым выводится на орбиту. Спутник «BX» разработан Шанхайским Инновационным исследовательским институтом микроспутников Китайской академии наук.

КА «BX» оборудован системами ориентации, энергопитания, радиосвязи, а также двигательной установкой на холодном газе для маневрирования на орбите. Система фото-видеосъемки включает камеры для съемки как в видимом, так и в инфракрасном диапазонах. Энергопитание аппаратуры обеспечивается как литиево-ионными аккумуляторами, так и солнечными элементами, расположенными на сторонах корпуса спутника.

При выведении на орбиту микроспутник закреплен на корпусе основного КА, от которого отделяется на орбите по команде с Земли. После отделения спутник отводится на безопасное расстояние от КА-носителя, выполняя видеосъемку и передачу изображения на наземный пункт управления в режиме реального времени.

Было изготовлено и запущено два спутника «BX»: «BX-1» с КК «Шеньчжоу-7» и «BX-2» с ОКС «Тяньгун-2». Спутники конструктивно и по составу оборудования несколько отличались друг от друга. Основные их параметры приведены ниже в таблице.

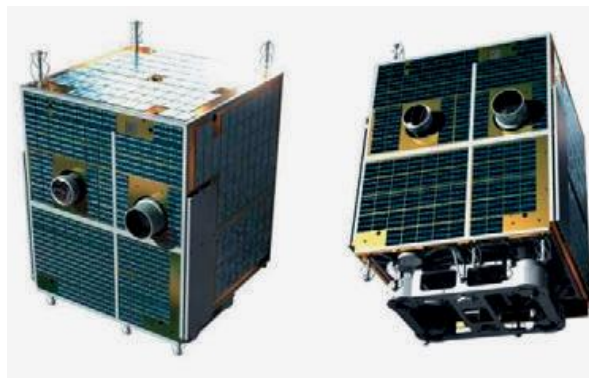


Рис. 1.67. Спутник-инспектор «BX-2»

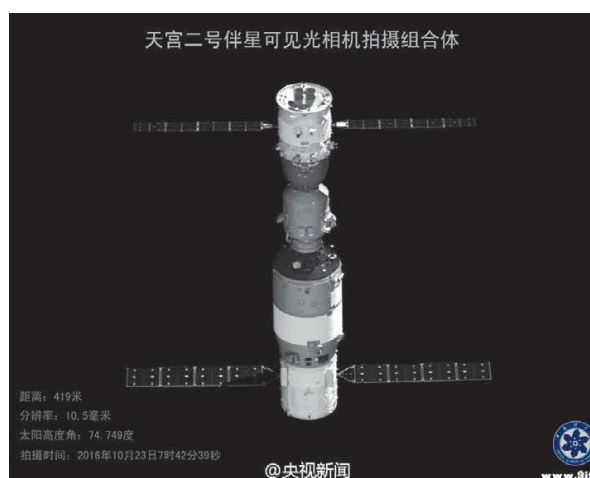


Рис. 1.68. Комплекс «Тяньгун-2» - «Шеньчжоу-11»
Фото КА «BX-2»

Табл. 1.10. Спутники-инспекторы «Bansui Weixing» («BX»)

	BX-1		BX-2
КА-носитель	Шеньчжоу-7		Тяньгун-2
Дата отделения от носителя			23.10.16
Размеры, м	0,45 x 0,43 x 0,45		0,35 x 0,35 x 0,50
Масса, кг	38,0		47,0
Тяга ДУ, мН	400-700		85
Камера видимого диапазона:	широкоугольная	узкоугольная	
угол поля зрения	35° x 45°	7° x 9	7°
угловое разрешение	1 024 x 1 280° элементов	1 024 x 1 280° элементов	5"
приемная матрица			5 000 x 5 000 элементов
Инфракрасная камера:			
угол поля зрения			150° x 182°

¹ В переводе с китайского – спутник сопровождения.

6.6. КК «XZF-SC»

В начале 2010-х годов 508-й институт Китайской исследовательской академии космической техники («5-я академия») приступил к проектированию многоцелевого КК нового поколения. Концептуальный проект был подготовлен к концу 2013 года.

КК проектировался в двух вариантах: для полетов по околоземной орбите и для полетов в дальний космос.

КК для орбитальных полетов имеет стартовую массу около 14 т, запас характеристической скорости, обеспечиваемой двигательной установкой – 800 м/с.

КК в исполнении для полетов в дальний космос имеет массу около 20 т и запас топлива, обеспечивающий запас характеристической скорости 1 700 м/с.

Конструктивно КК состоит из возвращаемого аппарата (ВА) и служебного модуля (СМ).

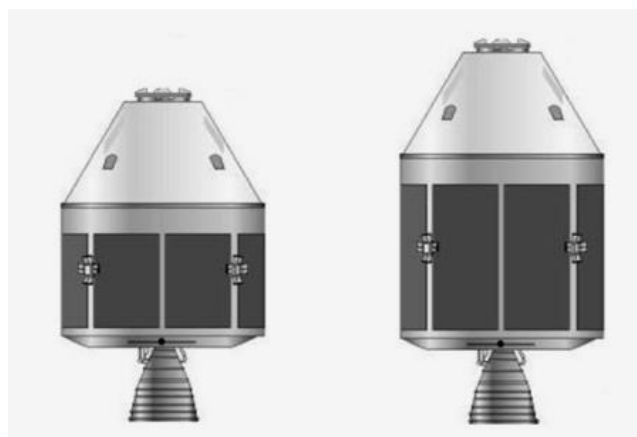
ВА имеет вид усеченного конуса и рассчитан на размещение экипажа от двух до шести человек. Теплозащита ВА – съемная, рассчитана на вход в атмосферу со второй космической скоростью. ВА рассчитывается на десятикратное применение. Максимальный диаметр ВА около 4,3 м, диаметр по верхнему срезу – около 2,7 м, высота – около 3,8 м. Угол образующей конуса – 18,5 град. Внутренний объем ВА – 13 м³.

СМ имеет цилиндрическую форму и два типоразмера – в соответствии с вариантом КК и требуемым объемом топливных баков.

Планируемый ресурс КК – до 21 суток в автономном полете и до двух лет в составе ОКС. Запуск КК должен производиться ракетами-носителями CZ-5 или CZ-7.

25.07.16 г. с космодрома Вэньчан ракетой-носителем CZ-7 был произведен запуск макета ВА перспективного КК, выполненного в масштабе 60% от штатного исполнения. Макет имеет форму усеченного конуса с закругленным днищем. Диаметр макета 2,6 м, высота 2,3 м, масса 2,8 т.

Первый запуск КК «XZF-SC» в беспилотном варианте произведен 05.05.20 г. ракетой-носителем SZ-5B. Полное название КК, которое выглядит как «Xinyidai Zairen Feichuan – Shiyao Chuan»¹, является условным. Название КК, данное разработчиками, пока неизвестно. Масса КК при запуске составила 21,6 т, в т.ч. 10 т топлива. Было произведено три включения ДУ для поднятия апогея орбиты: 06.05.20 года апогей был поднят до 4 900 км, 07.05.20 года до 6 200 км, и затем до 8 000 км. Скорость при входе в атмосферу составила около 9 км/с. Была использована схема с двойным погружением в атмосферу. ВА успешно совершил спуск на парашютах и посадку на надувные баллоны в заданном районе.



а)

б)

а – орбитальный вариант

б – вариант для полетов в дальний космос

Рис. 1.69. Перспективный КК (2013 г.)



Рис. 1.70. КК «XZF-SC»

Рис. Джуниора Мирады

¹ («Синидай Жажень Фейчуань – Шиянь Чуань», что в переводе означает «Пилотируемый корабль нового поколения – опытный экземпляр».

Табл. 1.11. Полеты перспективного КК «XZF-SC»

№ п/п	КК	Масса КК, кг	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Экипаж	Длительность полета	Примечание
1	Макет ВА	2 800	25.06.16 – 26.06.16	-	-	20ч 11м	Макет в масштабе 60% от оригинала.
2	XZF-SC	21 600	05.05.20 – 08.05.20	-	-	2с 19ч 49м	Беспилотные испытания КК. Скорость входа в атмосферу – 9 км/с.

Табл. 1.12. Полеты экспериментального КК

№ п/п	КК	Масса КК, кг	Даты старта и завершения полета	Даты полета в составе ОКС	Экипаж	Длительность полета	Примечание
1			04.09.20- 06.09.20	-	-		Полет экспериментального многоразового КК. Высота орбиты 332 x 348 км, наклонение 50,2 град. Запуск выполнен РН CZ-2F.

6.7. Многоразовый ракетоплан

6.7.1. ПРОЕКТ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ МТКС

Китайская исследовательская академия ракет-носителей CALT разрабатывает проект двухступенчатой МТКС, состоящей из двух крылатых ступеней. Некоторая информация о проекте была опубликована в конце 2017 г. На старте ступени состыкованы вместе днищами друг к другу в вертикальном положении. После старта носитель выходит на суборбитальную траекторию, в верхней точке которой выполняется разделение ступеней. Одна ступень совершает планирующий спуск и посадку на аэродромную полосу. Вторая ступень продолжает разгон и выходит на околоземную орбиту высотой 300-500 км. После выполнения задач полета вторая ступень сходит с орбиты и также совершает посадку на аэродром. Обе ступени могут использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном варианте. В соответствии с проектом, МТКС рассчитана на выполнение не менее 20 полетов с частотой один полет в сутки. На этапе летных испытаний должно быть выполнено 10 зачетных полетов в течение 10 суток.

Схема полета двухступенчатой МТКС показана на рис. 1.71.

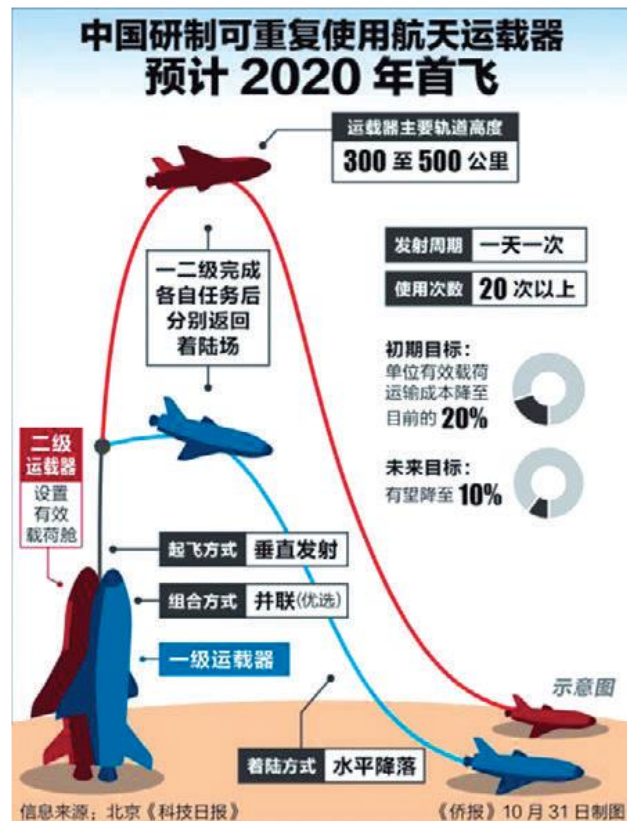


Рис. 1.71. Схема полета двухступенчатой МТКС

6.7.2. МТКС «Тэньюнь»

В 2016 году китайская академия CALT опубликовала трехэтапный план создания перспективной многоразовой транспортной космической системы, получившей наименование «Тэньюнь» («Tengyun», «Облачный наездник»).

На первом этапе (до 2025 года) должна быть создана возвращаемая первая ступень, представляющая собой гиперзвуковой самолет-носитель. Возможно, что вторая ступень на этом этапе будет одноразовой.

На втором этапе разработки (до 2030 года) должна быть создана возвращаемая вторая ступень системы.

Третий этап предполагает создание комбинированной двигательной установки, которая на атмосферных участках полета при взлете и возвращении

сможет использовать атмосферный кислород, как воздушно-реактивные двигатели, а в космосе — кислород из баков. Ожидается, что создание комбинированной ДУ для МТКС третьего этапа будет возможно к 2035 году.



Рис. 1.72. Перспективная МТКС «Тэньюнь»

ГЛАВА 7. ЯПОНИЯ

7.1. Программа HTV

7.1.1. ТКГ HTV «KOUNOTORI»

Начиная с начала 90-х годов в Японии проводилась разработка грузового транспортного корабля «HTV» (H-II Transfer Vehicle – транспортный аппарат, запускаемый РН H-II) для доставки грузов на американскую ОКС «Freedom», в программе которой должна была участвовать и Япония. В дальнейшем программа ТКГ была переориентирована на обслуживание МКС. Первоначально первый полет ТКГ «HTV» планировался на 2001 год, однако, по разным причинам длительное время откладывался. Первый демонстрационный полет ТКГ «HTV-1» состоялся только в сентябре 2009 г.

После запуска первого штатного корабля «HTV-2» ТКГ получил имя «Kounotori» («Белый аист»).

Основное назначение ТКГ «Kounotori» – доставка грузов на японский модуль «Kibo», находящийся в составе МКС.

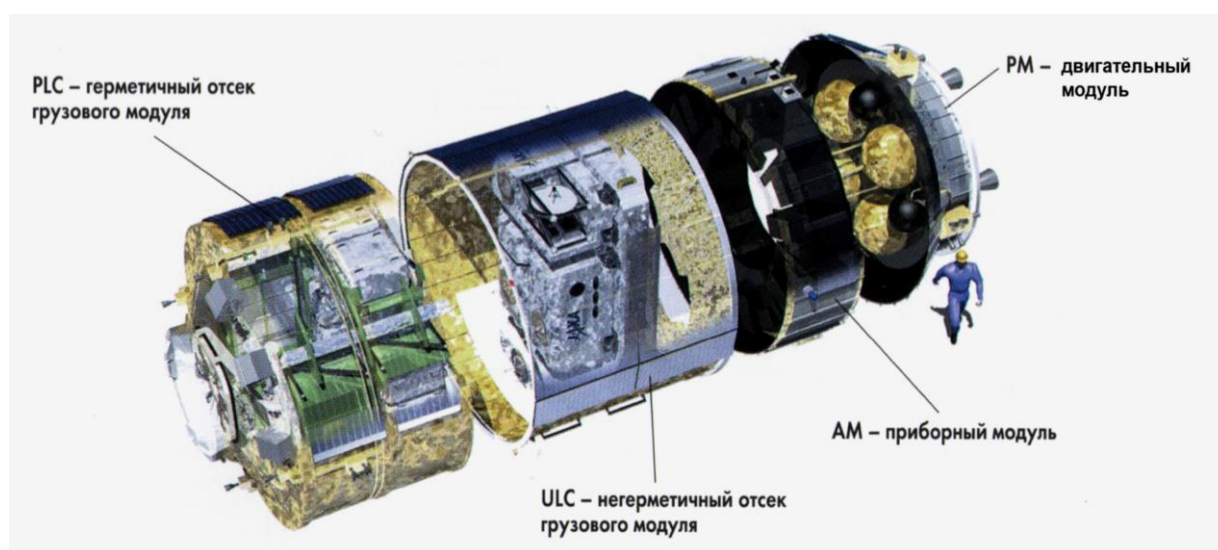


Рис. 1.73. Компоновка ТКГ HTV «Kounotori»

Конструктивно ТКГ «Kounotori» состоит из трех модулей:

- комбинированный грузовой модуль MLC (Mixed Logistics Carrier).
- приборный модуль AM (Avionics Module);
- двигательный модуль PM (Propulsion Module), в котором находятся маршевые ЖРД, двигатели системы управления, топливные баки и баллоны высокого давления;

Грузовой модуль MLC состоит, в свою очередь, из двух отсеков:

- герметичный отсек PLC (Pressurized Logistics Carrier);
- негерметичный отсек ULC (Unpressurized Logistics Carrier);.

Возможен также вариант, когда модуль MLC состоит из двух герметичных отсеков PLC.

Длина отсека PLC – 3,3 м. На переднем днище отсека находится люк и стыковочный узел CBM (Common Berthing Mechanism) для стыковки к узлам американского сегмента МКС.

Негерметичный отсек ULC, имеющий длину 3,5 м, предназначен для доставки грузов, которые должны быть размещены снаружи МКС. На боковой поверхности отсека сделан вырез для закладки и извлечения грузов.

Внутри отсека PLC устанавливается возвращаемая капсула «i-Ball», представляющая собой шар диаметром 400 мм и массой 22,1 кг. Капсула, оборудованная запоминающим устройством и фотокамерой, установлена в пусковом контейнере и снабжена парашютом. Основное назначение

капсулы – зафиксировать параметры процесса разрушения ТКГ при входе в плотные слои атмосферы, такие, как перегрузки, угловые скорости, температуры внутри отсеков ТКГ, передаваемые со специально установленных датчиков. Капсула «i-Ball» устанавливается в ТКГ, начиная с «Kounotori-3».

Приборный модуль АМ предназначен для размещения системы управления, бортового радиоэлектронного оборудования и системы электроснабжения. Система электроснабжения включает литий-ионную батарею, буферные аккумуляторы и солнечные батареи, которые размещены на внешней поверхности ТКГ. Длина модуля АМ – 1,2 м.

Двигательный модуль РМ имеет коническую форму. Двигательная установка ТКГ «Kounotori» включает четыре маршевых ЖРД тягой по 49 кгс и 28 ЖРД системы управления тягой по 11,8 кгс, 12 из которых размещены на внешней поверхности модуля РМ. Все ЖРД работают на самовоспламеняющихся компонентах «смесь окислов азота» и монометилгидразин. Максимальный запас топлива – 2,43 т, номинальный – 2,0 т.

Общая длина ТКГ «Kounotori» – 9,8 м, диаметр 4,4 м.

Схема стыковки ТКГ «Kounotori» к МКС выглядит следующим образом. ТКГ после выведения на орбиту в автоматическом режиме определяет свои координаты и рассчитывает необходимые маневры для сближения с МКС. Приблизившись к МКС, ТКГ «Kounotori» входит в так называемую «зону захвата», находящуюся в радиусе 10 м около модуля «Kibo». Один из членов экипажа МКС, управляя манипулятором станции, захватывает ТКГ за такелажный узел и подводит его к стыковочному узлу. После совмещения ответных элементов ТКГ и МКС производится стягивание и фиксация с помощью стяжных болтов и замков.

Для разгрузки герметичного контейнера экипаж открывает люки МКС и грузового модуля ТКГ и входит внутрь модуля. В случае использования негерметичной платформы разгрузка пристыкованного ТКГ «Kounotori» выполняется с помощью манипулятора.

Масса ТКГ – 10,5 т без грузов. ТКГ может доставить к МКС около 6,0 т груза (7,0 т – при двух отсеках РМ), в т.ч. в РМ – до 4,5 т, в ULC – до 1,5 т.

Запуск ТКГ «Kounotori» производится ракетой-носителем Н-ПВ.

Длительность полета ТКГ в активном полете – до 100 суток, в составе МКС – до 30 суток.

После демонстрационного полета ТКГ «HTV-1» японское космическое агентство JAXA планировало изготовить и запустить еще шесть ТКГ «Kounotori», с частотой один-два ТКГ в год. В связи с продлением срока эксплуатации МКС были изготовлены дополнительные два ТКГ «Kounotori». После запуска ТКГ «Kounotori-9» должна быть начата эксплуатация модифицированного ТКГ HTV-X.

7.1.2. ТКГ HTV-X

ТКГ HTV-X является модификацией грузового корабля HTV «Kounotori». Основные отличия от базового ТКГ заключаются в перераспределении объемов герметичного и негерметичного грузовых объемов, а также в возможности электропитания транспортируемых грузов.



Рис. 1.74. Стыковка ТКГ «Kounotori» к МКС



Рис. 1.75. ТКГ HTV-X

ТКГ будет иметь боковой люк для большего удобства при погрузочно-разгрузочных операциях. Предусматривается возможность стыковки к МКС без использования манипулятора. На борту ТКГ будет возвращаемая капсула для доставки на Землю небольших грузов.

НТВ-X рассчитывается на запуск новой РН Н-III (НЗ).

Специалисты JAXA рассматривают также возможность использования ТКГ НТВ-X для полетов к окололунной станции.

7.1.3. ВОЗВРАЩАЕМЫЙ ВАРИАНТ НТВ-R

Разрабатывался проект замены грузового модуля ТКГ НТВ на возвращаемую капсулу, что позволит доставлять с МКС грузы и результаты работы космонавтов. Возможно, в дальнейшем для установки вместо капсулы будет разработан пилотируемый возвращаемый аппарат.

Рассматриваются различные варианты грузовозвращаемых капсул:

- капсула небольшого размера, сбрасываемая через люк ТКГ;
- средняя капсула (диаметр 2,6 м, масса возвращаемых грузов до 270 кг), размещаемая в негерметичном отсеке и сбрасываемая через боковой люк;
- полноразмерный возвращаемый аппарат (диаметр 4,0 м, высота 3,8 м, масса груза до 1,6 т).

Перечисленные варианты показаны на рисунке.



Рис. 1.76. Варианты ТКГ НТВ-R с грузовозвращаемой капсулой

Первый вариант был реализован в 2018 году в полете ТКГ «Kounotori-7», который в своем герметизированном отсеке доставил на МКС возвращаемую капсулу HSRC (НТВ Small Re-entry Capsule). Капсула имеет диаметр 84 см и высоту 67,5 см, масса капсулы 180 кг, в том числе до 20 кг возвращаемого груза. Капсула имеет систему ориентации, использующую для управления положением капсулы газовые сопла.

В капсулу были загружены материалы, полученные в научных экспериментах, и после отстыковки ТКГ «Kounotori-7» от МКС капсула была отделена и 11.11.2018 года совершила спуск в атмосфере и приводнение в Тихом океане. В дальнейшем такая капсула использовалась в каждом запуске ТКГ «Kounotori».

Вероятно, такая же капсула будет использоваться в ТКГ НТВ-X.



Рис. 1.77. Капсула HSRC

Табл. 1.13. Полеты ТКГ «Kounotori»

№	Номер ТКГ	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	HTV-1	10.09.09-02.11.09	18.09.09-30.10.09	52с 04ч 24м	16 000	4 500	Доставка грузов для МКС в отсеках PLC + ULC.
2	HTV-2	22.01.11-30.03.11	27.01.11-10.03.11 10.03.11-28.03.11	66с 20ч 59м ¹	16 300	5 300	Доставка грузов для МКС в отсеках PLC + ULC.
	HTV-3	январь 2012 г.					Из-за последствий землетрясения в Японии в марте 2011 г. старт был перенесен.
3	HTV-3	21.07.12-14.09.12	27.07.12-12.09.12	55с 00ч 25м	15 100	4 600	Доставка грузов для МКС в отсеках PLC + ULC. Параметры процесса разрушения ТКГ при входе в атмосферу регистрировались записывающим устройством возвращаемого аппарата i-Ball.
4	HTV-4	03.08.13-07.09.13	09.08.13-04.09.13	34с 10ч 48м	15 900	5 400	Доставка грузов для МКС в отсеках PLC + ULC. Параметры процесса разрушения ТКГ при входе в атмосферу регистрировались записывающим устройством возвращаемого аппарата i-Ball.
5	HTV-5	19.08.15-29.09.15	24.08.15-28.09.15	41с 08ч 43м	16 557	6 057	Доставка грузов для МКС в отсеках PLC + ULC.
6	HTV-6	09.12.16-05.02.17	13.12.16-27.01.17	58с 01ч 39м	16 400	5 900	Доставка грузов для МКС.
7	HTV-7	23.09.18 (20:52:27мск) – 11.11.18 (00:48мск)	27.09.18-07.11.18	48с 03ч 56м	16 500	6 200	Доставка грузов для МКС. ТКГ был укомплектован возвращаемой грузовой капсулой.
8	HTV-8	24.09.19 (16:05:05utc) – 03.11.19 (02:09 utc)	28.09.19-01.11.19	39с 10ч 04м	15 800	5 300	Доставка грузов для МКС. ТКГ был укомплектован возвращаемой грузовой капсулой.
9	HTV-9	20.05.20 (17:31utc) -20.08.20 (07:07utc)	25.05.20-18.08.20	91с 13ч 36м ¹	16 500	6 200	Доставка грузов для МКС. ТКГ был укомплектован возвращаемой грузовой капсулой.

¹ Длительность полета рассчитана по моменту выдачи тормозного импульса.

7.1.4. Пилотируемый КК на базе НТВ

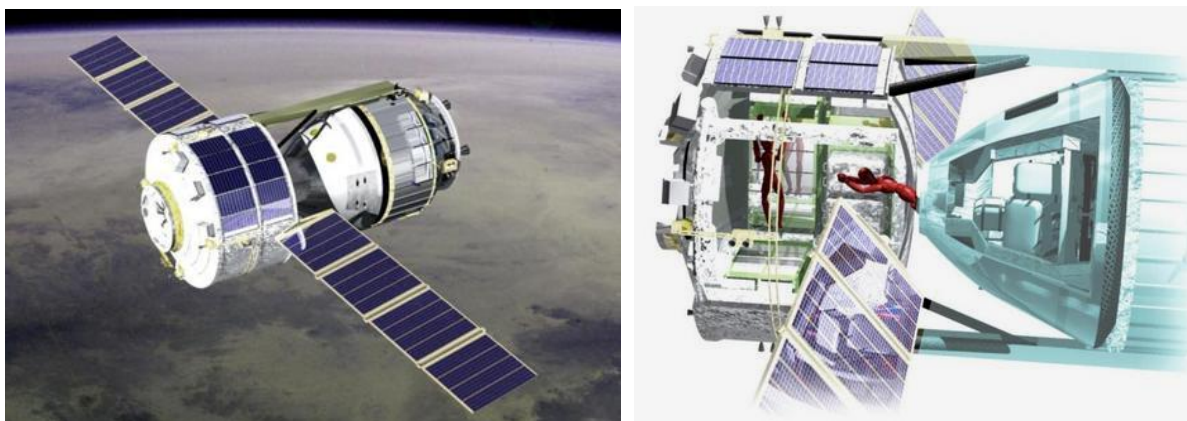


Рис. 1.78. Пилотируемый КК на базе НТВ

В 2009 году были опубликованы некоторые характеристики проектируемого пилотируемого КК.

Конструктивно КК состоит из четырех модулей:

- система аварийного спасения;
- возвращаемый аппарат (ВА);
- двигательный модуль (ДМ);
- орбитальный жилой модуль.

Двигательный модуль используется тот же, что и в грузовом варианте НТВ. Жилой модуль разрабатывается на базе герметичного грузового модуля ТКГ НТВ.

При выведении на орбиту жилой модуль находится позади двигательного модуля. Сцепка ДМ и ВА соединяется специальной конструкцией с жилым модулем. После выхода на орбиту выполняется перестроение: жилой модуль, имеющий стыковочные узлы с двух торцов, перемещается в позицию перед ВА и пристыковывается к нему. Таким образом, расположение модулей КК на орбите соответствует расположению отсеков российского КК «Союз»: орбитальный отсек, спускаемый аппарат, приборно-агрегатный отсек.

Диаметр ВА – 4,0 м, высота – 3,6 м. Объем, свободный от оборудования – 9 м³. Численность экипажа – до четырех человек. ВА рассчитывается на однократное применение.

Масса КК – 16,8 т, масса ВА – 5,0 т. Ракета-носитель – Н-ПВ.

Предполагалось выполнить в объеме летной отработки два беспилотных и два пилотируемых полета.

7.1.5. Модуль JEM «Кибо» для МКС¹

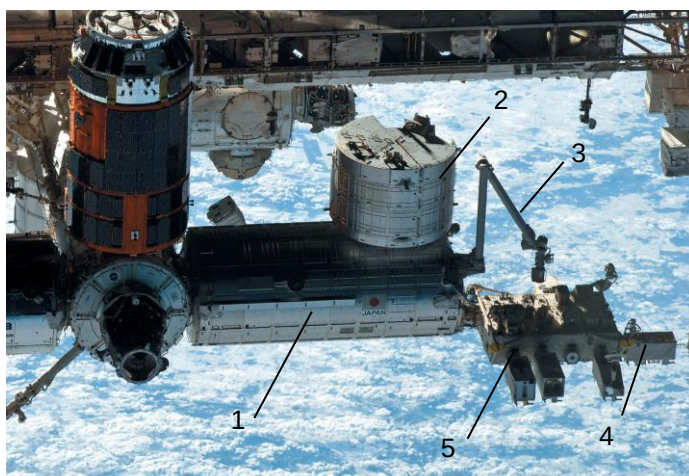
Японский экспериментальный модуль JEM (Japanese Experiment Module), который в 1999 году получил наименование «Кибо» (Kibo – в переводе на русский означает «Надежда»), является основным вкладом Японии в программу МКС. Он состоит из герметичного модуля РМ (Pressurized Module) и внешней платформы ЕФ (Exposed Facility), на которой с помощью манипулятора будут размещаться экспериментальные установки. В состав модуля входит также дистанционный манипулятор JEM RMS (JEM Remote Manipulator System).

Герметичный модуль РМ в составе МКС получил обозначение JPM. Длина модуля 11,19 м, максимальный диаметр 4,39 м. Общий герметичный объем 136 м³. Стартовая масса 14,768 т. В переднем днище модуля имеется люк американского стандарта – квадрат со стороной 1,168 м и со скругленными углами. Над люком установлен пассивный стыковочный узел типа РСВМ, которым модуль пристыкован к боковому узлу модуля Node 2 «Harmony». Второй стыковочный

¹ Описание модуля приводится также в томе 4, часть 1, п. 7.6.14.

узел такого же типа расположен на боковой поверхности модуля – для присоединения грузового модуля ELM-PS. В верхней части заднего днища имеются два иллюминатора диаметром по 508 мм для наблюдения за работой манипулятора JEM RMS. В конструкции модуля предусмотрена шлюзовая камера для выноса аппаратуры, предназначенной для установки на внешней платформе. Максимальный размер груза, передаваемого через камеру, – 46 х 83 х 80 см. Выход космонавтов в скафандре через шлюзовую камеру невозможен.

Внешняя платформа EF имеет длину 6,10 м, ширину 5,09 м, высоту 4,05 м и стартовую массу 4,033 т. Расчетный срок функционирования платформы в составе МКС – 10 лет.



- 1 – герметичный модуль РМ
- 2 – грузовой модуль ELM-PS
- 3 – манипулятор JEM RMS
- 4 – внешняя грузовая платформа ELM-ES
- 5 – внешняя платформа EF

Рис. 1.79. Модуль JEM «Кибо» в составе МКС

Доставку оборудования и расходных материалов для модуля «Кибо»

планировалось производить в грузовом модуле ELM-PS (Experiment Logistics Module – Pressurized Module) и на платформе ELM-ES (Experiment Logistics Module – Exposed Section), которые доставляются с помощью МКС Space Shuttle. В связи с объявленным NASA прекращением полетов МКС Space Shuttle в 2010 году, дальнейшее снабжение производилось японским ТКГ «НТВ».

По графику 1999 года модуль «Кибо» планировалось доставить на МКС в 2002 г. Фактически модуль был доставлен в июне 2008 г.

7.1.5.1. Японский грузовой модуль ELM-PS

Грузовой модуль ELM-PS (Experiment Logistics Module – Pressurized Section) предназначался для доставки грузов к японскому модулю «Кибо». Модуль ELM-PS представляет собой герметичный цилиндрический корпус диаметром 4,42 м и длиной 4,22 м, объем модуля 63,8 м³. Масса пустого модуля 4,2 т, загруженного – 8,484 т.

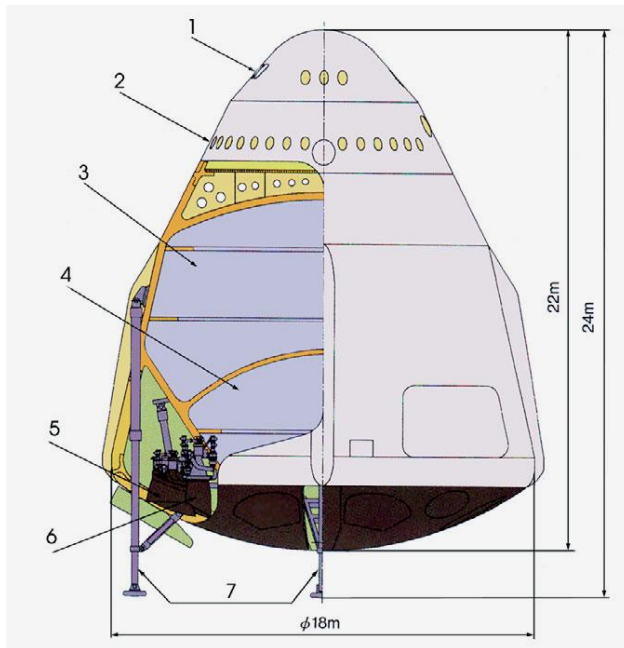
Предполагалось, что модуль будет доставляться к МКС в грузовом отсеке МКС Space Shuttle и с помощью манипулятора пристыковываться к верхнему узлу модуля «Кибо». В модуле ELM-PS должно было доставляться оборудование для оснащения модуля «Кибо», научная аппаратура и другие грузы. После разгрузки модуля планировалось помещать в него возвращаемые грузы с тем, чтобы МКС Space Shuttle доставлял его на Землю.

В реальности из-за сдвига сроков и ограничения полетов МКС Space Shuttle модуль ELM-PS смог совершить только один рейс – на орбиту. Модуль, загруженный научным оборудованием и грузами для работы модуля «Кибо», был доставлен к МКС в грузовом отсеке МКС Space Shuttle «Atlantis» и 14.03.08 г. временно присоединен к стыковочному узлу модуля Node 2 «Harmony». 06.06.08 г. модуль ELM-PS с помощью манипулятора был перенесен на свое, ставшее уже постоянным, место – на боковой (верхний) стыковочный узел модуля JPM «Кибо».

7.2. «Туристический» КК «Kankoh-Maru»

Комитет по транспортным исследованиям Японского ракетного общества представил в 1998 году на выставке в Фарнборо концептуальный проект полностью многоразового одноступенчатого орбитального космического корабля «Kankoh-Maru».

Аппарат массой 550 т, имеющий двигательную установку, набранную из ЖРД типа LE-7A и LE-5B, предназначен для перевозки 50 пассажиров-туристов на низкую околоземную орбиту, с тем чтобы здесь они совершили два витка, проведя в невесомости 3 часа, полюбовались видами Земли из космоса и безопасно вернулись.



- | | |
|---------------------------|----------------------|
| 1 – кабина экипажа | 5 – маршевый ЖРД |
| 2 – пассажирский салон | 6 – стартовый ЖРД |
| 3 – бак жидкого водорода | 7 – посадочная опора |
| 4 – бак жидкого кислорода | |

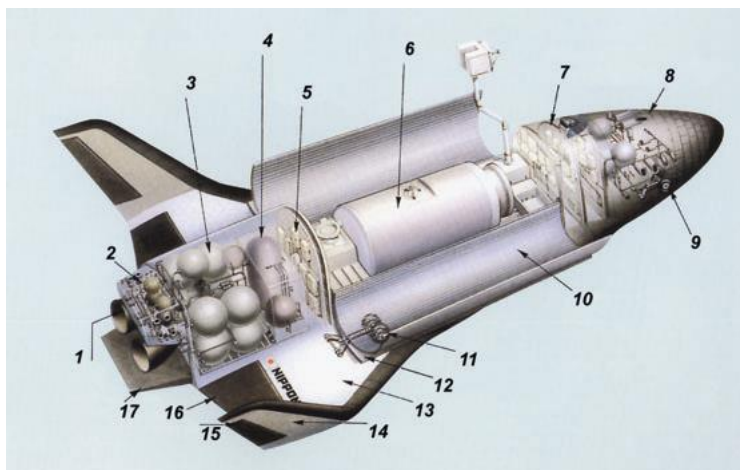
Рис. 1.80. Макет и компоновка КК «Kankoh-Maru»

7.3. Воздушно-космические аппараты

7.3.1. РАКЕТОПЛАН «НОРЕ»

7.3.1.1. Начальный проект

Первые научно-исследовательские работы по проекту многоразового пилотируемого ракетоплана начались в Японии в 1978 году. Предполагалось разработать ракетоплан длиной 14 м с размахом крыльев 7,5 м и массой 10 т. Экипаж – четыре человека. Выведение на орбиту должна была выполнять РН Н-2. Ракетоплан должен был иметь воздушно-реактивные двигатели для использования на атмосферном участке спуска. Предполагалось, что начало полетов ракетоплана будет возможно в середине 1990-х годов.



- 1 – ЖРД орбитального маневрирования
- 2 – ЖРД стабилизации и ориентации
- 3 – баллоны со сжатым газом
- 4 – топливные баки
- 5 – блоки радиоэлектроники
- 6 – полезный груз
- 7 – блок электроники
- 8 – передний блок ЖРД ориентации
- 9 – передняя опора шасси
- 10 – створка отсека ПГ
- 11 – основная опора шасси
- 12 – ВСУ
- 13 – крыло
- 14 – стабилизатор
- 15 – руль направления
- 16 – элевон
- 17 – подфюзеляжный щиток

Рис. 1.81. Компоновка ракетоплана «НОРЕ»

7.3.1.2. Проект «Норе»

«НОРЕ» («H2 Orbiting PlanE») – проект многоразового пилотируемого ракетоплана, запускаемого ракетой-носителем H2. Проект разрабатывался в Японии с 1986 года.

Масса ракетоплана – 22 т, длина – 17 м. Грузоподъемность составляет 3 т. Экипаж – четыре человека.

Первоначальная программа предусматривала предварительную постройку и испытания трех экспериментальных ракетопланов:

- OREX – для отработки теплозащиты и входа в атмосферу;
- ALFLEX – для испытаний управляемости при низких скоростях и системы посадки;
- HYFLEX – для испытаний при гиперзвуковых скоростях.

Предполагалось, что ракетоплан будет использоваться для доставки грузов на японский сегмент МКС. Проект был закрыт в 1997 году.

7.3.1.3. Проект «НОРЕ-X»

В 1998 году было предложено на базе проекта «НОРЕ» разработать беспилотный ракетоплан «НОРЕ-X». Длина ракетоплана 16 м.

Первый полет при достаточном финансировании мог бы состояться уже в 2001 году. По состоянию на 1998 год предполагалось, что ракетоплан до 2010 года выполнит несколько полетов, однако, в августе 2000 г. было объявлено о «замораживании» работ. Основная причина – высокая стоимость проекта.

7.3.1.4. Проект «НОРЕ-XA»

На базе ракетоплана «НОРЕ-X» предлагалось построить более крупный ракетоплан «НОРЕ-XA», способный доставлять на орбиту несколько больший груз по сравнению с предшественником. На ракетоплане «НОРЕ-XA» предполагалось отработать технику полетов к МКС.



Рис. 1.82. Ракетоплан «Норе-X»

7.3.2. ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВКС

В конце 90-х годов Национальной Аэрокосмической Лабораторией Японии были начаты работы по перспективному одноступенчатому ВКС, оснащённому усовершенствованными двигателями LE-7A.

Длина ракетоплана 50 м, размах крыльев 20 м, стартовая масса – 52 т (по другим данным, длина 65 м, сухая масса 101 т). Экипаж ВКС – четыре человека. Ракетоплан должен выполнять горизонтальный взлет и горизонтальную посадку, доставляя на низкую орбиту ИСЗ грузы массой до 10 т.



Рис. 1.83. Перспективный ВКС

При движении на малых высотах атмосферный кислород должен сжижаться в бортовой установке и накапливаться для работы ЖРД на заатмосферном участке.

ВКС рассчитывался на 100 полетов. Предполагалось, что эксплуатация ракетоплана могла бы быть начата с 2010 года.

ГЛАВА 8. ИНДИЯ

8.1. Воздушно-космические аппараты

8.1.1. ПРОЕКТ ВКС «ГИПЕРПЛАН»

В 1988 году Индия сообщила о разработке концепции крылатого одноступенчатого воздушно-космического самолета «Гиперплан» со стартовой массой 230 т. и массой полезного груза, доставляемого на низкую околоземную орбиту, 15 т. ВКС «Гиперплан» предлагалось оснастить комбинированной двигательной установкой, способной работать как в атмосфере, так и в космосе. На атмосферном участке полета ДУ «Гиперплана» должна была использовать в качестве окислителя атмосферный кислород.

8.1.2. ВКС «AVATAR»

В конце 90-х годов ISRO (Indian Space Research Organization – Организация космических исследований Индии) при участии специалистов Министерства обороны приступила к разработке беспилотного одноступенчатого ВКС «AVATAR»¹ (Aerobic Vehicle for Advanced Trans-Atmospheric Research – воздушный аппарат для улучшенных заатмосферных исследований). В индийских англоязычных публикациях ВКС «AVATAR» называется также «AVATAR RLV» (AVATAR Reusable Launch Vehicle – многоразовый носитель AVATAR).

ВКС «AVATAR» представляет собой уменьшенную копию ВКС «Гиперплан». ВКС оснащается турбопрямоточными воздушно-реактивными двигателями со сверхзвуковым горением (СПВРД), работающими на водороде. ВКС взлетает, как обычный самолет, и разгоняется до скорости $M=7$ на высоте 30 км с помощью СПВРД, где в течение некоторого времени выполняет горизонтальный полет. На этом участке полета ВКС накапливает и сжижает кислород, захватываемый из атмосферного воздуха. После достижения скорости $M=7$ включается ЖРД, использующий в качестве окислителя накопленный во время разгона кислород, который выводит ВКС на орбиту ИСЗ. После выполнения программы полета ВКС входит в атмосферу и совершает планирование и горизонтальную посадку.

Стартовая масса ВКС – 25 т, в т.ч. около 15 т – запас жидкого водорода. По расчету разработчиков, ВКС «AVATAR» сможет выводить на низкую орбиту ИСЗ грузы массой до 1 т. ВКС рассчитывается на 100 полетов.

Разрабатываемые варианты ВКС «AVATAR»:

RLV-TD (Reusable Launch Vehicle Technology Demonstrator) – экспериментальный ВКС для подтверждения аэродинамических характеристик. Представляет собой уменьшенную копию ВКС «AVATAR», запускаемую с помощью небольшой РН HS9. Диаметр фюзеляжа RLV-TD 0,63 м, длина (вместе с РН) 10 м. Стартовая масса около 1,75 т.

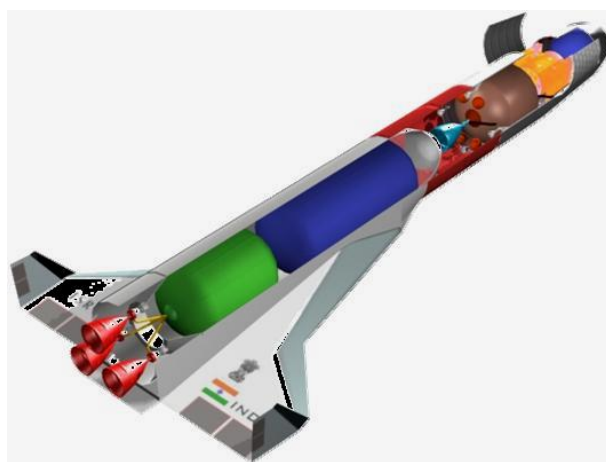


Рис. 1.84. ВКС «Avatar»



Рис. 1.85. ВКС RLV-TD

¹ Avatar в переводе с санскрита означает «земное воплощение бога».

Первый запуск RLV-TD произведен 23.05.2016 года с космодрома Шрихарикота. Достигнута высота 65 км. При спуске имитировался процесс посадки на виртуальную посадочную полосу, расположенную в Бенгальском заливе. Спасение RLV-TD не предусматривалось. Запуск считается успешным.

RLV-SSTO (Reusable Launch Vehicle – Single-Stage-To-Orbit) – одноступенчатый ЛА, выходящий на орбиту. Основной вариант беспилотного ВКС «AVATAR». Первый полет планируется выполнить в 2025 году.

Manned RLV (пилотируемый ВКС). В планах ISRO в случае успешной реализации проекта беспилотного ВКС «AVATAR» приступить к созданию ВКС типа RLV-SSTO с экипажем.

8.2. КК «Gaganyaan»

8.2.1. ПРОЕКТ 2007 г.

В 2007 г. было сообщено, что ISRO приступила к проектированию пилотируемого КК. По предварительным данным, КК должен представлять собой двухместный ВА с двигательным отсеком, выводимый ракетой-носителем GSLV Mk II на орбиту ИСЗ высотой 300-400 км. Масса ВА около 3 т. Первый полет рассчитан на 1 виток. Посадка ВА предполагается на воду в Бенгальском заливе.

Масштабный прототип ВА – SRE-1 (Space capsule Recovery Experiment – эксперимент по возвращению космической капсулы), – был испытан в космическом полете 10.01.07 г. Масса капсулы SRE-1 – 550 кг.

В конце 2010-х годов стало известно название КК – «Gaganyaan» («Гаганьян», «Небесный корабль»). В 2019 году начался набор в индийский отряд космонавтов.

8.2.2. ПРОЕКТ 2009 г.

В 2009 г. был опубликован уточненный проект индийского КК. Разработку КК ведет Космический центр имени Викрама Сарабхай в г. Тхумба. Изготовление КК поручено концерну HAL.

Конструктивно КК «Gaganyaan» состоит из двух модулей: трехместного СА и ПАО. Масса КК – около 7,7 т, в т.ч. СА – 3,7 т.

Первый полет беспилотного КК планировалось выполнить в 2013-2014 годах, первый пилотируемый – в 2014-2015 г. В первом полете экипаж должен состоять из двух человек, планируемая продолжительность полета – 7 суток.

В 2012 году было сообщено, что первый полет индийского пилотируемого КК «Gaganyaan» переносится на 2020-е годы.



Рис. 1.86. RLV-TD на старте

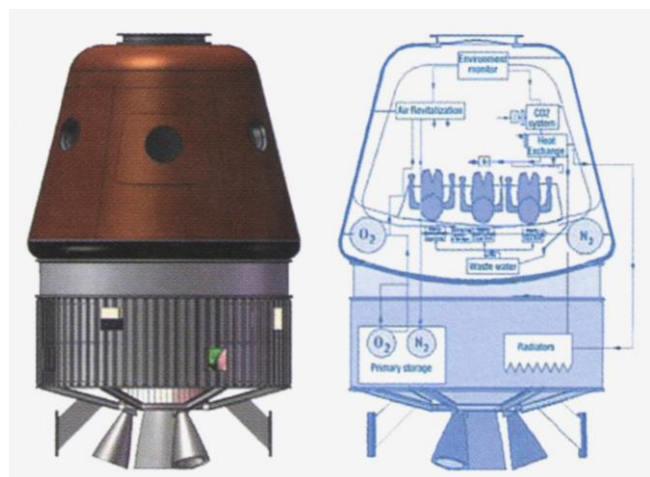


Рис. 1.87. Индийский КК «Gaganyaan»

8.2.2.1. Модуль CARE

18.12.2014 года Индия произвела летные испытания опытного образца ВА создаваемого КК «Gaganyaan» – модуля CARE (Crew module Atmospheric Reentry Experiment – экспериментальный возвращаемый модуль экипажа).

Максимальный диаметр модуля – 3,1 м, высота – 2,68 м. Масса – 3 775 кг.

Управление положением ВА при входе в атмосферу осуществляется с помощью шести ЖРД, работающих на моноокиси азота и монометилгидразине. Тяга каждого ЖРД – 9,8 кгс.

Парашютная система включает:

- два вытяжных парашюта диаметром по 2,5 м;
- два тормозных парашюта диаметром по 6,5 м;
- два основных парашюта диаметром по 31 м.

Запуск модуля был выполнен двухступенчатой РН GSLV Mk.III по суборбитальной траектории, при этом модуль был смонтирован под обтекателем РН в перевернутом состоянии (теплозащитным экраном вперед). Максимальная достигнутая высота – 126 км. Посадка ВА была выполнена на воду в Бенгальском заливе.



Рис. 1.88. Модуль CARE на переходнике

8.2.2.2. Испытания САС

04.07.18 г. были проведены испытания системы аварийного спасения с уровня старта. Для испытаний использовался макет СА массой 12,5 т. Максимальная достигнутая высота составила 2,5 км.

8.2.3. ПОЛЕТЫ КК «GAGANYAAN»

По состоянию на осень 2021 года первый беспилотный запуск КК «Gaganyaan» на орбиту ИСЗ перенесен с декабря 2021 года на начало 2022 года. После этого должен быть осуществлен еще один беспилотный полет, а первый полет КК «Gaganyaan» с экипажем из трех человек состоится не ранее 2023 года.

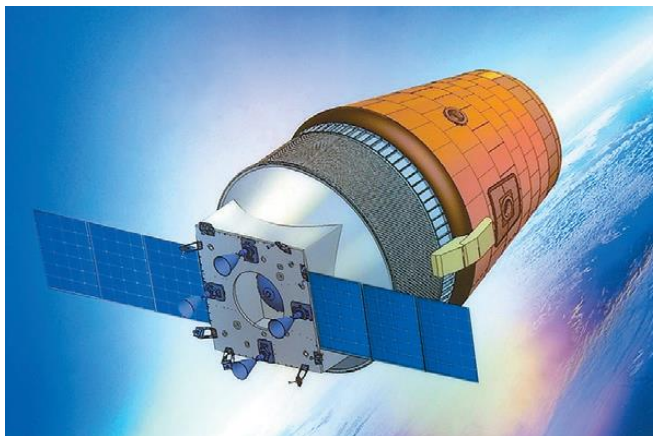


Рис. 1.89. КК «Gaganyaan»

ГЛАВА 9. ИРАН

9.1. Суборбитальный КК «Е1»

В 2015 году Иран продемонстрировал макет суборбитального КК «Е1», предварительный проект которого был разработан специалистами Иранского космического исследовательского центра.

КК представляет собой усеченный конус с углом полураствора 20° , с закругленной вершиной и цилиндрической хвостовой секцией. Хвостовая секция закрыта теплозащитным экраном. Максимальный диаметр КК – 1,85 м, высота 2,3 м. Высота хвостовой секции – 0,45 м. На верхней части корпуса монтируется ферма РДТТ САС.

Масса КК без САС – около 1,0 т, вместе с САС – 1,8 т. Экипаж КК – 1 человек.

КК рассчитывается на суборбитальный запуск ракетой-носителем «Сафир». Максимальная высота полета – 150-200 км. При входе в атмосферу выполняется управление положением КК с помощью реактивных сопел. Спуск и посадка обеспечивается основной и запасной парашютными системами, каждая из которых включает тормозной, вытяжной и основной парашюты. Для уменьшения перегрузки при посадке предусмотрено амортизирующее устройство.

До полета человека были предусмотрены запуски беспилотных КК. Первый беспилотный запуск по состоянию на февраль 2015 года предполагалось осуществить до конца марта 2016 года, первый пилотируемый полет – по разным источникам, от 2018 до 2021 года.

31.05.2017 года иранское аэрокосмическое агентство сообщило о прекращении работ по созданию космического корабля и осуществлению пилотируемых полетов в связи с высокой стоимостью программы.

Тем не менее, в 2020 году Иран вернулся к работам над пилотируемым КК. Так, 04.02.2020 года министр связи и информационных технологий Мохаммад Джавад Азари Джахроми (Mohammad Javad Azari Jahromi) заявил, что в ближайшие три года Ираном будет изготовлено пять КК «Е1 S» для суборбитальных пилотируемых полетов на высоту до 190 км.

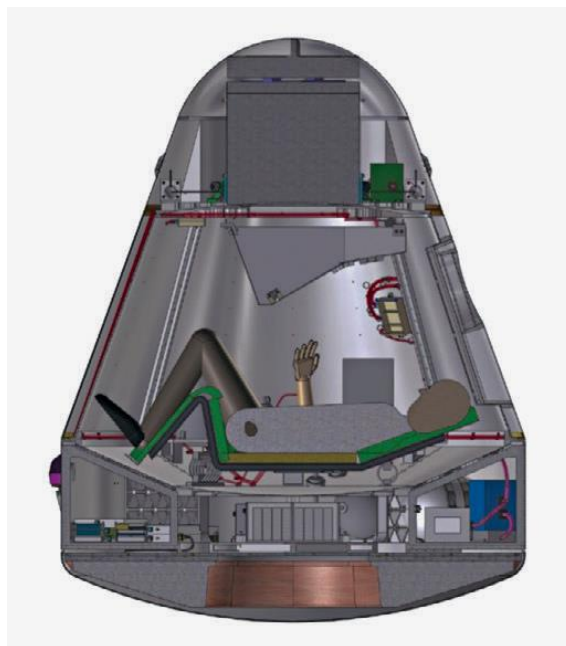


Рис. 1.90. КК «Е1»

ГЛАВА 10. УКРАИНА

10.1. ВКС «Black Sea»

В 2005 году Производственное объединение «Южный машиностроительный завод имени А.М.Макарова» (г.Днепропетровск, Украина) представило проект воздушно-космической системы «Black Sea» («Черное море»).

ВКС представляет собой двухступенчатый крылатый аппарат, запускаемый либо с транспортного самолета-носителя, либо катапультируемый с любой площадки.

Первая ступень ВКС – самолет-бесхвостка с ракетными двигателями. Вторая ступень – гиперзвуковой автоматический планер. Обе ступени ВКС возвращаются на Землю с приземлением на конечном участке в заданном районе на парашютах. Полная масса – до 43 тонн, габариты всей системы сравнимы с габаритами самолета-истребителя.

ВКС предназначена для выведения полезной нагрузки до 300 кг на орбиту ИСЗ высотой 300 км.

Проект не реализовывался.



Рис. 1.91. ВКС «Black Sea»

Часть 2. Космонавты

Оглавление

ГЛАВА 1. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ГЕРМАНИИ.....	85
1.1. КОСМОНАВТЫ ГДР В НАБОРЕ «ИНТЕРКОСМОС» № 1 (1976 г.)	86
1.2. КАНДИДАТЫ В ОТРЯД ESA ОТ ГЕРМАНИИ (1977 г.)	86
1.3. НАБОР DLR № 1 (1982 г.)	87
1.4. НАБОР DLR № 2 (1987 г.)	87
1.5. НАБОР DLR № 3 (1990 г.)	87
1.6. ГЕРМАНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 2 (1992 г.)	88
1.7. ГЕРМАНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 3 (1998-1999 г.)	88
1.8. ГЕРМАНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 4 (2009 г.)	88
1.9. ГЕРМАНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ НАБОРЕ ESA (2015 г.)	89
ГЛАВА 2. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИТАЛИИ.....	90
2.1. КАНДИДАТЫ В ОТРЯД ESA ОТ ИТАЛИИ (1977 г.)	91
2.2. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИТАЛИИ № 1 (1984 г.)	91
2.3. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИТАЛИИ № 2 (1989 г.)	92
2.4. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИТАЛИИ № 3 (1991 г.)	92
2.5. ИТАЛЬЯНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 2 (1992 г.)	93
2.6. ИТАЛЬЯНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 3 (1998 г.)	93
2.7. ИТАЛЬЯНСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA № 4 (2009 г.)	93
ГЛАВА 3. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ФРАНЦИИ	94
3.1. КАНДИДАТЫ В ОТРЯД ESA ОТ ФРАНЦИИ (1977 г.).....	95
3.2. НАБОР CNES № 1 (1980 г.)	95
3.3. НАБОР CNES № 2 (1985 г.)	96
3.4. ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ЗАЧИСЛЕНИЕ CNES (1986 г.)	96
3.5. НАБОР CNES № 3 (1990 г.)	97
3.6. ФРАНЦУЗСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA №2 (1992 г.)	97
3.7. ФРАНЦУЗСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA №3 (1998-2002 г.).....	98
3.8. ФРАНЦУЗСКИЕ КОСМОНАВТЫ В НАБОРЕ ESA №4 (2009 г.)	98
ГЛАВА 4. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA	99
4.1. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA № 1 (1977 г.)	100
4.2. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA № 2 (1990-1992 г.)	100
4.3. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA № 3 (1998 г.)	101
4.4. ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ЗАЧИСЛЕНИЕ В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA (1999 г.)	102
4.5. ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ЗАЧИСЛЕНИЕ В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA (2000 г.)	102
4.6. ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ЗАЧИСЛЕНИЕ В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA (2002 г.)	102
4.7. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA № 4 (2009 г.)	103
4.8. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ESA № 4 (2015 г.).....	103
ГЛАВА 5. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КИТАЯ	104
5.1. НАБОР ОТРЯДА КОСМОНАВТОВ ДЛЯ ПОЛЕТОВ НА КК «ШУГУАН-1» (1971 г.)	105
5.2. НАБОР КОСМОНАВТОВ 1988 ГОДА.....	106
5.3. НАБОР КОСМОНАВТОВ-ИНСТРУКТОРОВ ПО ПРОГРАММЕ «ШЕНЬЧЖОУ» (1996 г.)	107
5.4. НАБОР КОСМОНАВТОВ ПО ПРОГРАММЕ «ШЕНЬЧЖОУ» (1998 г.) (1-й ОФИЦИАЛЬНЫЙ НАБОР).....	107
5.5. НАБОР КОСМОНАВТОВ 2010 г. (2-й ОФИЦИАЛЬНЫЙ НАБОР)	109
5.6. НАБОР КОСМОНАВТОВ 2018 г. (3-й ОФИЦИАЛЬНЫЙ НАБОР)	109

ГЛАВА 6. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ	111
6.1. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ № 1 (1984-1985 г.).....	112
6.2. КОММЕРЧЕСКИЙ НАБОР ЯПОНСКИХ ЖУРНАЛИСТОВ В ЦПК СССР (1989 г.).....	112
6.3. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ № 2 (1991 г.).....	112
6.4. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ № 3 (1996 г.).....	113
6.5. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ № 4 (1999 г.).....	113
6.6. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЯПОНИИ № 5 (2009 г.).....	114
ГЛАВА 7. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАЗАХСТАНА	115
7.1. НАБОР КОСМОНАВТОВ КАЗАХСТАНА №1 (1991 г.).....	116
7.2. НАБОР КОСМОНАВТОВ КАЗАХСТАНА №2 (2003 г.).....	116
7.3. СПЕЦИАЛЬНЫЙ НАБОР КОСМОНАВТОВ КАЗАХСТАНА №3 (2015 г.).....	117
ГЛАВА 8. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАНАДЫ	118
8.1. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАНАДЫ № 1 (1983 г.).....	119
8.2. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАНАДЫ № 2 (1992 г.).....	119
8.3. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАНАДЫ № 3 (2009 г.).....	120
8.4. НАБОР В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ КАНАДЫ № 4 (2017 г.).....	120
ГЛАВА 9. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ОАЭ	121
9.1. НАБОР КОСМОНАВТОВ ОАЭ (2018 г.).....	122
9.2. НАБОР КОСМОНАВТОВ ОАЭ (2021 г.).....	122
ГЛАВА 10. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ УКРАИНЫ	123
10.1. НАБОР КОСМОНАВТОВ УКРАИНЫ №1 (1996 г.).....	124
ГЛАВА 11. КОСМОНАВТЫ ИЗРАИЛЯ	125
11.1. НАБОР КОСМОНАВТОВ ИЗРАИЛЯ №1 (1997 г.).....	126
ГЛАВА 12. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИНДИИ	127
12.1. НАБОР КОСМОНАВТОВ ИНДИИ №1 (1982 г.).....	128
12.2. НАБОР КОСМОНАВТОВ ИНДИИ №2 (1985 г.).....	128
12.3. НАБОР КОСМОНАВТОВ ИНДИИ №3 (2019 г.).....	128

Глава 1. Отряд космонавтов Германии

Самый первый набор германских космонавтов (из двух человек) был произведен в 1976 году для полета на КК «Союз» по программе «Интеркосмос». Первым германским космонавтом стал гражданин ГДР Зигмунд Йен.

В 1977 году Германия (ФРГ) участвовала в первом наборе в отряд космонавтов ESA, представив группу кандидатов из пяти человек. Шестым стал Кай Клаузен, выдвинутый кандидатом непосредственно от ESA. Из этой группы в отряд был зачислен только один –Ульф Мербольд, который впоследствии стал вторым немецким космонавтом.

Национальный отряд космонавтов Германии был образован в 1982 году. Отбор кандидатов производился Германским научно-исследовательским аэрокосмическим институтом (Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt – DFVLR), в 1989 году переименованным в Германский аэрокосмический центр (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – DLR). Так же, как и французский отряд, германский отряд космонавтов набирался для участия Германии в полетах на американских МКК Space Shuttle и советских КК и ДОС. Было произведено три набора в национальный отряд космонавтов Германии: DLR №1 в 1982 году, DLR №2 в 1986 году и DLR №3 в 1990 году.

В связи с решением руководства ESA о ликвидации национальных отрядов все действующие члены отряда космонавтов Германии в течение 1998-1999 годов были переведены в отряд ESA.

1.1. Космонавты ГДР в наборе «Интеркосмос» № 1 (1976 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ЙЕН Зигмунд Вернер Пауль JÄHN Sigmund Werner Paul	90/1	13.02.37- 21.09.19	1976	7с 20ч 49м	Союз-31/Салют-6/Союз-29		Первый немецкий космонавт.
2	КЁЛЛЬНЕР Эберхард KÖLLNER Eberhard		29.09.39	1976			Союз-31	

1.2. Кандидаты в отряд ESA от Германии (1977 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ЗЕНГЕСПАЙК Дитмар Альберт Фриц SENGESPEIK Dietmar Albert Fritz		25.07.37					
2	КЛАУЗЕН Кай CLAUSEN Kai		..43-					
3	МЁРБОЛЬД Ульф Дитрих MERBOLD Ulf Dietrich	131/2	20.06.41	1995	49с 21ч 38м	Columbia STS-9, Discovery STS-42, Союз ТМ-20/Мир/Союз ТМ-19	Challenger STS-61A	Был зачислен в отряд ESA набор №1. Первый космонавт ФРГ.
4	МЕССЕРШМИД Эрнст Вилли MESSERSCHMID Ernst Willi	189/4	21.05.45	1985	7с 00ч 45м	Challenger STS-61A		Позже был зачислен в отряд космонавтов Германии в наборе DLR №1.
5	ФУРРЕР Рейнхард Альфред FÜRREER Reinhard Alfred	188/3	25.11.40- 09.09.95	1985	7с 00ч 45м	Challenger STS-61A		Позже был зачислен в отряд космонавтов Германии в наборе DLR №1.
6	ШВЕНН Райнер SCHWENN Rainer		22.04.41					

1.3. Набор DLR № 1 (1982 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	МЕССЕРШМИД Эрнст Вилли MESSERSCHMID Ernst Willi	189/4	21.05.45	1985	7с 00ч 45м	Challenger STS-61A		Выдвигался кандидатом в отряд ESA в 1977 году.
2	ФУРРЕР Рейнхард Альфред FURRER Reinhard Alfred	188/3	25.11.40-09.09.95	1985	7с 00ч 45м	Challenger STS-61A		Выдвигался кандидатом в отряд ESA в 1977 году.

1.4. Набор DLR № 2 (1987 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БРЮММЕР Рената Луиза BRUMMER Renate Luise		04.05.55	1993			Columbia STS-55	
2	ВАЛЬПОТ Хайке WALPOT Heike		19.06.60	1995				
3	ВАЛЬТЕР Ульрих Ханс WALTER Ulrich Hans	294/6	09.02.54	1993	9с 23ч 40м	Columbia STS-55		
4	ТИЛЕ Герхард Юлиус Пауль THIELE Gerhard Julius Paul	394/10	02.09.53	1998	11с 05ч 39м	Endeavour STS-99	Columbia STS-55, Союз ТМА-4	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1998 году.
5	ШЛЕГЕЛЬ Ханс Вильгельм SCHLEGEL Hans Wilhelm	295/7	03.08.51	1998	22с 18ч 02м	Columbia STS-55, Atlantis STS-122/MKC	Союз ТМ-25	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1998 году. ВКД: 1 (6ч 45м).

1.5. Набор DLR № 3 (1990 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ФЛАДЕ Клаус-Дитрих FLADE Klaus-Dietrich	269/5	23.08.52	1992	7с 21ч 57м	Союз ТМ-14/Мир/Союз ТМ-13		
2	ЭВАЛЬД Райнгольд EWALD Reinhold	357/9	18.12.56	1999	19с 16ч 35м	Союз ТМ-25/Мир/Союз ТМ-24	Союз ТМ-14	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1999 году.

1.6. Германские космонавты в наборе ESA № 2 (1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	РАЙТЕР Томас Артур REITER Thomas Arthur	333/8	23.05.58	2007	350с 05ч 36м	Союз ТМ-22/Мир, Discovery STS-121/МКС/ Discovery STS-116		ВКД: 3 (14ч 16м).

1.7. Германские космонавты в наборе ESA № 3 (1998-1999 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ТИЛЕ Герхард Пауль Юлиус THIELE Gerhard Paul Julius	394/10	02.09.53	2005	11с 05ч 39м	Endeavour STS-99	Columbia STS-55, Союз ТМА-4	Переведен из отряда космонавтов Германии (набор DLR №2).
2	ШЛЕГЕЛЬ Ханс Вильгельм SCHLEGEL Hans Wilhelm	295/7	03.08.51		22с 18ч 02м	Columbia STS-55, Atlantis STS-122/МКС	Союз ТМ-25	Переведен из отряда космонавтов Германии (набор DLR №2). ВКД: 1 (6ч 45м).
	ЭВАЛЬД Райнхольд EWALD Reinhold	357/9	18.12.56	2007	19с 16ч 35м	Союз ТМ-25/Мир/Союз ТМ-24	Союз ТМ-14	

1.8. Германские космонавты в наборе ESA № 4 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ГЕРСТ Александер GERST Alexander	539/11	03.05.76		362с 01ч 51м	Союз ТМА-13М/МКС, Союз МС-09 / МКС	Союз ТМА-11М, Союз МС-07	ВКД: 1 (6ч 13м).

1.9. Германские космонавты в дополнительном наборе ESA (2015 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	МАУРЕР Маттиас Йозеф MAURER Matthias Jozef		18.03.70		176с ¹	Crew Dragon USCV-3	Crew Dragon USCV-2	Входил в число 10 финалистов при наборе ESA №4 в 2009 году.

¹ Планируемая длительность полета КК «Crew Dragon USCV-3».

Глава 2. Отряд космонавтов Италии

Первый отбор кандидатов в космонавты проводился в Италии в 1977 году, когда во всех странах-участницах ESA был организован первый набор в отряд космонавтов для полетов на американском МКС Space Shuttle с европейской лабораторией Spacelab. Однако, все пять отобранных кандидатов-итальянцев потерпели неудачу на заключительном этапе отбора. Таким образом, представителей Италии в первом наборе космонавтов ESA не оказалось.

Национальный отряд космонавтов Италии был сформирован в 1984 году, когда были согласованы конкретные планы по выполнению итальянских научных экспериментов в одном из полетов МКС. Для выполнения этих экспериментов требовались итальянские «специалисты по полезному грузу». Было решено выбрать трех кандидатов из пятерых финалистов отбора 1977 года. Двое «неудачников» были зачислены в отряд в следующих наборах.

Наборы космонавтов в национальный отряд проводились Итальянским космическим агентством (Agenzia Spaziale Italiana – ASI). Всего было произведено три набора. Еще два раза (в 1998 и 2001 годах) проводился отбор кандидатов для включения в единый европейский отряд космонавтов ESA.

2.1. Кандидаты в отряд ESA от Италии (1977 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БАТАЛЛИ-КОСМОВИЧИ Кристиано BATALLI-COSMOVICI Cristiano		02.06.43					Позже был зачислен в отряд космонавтов Италии в наборе №1, затем, повторно, в наборе №2.
2	ЛОРЕНЦОНИ Андреа LORENZONI Andrea		08.08.46					Позже был зачислен в отряд космонавтов Италии в наборе №1.
3	МАЛЕРБА Франко MALERBA Franco	281/1	10.10.46		7с 23ч 15м	Atlantis STS-46		Позже был зачислен в отряд космонавтов Италии в наборе №2.
4	РОССИТТО Франко ROSSITTO Franco		01.02.40- 05.05.15					Позже был зачислен в отряд космонавтов Италии в наборе №1.
5	САНТОНИКО Стефано SANTONICO Stefano		02.01.48					Позже был зачислен в отряд космонавтов Италии в наборе №3.

2.2. Набор в отряд космонавтов Италии № 1 (1984 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БАТАЛЛИ-КОСМОВИЧИ Кристиано BATALLI-COSMOVICI Cristiano		02.06.43	1986				Позже был зачислен повторно в наборе №2.
2	ЛОРЕНЦОНИ Андреа LORENZONI Andrea		08.08.46	1986				
3	РОССИТТО Франко ROSSITTO Franco		01.02.40- 05.05.15	1986				Позже был зачислен повторно в наборе №2.

2.3. Набор в отряд космонавтов Италии № 2 (1989 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БАТАЛЛИ-КОСМОВИЧИ Кристиано BATALLI-COSMOVICI Cristiano		02.06.43	1992				Ранее входил в состав набора №1.
2	ГУИДОНИ Умберто GUIDONI Umberto	348/3	18.08.54	1998	27с 15ч 10м	Columbia STS-75, Endeavour STS-100/МКС	Atlantis STS-46	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1998 году.
3	МАЛЕРБА Франко Эджидио MALERBA Franco Egidio	281/1	10.10.46	1992	7с 23ч 15м	Atlantis STS-46		
4	РОССИТТО Франко ROSSITTO Franco		01.02.40- 05.05.15	1989				Ранее входил в состав набора №1. Выбыл из отряда сразу после зачисления в связи с назначением на пост руководителя ЦПК ESA.

2.4. Набор в отряд космонавтов Италии № 3 (1991 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ОНГАРО Франко ONGARO Franco		18.01.58	1993				
2	САНТОНИКО Стефано SANTINICO Stefano		02.01.48	1993				
3	ТАККИНО Роберто Мария TACCHINO Roberto Maria		19.02.55	1993				
4	УРБАНИ Лука URBANI Luca		11.05.57	1996			Columbia STS-78	
5	КЕЛИ ¹ Маурицио CHELI Maurizio	347/2	04.05.59	1992	15с 17ч 40м	Columbia STS-75		Зачислен в отряд ESA в 1992 году.

¹ В некоторых русскоязычных документах итальянская фамилия КЕЛИ ошибочно пишется, как ЧЕЛИ.

2.5. Итальянские космонавты в наборе ESA № 2 (1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КЕЛИ Маурицио CHELI Maurizio	347/2	04.05.59	1996	15с 17ч 40м	Columbia STS-75		Переведен из отряда Италии (набор №3).

2.6. Итальянские космонавты в наборе ESA № 3 (1998 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ВИТТОРИ Роберто VITTORI Roberto	418/4	15.10.54		35с 12ч 25м	Союз ТМ-34/МКС/Союз ТМ-33, Союз ТМА-6/МКС/Союз ТМА-5, Endeavour STS-134/МКС		
2	НЕСПОЛИ Паоло Анжело NESPOLI Paolo Angelo	467/5	06.04.57		313с 02ч 37м	Discovery STS-120/МКС, Союз ТМА-20/МКС, Союз МС-05/МКС	Союз ТМА-19, Союз МС-03	
	ГУИДОНИ Умберто GUIDONI Umberto	348/3	18.08.54	2004	27с 15ч 10м	Columbia STS-75, Endeavour STS-100/МКС	Atlantis STS-46	Переведен из отряда Италии (набор №2).

2.7. Итальянские космонавты в наборе ESA № 4 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КРИСТОФОРЕТТИ Саманта CRISTOFORETTI Samantha	541/7	26.04.77		198с 16ч 43м	Союз ТМА-15М/МКС	Союз ТМА-13М	
2	ПАРМИТАНО Лука Сальво PARMITANO Luca Salvo	532/6	27.09.76-		366с 23ч 02м	Союз ТМА-09М/МКС, Союз МС-13 / МКС	Союз ТМА-07М, Союз ТМА-11М, Союз ТМА-12М	ВКД: 6 (33ч 09м).

Глава 3. Отряд космонавтов Франции

Первый набор космонавтов во Франции был проведен в 1977 году, когда по программе ESA для полетов на МКК Space Shuttle с лабораторией Spacelab формировалась группа европейских космонавтов. От Франции было отобрано пять кандидатов в космонавты, но в окончательную группу космонавтов ESA ни один из них не был включен.

Национальный отряд космонавтов Франции был создан только в 1980 году. По правительственному соглашению между СССР и Францией Национальным Центром космических исследований (CNES - Centre National d'Etudes Spatiales) был проведен новый набор в отряд космонавтов. Пять кандидатов в космонавты, выбранные в 1977 году, участвовали в отборе наравне с другими претендентами. CNES выбрал четырех кандидатов в космонавты для прохождения подготовки в российском ЦПК и выполнения полета на КК «Союз». После заключительного этапа отбора в ЦПК им. Ю.А.Гагарина были оставлены два кандидата, которые и составили первую группу французского отряда космонавтов.

В 1985 году было решено увеличить отряд космонавтов, так как планировалось выполнять полеты на советских КК и ДОС, на американских МКК Space Shuttle, а также к планировавшейся тогда американской орбитальной станции. Часть космонавтов второго набора проходила подготовку в ЦПК им. Ю.А.Гагарина и совершила полеты на КК «Союз» и ДОС «Мир».

В 1990 году во Франции был проведен третий набор космонавтов для полетов на МКК «Hermes».

В связи с решением руководства ESA о ликвидации национальных отрядов действующие на тот период члены отряда космонавтов Франции в течение 1998-1999 годов были переведены в отряд ESA. Последним был переведен Филипп Перрэн – в 2002 году.

3.1. Кандидаты в отряд ESA от Франции (1977 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ДЕ ГЮЙЕБО Филипп DE GUILLEBON Philippe		17.10.34	-				
2	ДОРДЕН Жан-Жак DORDAIN Jean-Jacques		14.04.46	-				
3	ЛЕВАССЁР-РЕГУР Анни Шанталь LEVASSEUR-REGOURD Anny Chantal		16.04.45	-				
4	СТИЛЬТЖЕС Лоран STIELTJES Laurent		21.06.46	-				
5	СУСПЛЮГА Жак SUSPLUGAS Jacques		10.02.40	-				

3.2. Набор CNES № 1 (1980 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БОДРИ Патрик Пьер Роже BAUDRY Patrick Pierre Roger	172/2	06.03.46	1985	7с 01ч 39м	Discovery STS-51G <u>Отмененный полет:</u> Challenger STS-51E	Союз Т-6	
2	КРЕТЬЕН Жан-Лу Жак Мари CHRÉTIEN Jean-Loup Jacques Marie	108/1	20.08.38	1998	43с 11ч 19м	Союз Т-6/Салют-7, Союз ТМ-7/Мир/Союз ТМ-6, Atlantis STS-86/Мир	Discovery STS-51G	Вторично проходил подготовку в ЦПК ВВС и совершил полет в наборе CNES №2. В 1984 и в 1995 года проходил подготовку в NASA. В 1998 году включен в состав набора NASA №17. ВКД: 1 (6ч 00м).

3.3. Набор CNES № 2 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АНДРЕ-ДЕЭ (Эньере) Клоди ANDRE-DESHAYS (Haignere) Claudie	355/7	13.05.57	1999	25с 14ч 23м	Союз ТМ-24/Мир/Союз ТМ-23, Союз ТМ-33/МКС/Союз ТМ-32	Союз ТМ-17 Союз ТМ-29	Переведена в отряд космонавтов ESA в 1999 году.
2	ВИЗО Мишель Ив VISO Michel Yves		16.06.51	1998				
3	КЛЕРВУА Жан-Франсуа CLERVOY Jean-Francais	322/5	19.11.58	1992	28с 03ч 05м	Atlantis STS-66, Atlantis STS-84/Мир, Discovery STS-103		Переведен в отряд космонавтов ESA в 1992 году.
4	ПАТАТ Фредерик PATAT Frederic		24.06.58	1998				
5	ТОНИНИ Мишель Анж Шарль TOGNINI Michel Ange Charles	278/3	30.09.49	1999	18с 17ч 46м	Союз ТМ-15/Мир/Союз ТМ-14, Columbia STS-93	Союз ТМ-7	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1999 году.
6	ФАВЬЕ Жан-Жак FAVIER Jean-Jacques	352/6	13.04.49	1996	16с 21ч 48м	Columbia STS-78	Columbia STS-65	
7	ЭНЬЕРЕ Жан-Пьер HAIGNERE Jean-Pierre	300/4	19.05.48	1998	209с 12ч 25м	Союз ТМ-17/Мир/Союз ТМ-16, Союз ТМ-29/Мир	Союз ТМ-15, Союз ТМ-27	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1998 году. ВКД: 1 (6ч 19м).

3.4. Дополнительное зачисление CNES (1986 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КУЭТТ Антуан COUETTE Antoine		17.01.53	1986				Был включен в отряд вместо временно выбывшего по состоянию здоровья Ж.-Ф. Клервуа.

3.5. Набор CNES № 3 (1990 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ГАСПАРИНИ Жан-Марк Мишель Даниэль GASPARINI Jean-Marc Michel Daniel		22.01.63	1998				
2	ПЕРРЭН Филипп PERRIN Philippe	421/9	06.01.63	2002	13с 20ч 35м	Endeavour STS-111/МКС		Переведен в отряд ESA (дополнительное зачисление 2002 г.). ВКД: 3 (19ч 31м).
3	СИЛВ Бенуа Мартин Филипп SILVE Benoit Martin Philippe		15.07.58	1993				
4	ЭЙАРТЦ Леопольд EYHARTS Leopold	376/8	28.04.57	1998	68с 21ч 30м	Союз ТМ-27/Мир/Союз ТМ-26, Atlantis STS-122/МКС/ Endeavour STS-123	Союз ТМ-24	Переведен в отряд космонавтов ESA в 1998 году.

3.6. Французские космонавты в наборе ESA №2 (1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КЛЕРВУА Жан-Франсуа CLERVOY Jean-Francais	324/5	19.11.58		28с 03ч 05м	Atlantis STS-66, Atlantis STS-84/Мир, Discovery STS-103		Переведен из отряда CNES (набор №2).

3.7. Французские космонавты в наборе ESA №3 (1998-2002 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ЭЙАРТЦ Леопольд EYHARTS Leopold	376/8	28.04.57		68с 21ч 30м	Союз ТМ-27/Мир/Союз ТМ-26, Atlantis STS-122/МКС/ Endeavour STS-123	Союз ТМ-24	Переведен из отряда CNES (набор №3).
2	ЭНЬЕРЕ Жан-Пьер HAIGNERE Jean-Pierre	300/4	19.05.49	1999	209с 12ч 25м	Союз ТМ-17/Мир/Союз ТМ-16, Союз ТМ-29/Мир	Союз ТМ-15, Союз ТМ-27	Переведен из отряда CNES (набор №2). ВКД: 1 (6ч 19м).
3	АНДРЕ-ДЕЭ (Эньере) <i>Клоди</i> ANDRE-DESHAYS (Haignere) <i>Claudie</i>	355/7	13.05.57	2002	25с 14ч 23м	Союз ТМ-24/Мир/Союз ТМ-23, Союз ТМ-33/МКС/Союз ТМ-32	Союз ТМ-17, Союз ТМ-29	Переведена из отряда CNES (набор №2).
4	ТОНИНИ Мишель Анж Шарль TOGNINI Michel Ange Charles	278/3	30.09.49	2003	18с 17ч 46м	Союз ТМ-15/Мир/Союз ТМ-14, Columbia STS-93	Союз ТМ-7	Переведен из отряда CNES (набор №2).
5	ПЕРРЭН Филипп PERREN Philippe	421/9	06.01.63	2004	13с 20ч 35м	Endeavour STS-111/МКС		Переведен из отряда CNES (набор №3). ВКД: 3 (19ч 31м).

3.8. Французские космонавты в наборе ESA №4 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ПЕСКЕ Тома Готье PESQUET Thomas Gautier	552/10	27.02.78		396с 11ч 34м	Союз МС-03/МКС, Crew Dragon USCV-2/МКС	Союз ТМА-18М, Союз МС	ВКД: 6 (39ч 54м).

Глава 4. Отряд космонавтов ESA

Отряд космонавтов Европейского космического агентства (ESA) был создан в 1977 году с единственной на тот момент целью – подготовка космонавта для работы с европейской лабораторией Spacelab в одном единственном полете МКК Space Shuttle. Позднее было достигнуто соглашение об увеличении количества полетов европейских космонавтов.

Второй набор космонавтов проводился в связи с начавшейся разработкой пилотируемого европейского МКК «Germes» и орбитальной станции «Columbus».

В 1998 году Совет ESA принял решение о роспуске национальных отрядов космонавтов Германии, Франции и Италии и о переводе членов этих отрядов в единый отряд космонавтов ESA. Этот процесс длился некоторое время, поэтому так называемый третий набор длился несколько лет и заключался не в выборе из заявленных кандидатов, а в зачислении национальных космонавтов в общеевропейский отряд.

Начиная с четвертого набора, который был объявлен в 2008 году, отбор кандидатов велся непосредственно комиссией ESA, без национальных отборочных комиссий.

4.1. Набор в отряд космонавтов ESA № 1 (1977 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	МЁРБОЛЬД Ульф Дитрих MERBOLD Ulf Dietrich <i>Германия</i>	131/2	20.06.41	1995	49с 21ч 38м	Columbia STS-9, Discovery STS-42, Союз ТМ-20/Мир/Союз ТМ-19	Challenger STS-61A	Был включен в целевые наборы NASA №1 и №7. Участвовал в полете на ДОС «Мир» по программе «Евромир-95/96».
2	НИКОЛЛЬЕ Клод NICOLLIER Claude <i>Швейцария</i>	280/1	02.09.44	2007	42с 12ч 05м	Atlantis STS-46, Endeavour STS-61, Columbia STS-75, Discovery STS-103 <i>Отмененный полет:</i> Columbia STS-61K		Был включен в целевой набор NASA №1. ВКД: 1 (8ч 10м).
3	ОККЕЛС Вуббо Йоханнес OCKELS Wubbo Johannes <i>Нидерланды</i>	190/1	28.03.46- 19/05/14	1985	7с 00ч 45м	Challenger STS-61A	Columbia STS-9	Был включен в целевой набор NASA №1.

4.2. Набор в отряд космонавтов ESA № 2 (1990-1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ДУКЕ Педро Франсиско DUQUE Pedro Francisco <i>Испания</i>	386/1	14.03.63	2007 2011-	18с 18ч 46м	Discovery STS-95, Союз ТМА-3/МКС/Союз ТМА-2	Союз ТМ-20, Columbia STS-78	
2	КЕЛИ Маурицио CHELI Maurizio <i>Италия</i>	347/2	04.05.59	1996	15с 17ч 40м	Columbia STS-75		Переведен из отряда Италии (набор №3)
3	КЛЕРВУА Жан-Франсуа CLERVOY Jean-Francais <i>Франция</i>	322/5	19.11.58		28с 03ч 05м	Atlantis STS-66, Atlantis STS-84/Мир, Discovery STS-103		Переведен из отряда CNES (набор №2).
4	МЭРШЕ Марианна MERCHEZ Marianne <i>Бельгия</i>		25.10.60	1994				
5	РАЙТЕР Томас Артур REITER Thomas Arthur <i>Германия</i>	333/8	23.05.58	2007	350с 05ч 36м	Союз ТМ-22/Мир, Discovery STS-121/МКС/ Discovery STS-116		ВКД: 3 (14ч 16м).

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
6	ФУГЛЕСАНГ Кристер FUGLESANG Christer <i>Швеция</i>	452/1	18.03.57		26с 17ч 38м	Discovery STS-116/МКС, Discovery STS-128/МКС <i>Отмененные полеты:</i> Atlantis STS-116a, Discovery STS-301 LON	Союз ТМ-22	ВКД: 5 (31ч 54м).

4.3. Набор в отряд космонавтов ESA № 3 (1998 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ВИТТОРИ Роберто VITTORI Roberto <i>Италия</i>	418/4	15.10.54		35с 12ч 25м	Союз ТМ-34/МКС/Союз ТМ-33, Союз ТМА-6/МКС/Союз ТМА-5, Endeavour STS-134/МКС		
2	ГУИДОНИ Умберто GUIDONI Umberto <i>Италия</i>	348/3	18.08.54	2004	27с 15ч 10м	Columbia STS-75, Endeavour STS-100/МКС	Atlantis STS-46	Переведен из отряда Италии (набор №2)
3	НЕСПОЛИ Паоло Анджело NESPOLI Paolo Angelo <i>Италия</i>	467/5	06.04.57		313с 02ч 37м	Discovery STS-120/МКС, Союз ТМА-20/МКС, Союз МС-05	Союз ТМА-19, Союз МС-03	
4	ТИЛЕ Герхард Пауль Юлиус THIELE Gerhard Paul Julius <i>Германия</i>	394/10	02.09.53	2005	11с 05ч 39м	Endeavour STS-99	Columbia STS-55, Союз ТМА-4	Переведен из отряда DLR (набор №2).
5	ШЛЕГЕЛЬ Ханс Вильгельм SCHLEGEL Hans Wilhelm <i>Германия</i>	295/7	03.08.51		22с 18ч 02м	Columbia STS-55, Atlantis STS-122/МКС	Союз ТМ-25	Переведен из отряда DLR (набор №2). ВКД: 1 (6ч 45м).
6	ЭЙАРТЦ Леопольд EYHARTS Léopold <i>Франция</i>	376/8	28.04.57		68с 21ч 30м	Союз ТМ-27/Мир/Союз ТМ-26, Atlantis STS-122/МКС/ Endeavour STS-123	Союз ТМ-24	Переведен из отряда CNES (набор №3).
7	ЭНЬЕРЕ Жан-Пьер HAIGNERE Jean-Pierre <i>Франция</i>	300/4	19.05.49	1999	209с 12ч 25м	Союз ТМ-17/Мир/Союз ТМ-16, Союз ТМ-29/Мир	Союз ТМ-15, Союз ТМ-27	Переведен из отряда CNES (набор №2). ВКД: 1 (6ч 19м).

4.4. Дополнительное зачисление в отряд космонавтов ESA (1999 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АНДРЕ-ДЕЭ (Эньере) Клоди ANDRE-DESHAYS (Haignere) Claudie <i>Франция</i>	355/7	13.05.57	2002	25с 14ч 23м	Союз ТМ-24/Мир/Союз ТМ-23, Союз ТМ-33/МКС/Союз ТМ-32	Союз ТМ-17, Союз ТМ-29	Переведена из отряда CNES (набор №2).
2	КЕЙПЕРС Андре KUIPERS Andre <i>Нидерланды</i>	436/2	05.10.58		203с 15ч 51м	Союз ТМА-4/МКС/Союз ТМА-3, Союз ТМА-03М/МКС	Союз ТМА-3, Союз ТМА-15, Союз ТМА-02М	
3	ТОНИНИ Мишель Анж Шарль TOGNINI Michel Ange Charles <i>Франция</i>	278/3	30.09.49	2003	18с 17ч 46м	Союз ТМ-15/Мир/Союз ТМ-14, Columbia STS-93	Союз ТМ-7	Переведен из отряда CNES (набор №2).
4	ЭВАЛЬД Райнгольд EWALD Reinhold <i>Германия</i>	357/9	18.12.56	2007	19с 16ч 35м	Союз ТМ-25/Мир/Союз ТМ-24	Союз ТМ-14	Переведен из отряда DLR (набор №3).

4.5. Дополнительное зачисление в отряд космонавтов ESA (2000 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	Де ВИНН Франк De WINNE Frank <i>Бельгия</i>	427/2	25.04.61	2012	198с 17ч 35м	Союз ТМА-1/МКС/Союз ТМ-34, Союз ТМА-15/МКС		

4.6. Дополнительное зачисление в отряд космонавтов ESA (2002 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ПЕРРЭН Филипп PERREN Philippe <i>Франция</i>	421/9	06.01.63	2004	13с 20ч 35м	Endeavour STS-111/МКС		Переведен из отряда CNES (набор №3). ВКД: 3 (19ч 31м).

4.7. Набор в отряд космонавтов ESA № 4 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ГЕРСТ Александер GERST Alexander <i>Германия</i>	539/11	03.05.76		362с 01ч 51м	Союз ТМА-13М/МКС, Союз МС-09 / МКС	Союз ТМА-11М, Союз МС-07	ВКД: 1 (6ч 13м).
2	КРИСТОФОРЕТТИ Саманта CRISTOFORETTI Samantha <i>Италия</i>	541/7	26.04.77		198с 16ч 43м	Союз ТМА-15М/МКС	Союз ТМА-13М	
3	МОГЕНСЕН Андреас Энеульд MOGENSEN Andreas Enevold <i>Дания</i>	544/1	02.11.76		9с 20ч 14м	Союз ТМА-18М/МКС/ Союз ТМА-16М		
4	ПАРМИТАНО Лука Сальво PARMITANO Luca Salvo <i>Италия</i>	532/6	27.09.76-		366с 23ч 02м	Союз ТМА-09М/МКС	Союз ТМА-07М	ВКД: 6 (33ч 09м).
5	ПЕСКЕ Тома Готье PESQUET Thomas Gautier <i>Франция</i>	552/10	27.02.78		396с 11ч 34м	Союз МС-03/МКС, Crew Dragon USCV-2/МКС	Союз ТМА-18М, Союз МС	ВКД: 6 (39ч 54м).
6	ПИК Тимоти PEAKE Timothy <i>Великобритания</i>	546/2	07.04.72		185с 22ч 12м	Союз ТМА-19М/МКС	Союз ТМА-17М	ВКД: 1 (4ч 43м).

4.8. Дополнительный набор в отряд космонавтов ESA № 4 (2015 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
2	МАУРЕР Маттиас MAURER Matthias <i>Германия</i>	579/12	18.03.70		176с ¹	Crew Dragon USCV-3	Crew Dragon USCV-2	

¹ Планируемая длительность полета КК «Crew Dragon USCV-3».

Глава 5. Отряд космонавтов Китая

Первый отряд космонавтов Китая в количестве 20 человек был организован в 1971 году для полетов на разрабатывавшемся КК «Шугуан-1». Первый полет КК планировалось произвести в 1973 году. В 1971 году был образован китайский Центр подготовки космонавтов (ЦПК), однако по политическим причинам финансирование проекта «Шугуан-1» и ЦПК было прекращено, и в 1972 ЦПК прекратил свое существование.

Имеются сведения о проводившихся в Китае наборах кандидатов в космонавты в 1979 и в 1986 годах, вероятно, для полетов на МКК Space Shuttle по результатам переговоров между США и Китаем, однако, никаких подробностей не известно.

По некоторым данным, в 1988 году в Китае были отобраны 14 человек для подготовки по двум параллельным программам космического полета. Первая программа предусматривает полет экипажа из двух человек в автономном полете КК. По второй программе должна была быть создана ОКС с экипажем 5 человек, которые заменялись бы каждые 4-5 месяцев. Первый полет планировался на 1992 год. В связи с тем, что, по имеющимся данным, в этот период в Китае только разрабатывалась концепция разработки пилотируемых средств для полетов в космос, следует считать, что задачей набора 1988 года была разработка методик отбора и подготовки космонавтов, а не собственно подготовка будущих экипажей.

Вновь отряд космонавтов Китая был образован в 1996 году. Два выбранных кандидата прошли курс подготовки в российском ЦПК ВВС в качестве космонавтов-инструкторов. В 1998 году в отряд космонавтов было зачислено еще 12 человек, поэтому официальной датой создания китайского отряда космонавтов считается 05.01.98.г.

В 2010 году в отряд космонавтов Китая были зачислены еще 7 человек, в том числе две женщины.

По сообщениям китайской печати, в 2018 году был произведен третий набор в отряд космонавтов Китая в количестве 18 человек. Их имена не сообщались.

5.1. Набор отряда космонавтов для полетов на КК «Шугуан-1» (1971 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
1	ВАН Жунсэнь WANG Rongsen 王荣森	-	1934	1972		-			
2	ВАН Фухэ WANG Fuhe 王福和	-		1972		-			
3	ВАН Фуцюань WANG Fuquan 王福全	-	1939	1972		-			
4	ВАН Цюаньбо WANG Quanbo 王全博	-	1940	1972		-			
5	ВАН Чжиюэ WANG Zhiyue 王志跃	-	1941	1972		-			
6	ДУ Цзиньчен DU Jincheng 杜金城	-	1949	1972		-			
7	ДУН Сяохай DONG Xiaohai 董小海	-		1972		-			
8	ЛИ Шичан LI Shichang 李世长	-	1935	1972		-			
9	ЛУ Сянсяо LU Xiangxiao 鲁祥孝	-	1936	1972		-			
10	ЛЮ Чжунъи LIU Zhongyi 刘忠义	-	1941	1972		-			

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
11	ЛЮ Чунфу LIU Chongfu 刘崇富	-	1941	1972		-			
12	МА Цзычжун MA Zizhong 马子忠	-	1946	1972		-			
13	МЭН Сэнлинь MENG Senlin 孟森林	-	1947	1972		-			
14	ФАН Гоцзюнь FANG Guojun 方国俊	-	1934	1972		-			
15	ХУ Чжэньцзы HU Zhanzi 胡占孜	-	1949	1972		-			
16	ЧАЙ Хунлянь CHAI Hongliang 柴鸿良	-	1935	1972		-			
17	ЧЖАН Жусян ZHANG Ruxiang 张汝祥	-	1941	1972		-			
18	ШАО Чжицзянь SHAO Zhijian 邵志坚	-	1940	1972		-			

5.2. Набор космонавтов 1988 года

???

5.3. Набор космонавтов-инструкторов по программе «Шеньчжоу» (1996 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
1	ЛИ Цинлун LI Qinglong 李庆龙	-	.08.62	2014		-	-	Шеньчжоу-5	
2	У Цзе WU Jie 吴杰	-	.10.63	2014		-	Шеньчжоу-6	Шеньчжоу-5	

5.4. Набор космонавтов по программе «Шеньчжоу» (1998 г.) (1-й официальный набор)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
1	ДЭН Цинмин DENG Qingming 邓清明		..65?				Шеньчжоу-10, Шеньчжоу-11	Шеньчжоу-9	
2	ЛЮ Бомин LIU Boming 刘伯明	484/5	17.09.66		95с 00ч 39м	Шеньчжоу-7, Шеньчжоу-12/Тяньхэ	Шеньчжоу-10	Шеньчжоу-6	ВКД: 3 (13ч 02м).
3	ЛЮ Ван LIU Wang 刘旺	527/7	25.03.69		12с 15ч 25м	Шеньчжоу-9/Тяньгун-1			
4	НЕ Хайшен NIE Haisheng 聂海胜	442/3	13.10.64		111с 14ч 13м	Шеньчжоу-6, Шеньчжоу-10/Тяньгун-1, Шеньчжоу-12/Тяньхэ	Шеньчжоу-5, Шеньчжоу-7, Шеньчжоу-9		ВКД: 1 (5ч 55м).
5	ПАНЬ Чжаньчунь PAN Zhanchun 潘占春		29.10.66	2014			Шеньчжоу-10	Шеньчжоу-7	
6	ФЭЙ Цзюньлун FEI Junlong 费俊龙	441/2	.05.65		4с 19ч 33м	Шеньчжоу-6	Шеньчжоу-7	Шеньчжоу-11	

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
7	ЦЗИН Хайпэн JING Haipen 景海鹏	485/6	24.10.66		47с 18ч 22м	Шеньчжоу-7, Шеньчжоу-9/Тяньгун-1, Шеньчжоу-11/Тяньгун-2		Шеньчжоу-6	
8	ЧЖАЙ Чжиган ZHAI Zhigang 翟志刚	483/4	10.10.66		~180с ¹	Шеньчжоу-7 Шеньчжоу-13/Тяньхэ	Шеньчжоу-5, Шеньчжоу-6, Шеньчжоу-12		ВКД: 3 (12ч 57м).
9	ЧЖАН Сяогун ZHANG Xiaoguang 张晓光	533/9	05.68		14с 14ч 29м	Шеньчжоу-10/Тяньгун-1	Шеньчжоу-9		
10	ЧЖАО Чуаньдун ZHAO Chuandong 赵传东			2014				Шеньчжоу-7	
11	ЧЭНЬ Цюань CHEN Quan 陈全			2014			Шеньчжоу-7		
12	ЯН Ливэй YANG Liwei 杨利伟	434/1	21.06.65		21ч 23м	Шеньчжоу-5			

¹ С учетом планируемой продолжительности полета КК «Шеньчжоу-13».

5.5. Набор космонавтов 2010 г. (2-й официальный набор)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Резервный экипаж	Примечания
1	ВАН Япин WANG Yaping 王亚平	534/10	27.01.80		~194с ¹	Шеньчжоу-10/Тяньгун-1 Шеньчжоу-13/Тяньхэ	Шеньчжоу-9, Шеньчжоу-12		ВКД: 1 (6ч 25м).
2	Е Гуанфу YE Guangfu 叶光富	577/13	.09.80		~180с ¹	Шеньчжоу-13/Тяньхэ	Шеньчжоу-12		ВКД: 1 (6ч 11м).
3	ЛЮ Ян LIU Yang 刘洋	528/8	06.10.78		12с 15ч 25м	Шеньчжоу-9/Тяньгун-1			Первая китайская женщина-космонавт.
4	ТАН Хунбо TANG Hongbo 汤鸿波	570/12			92с 04ч 12м	Шеньчжоу-12/Тяньхэ	Шеньчжоу-11		ВКД: 1 (6ч 46м).
5	ЦАЙ Сюйчжэ CAI Xuzhe								
6	ЧЖАН Лу ZHANG Lu								
7	ЧЭНЬ Дун CHEN Dong 陈冬	550/11	12.12.78		32с 06ч 29м	Шеньчжоу-11/Тяньгун-2			

5.6. Набор космонавтов 2018 г. (3-й официальный набор)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1								

¹ С учетом планируемой продолжительности полета КК «Шеньчжоу-13».

Глава 6. Отряд космонавтов Японии

Первый гражданин Японии, полетевший в космос, не был профессиональным космонавтом – это был журналист Тоёхиро Акияма частной телерадиокомпании TBS. Полет был выполнен по коммерческому соглашению между TBS и российским агентством Росавиакосмос.

Первый набор космонавтов Японии, проведенный космическим агентством Японии NASDA (National Space Development Agency), предназначался для выполнения полета на американском МКС Space Shuttle. В полете должны были проводиться научные эксперименты на оборудовании, разработанном японскими учеными. NASDA и NASA достигли соглашения о выполнении такого полета, получившего обозначение Spacelab-J (Japan).

После призыва Президента США к правительствам других стран принять участие в создании международной космической станции, правительство Японии предложило свое участие в виде создания экспериментального модуля JEM. Предполагалось, что японские космонавты смогут не только совершать кратковременные полеты на МКС Space Shuttle, но и входить в состав экипажей МКС при длительных экспедициях. С целью подготовки участников предстоящих полетов NASDA провела дополнительные наборы в отряд космонавтов.

6.1. Набор в отряд космонавтов Японии № 1 (1984-1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ДОИ Такао DOI Takao	370/5	18.09.54		31с 10ч 45м	Columbia STS-87, Endeavour STS-123/МКС	Endeavour STS-47	ВКД: 2 (12ч 42м).
2	МОРИ Мамору Марк MOHRI Mamoru Mark	285/2	29.01.48		19с 04ч 09м	Endeavour STS-47, Endeavour STS-99		
3	МУКАИ (Наито) Тиакки MUKAI (Naito) Chiaki	316/3	06.05.52		23с 15ч 39м	Columbia STS-65, Discovery STS-95	Endeavour STS-47, Columbia STS-90	

6.2. Коммерческий набор японских журналистов в ЦПК СССР (1989 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АКИЯМА Тоёхиро AKIYAMA Toyohiro	242/1	22.07.42	1991	7с 21ч 55м	Союз ТМ-11/Мир/Союз ТМ-10		
2	КИКУТИ Рёко KIKUCHI Ryoko	-	15.09.64	1991		-	Союз ТМ-11	

6.3. Набор в отряд космонавтов Японии № 2 (1991 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ВАКАТА Коити WAKATA Koichi	343/4	01.08.63		347с 08ч 32м	Endeavour STS-72, Discovery STS-92/МКС, Discovery STS-119/МКС/ Endeavour STS-127, Союз ТМА-11М/МКС	Discovery STS-95, Союз ТМА-09М	

6.4. Набор в отряд космонавтов Японии № 3 (1996 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	НОГУТИ Соити NOGUCHI Soichi	438/6	15.04.65		344с 09ч 34м	Discovery STS-114/МКС, Союз ТМА-17/МКС, Crew Dragon USCV-1/МКС <i>Отмененный полет: Atlantis STS-114a</i>	Союз ТМА-13М	ВКД: 4 (27ч 01м).

6.5. Набор в отряд космонавтов Японии № 4 (1999 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ФУРУКАВА Сатоси FURUKAWA Satoshi	523/9	04.04.64		167с 06ч 12м	Союз ТМА-02М/МКС	Союз ТМА-17, Союз ТМА-20, Crew Dragon USCV-2	
2	ХОСИДЕ Акихико HOSHIDE Akihiko	481/7	28.12.68		340с 11ч 10м	Discovery STS-124/МКС, Союз ТМА-05М/МКС, Crew Dragon USCV-2/МКС	Союз ТМА-03М	ВКД: 4 (28ч 17м).
3	ЯМАДЗАКИ (Сумино) Наоко YAMAZAKI (Sumino) Naoko	517/8	27.12.70	2011	15с 02ч 47м	Discovery STS-131/МКС		

6.6. Набор в отряд космонавтов Японии № 5 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КАНАИ Норисигэ KANAI Norishige	556/12	12.76		168с 05ч 18м	Союз МС-07/МКС	Союз МС-05	
2	ОНИСИ Такуя ONISHI Takuya	549/11	1975		115с 02ч 22м	Союз МС/МКС	Союз ТМА-19М	
3	ЮИ Кимия YUI Kimiya	542/10	30.01.70		141с 16ч 10м	Союз ТМА-17М/МКС	Союз ТМА-15М	

Глава 7. Отряд космонавтов Казахстана

После распада СССР две бывшие союзные республики – Украина и Казахстан приняли решение о создании собственных отрядов космонавтов. Но если Украина при этом ориентировалась на Соединенные Штаты Америки, то Казахстан в 1999 году договорился с Россией, что Россия будет помогать как в подготовке космонавтов, так и в вопросе предоставления для них мест в полетах российских КК.

Первый набор был проведен в 1991 году, когда в политических целях было решено осуществить полет казахского космонавта. Набор состоял из двух человек: Талгат Мусабаев, который работал пилотом гражданской авиации Казахстана, и с трудом найденный второй кандидат Токтар Аубакиров, который жил в Москве и работал летчиком-испытателем на ММЗ им. А.И.Микояна. Мусабаев и Аубакиров стали первыми летчиками-космонавтами Казахстана. Казахского отряда космонавтов, как такового, тогда создано не было, оба космонавта были приписаны к отряду ЦПК ВВС (дополнительное зачисление 1991 года к набору ЦПК ВВС №11) и считались космонавтами СССР (затем России).

В 1994 году Мусабаев предложил Президенту Казахстана Н.Назарбаеву создать отряд космонавтов, но лишь в 2003 году Казахская Межведомственная комиссия утвердила кандидатуры четырех кандидатов в отряд космонавтов Казахстана.

В 2009 году подготовка космонавтов Казахстана в ЦПК была прекращена в связи с финансовыми проблемами.

В 2015 году, когда кандидатка в «космические туристы» Сара Брайтман отказалась от полета, по инициативе Казахстана было заключено соглашение о включении в экипаж КК казахского космонавта. Для участия в полете был назначен один из четырех космонавтов, прошедших подготовку в ЦПК в 2003-2009 годах – Аимбетов А.А.

7.1. Набор космонавтов Казахстана №1 (1991 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АУБАКИРОВ Токтар Онгарбаевич	259/1/(72) ¹	17.07.46	1992	7с 22ч 13м	Союз ТМ-13/Мир/Союз ТМ-12 <i>Отмененный полет: Союз ТМ-14а/Мир</i>		
2	МУСАБАЕВ Талгат Амангельдыевич	312/2/(79) ²	07.01.51	2003	341с 09ч 49м	Союз ТМ-19/Мир, Союз ТМ-27/Мир, Союз ТМ-32/МКС/Союз ТМ-31 <i>Отмененный полет: Союз ТМ-33а/Мир</i>	Союз ТМ-13, Союз ТМ-18, Союз ТМ-25 <i>Отмененные полеты: Союз ТМ-14, Союз ТМ-32</i>	ВКД: 7 (41ч 29м).

7.2. Набор космонавтов Казахстана №2 (2003 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АИМБЕТОВ Айдын Аканович	545/3	27.07.72	2009	9с 20ч 14м	Союз ТМА-18М/МКС		
2	АЙМАХАНОВ Мухтар Рабатович		01.01.67	2009				В 2014 году зачислен в отряд космонавтов ФГБУ НИИ ЦПК.
3	МУХАМЕДРАХИМОВ Руслан Нухманович		11.04.73	2009				
4	ШАЙДУЛЛИН Ермек Бекенович		09.08.80	2009				

¹ Выполнил полет, являясь гражданином СССР, но по программе полета казахских космонавтов, поэтому считается также космонавтом Казахстана №1. В скобках – номер по нумерации космонавтов СССР/России.

² Выполнил полеты в космос, являясь гражданином России. Считается также космонавтом Казахстана №2. В скобках – номер по нумерации космонавтов СССР/России.

7.3. Специальный набор космонавтов Казахстана №3 (2015 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АИМБЕТОВ Айдын Аканович	545/3	27.07.72	2015	9с 20ч 14м	Союз ТМА-18М/МКС		

Глава 8. Отряд космонавтов Канады

Создание в 1983 году в Канаде национального отряда космонавтов связано с разработкой канадскими фирмами дистанционного манипулятора для МКК Space Shuttle и планировавшегося в связи с этим участия канадских представителей в полетах на МКК. Отобранные в результате проведенного конкурса кандидаты в космонавты прикомандировывались к отряду космонавтов NASA и проходили там подготовку в качестве «специалистов по полезному грузу».

Второй набор, проведенный в 1994 году, был ориентирован на участие канадских космонавтов в полетах на орбитальную станцию «Freedom».

В нумерации канадских космонавтов, приведенной в таблицах ниже, отсутствует номер 9, потому что 9-м канадским космонавтом и 507-м космонавтом мира стал «космический турист» Ги Лалиберте, гражданин Канады, совершивший полет на МКС на российском КК «Союз ТМА-16» и вернувшийся на КК «Союз ТМА-14».

8.1. Набор в отряд космонавтов Канады № 1 (1983 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БОНДАР Роберта Линн BONDAR Roberta Lynn	267/2	04.12.45	1992	8с 01ч 15м	STS-42 Discovery		Была включена в целевой набор NASA №7 (1989 г.).
2	ГАРНО Марк Жозеф Жан-Пьер GARNEAU Marc Joseph Jean-Pierre	153/1	23.02.49	2001	29с 02ч 00м	Challenger STS-41G, Endeavour STS-77, Endeavour STS-97/MKC		
3	МАКЛИН Стивен Гленвуд MACLEAN Steven Glenwood	286/3	14.12.54	2008	21с 16ч 03м	Columbia STS-52, Atlantis STS-115/MKC <u>Отмененный полет:</u> Endeavour STS-115a		
4	МАНИ Кеннет Эрик MONEY Kenneth Eric	-	01.04.35	1992		-	Discovery STS-42	Входил в целевой набор специалистов NASA №7.
5	ТИРСК Роберт Бренн THIRSK Robert Brent	353/5	17.08.53	2012	204с 18ч 29м	Columbia STS-78, Союз TMA-15/MKC	Challenger STS-41G, Союз TMA-6	
6	ТРИГТВАСОН Бьярни Валдимар TRYGGVASON Bjarni Valdimar	366/6	21.09.45	2008	11с 20ч 27м	Discovery STS-85	Columbia STS-52	

8.2. Набор в отряд космонавтов Канады № 2 (1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.-смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	МАККЕЙ Майкл Джон McKAY Michael John	-	10.05.63	1994		-		
2	ПАЙЕТТ Жюли PAYETTE Julie	390/8	20.10.63	2013	25с 11ч 58м	Discovery STS-96/MKC, Endeavour STS-127/MKC		
3	СТЮАРТ Роберт Роналд STEWART Robert Ronald	-	28.12.54	1992				Выбыл из отряда по личным мотивам.
4	УИЛЬЯМС Дэфидд (Дэвид) Рис WILLIAMS Dafydd (David) Rhys	379/7	16.05.54	2008	28с 15ч 46м	Columbia STS-90, Endeavour STS-118/MKC <u>Отмененный полет:</u> Columbia STS-118a		

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
5	ХЭДФИЛД Крис Остин HADFIELD Chris Austin	340/4	29.08.59	2013	165с 16ч 19м	Atlantis STS-74/Мир, Endeavour STS-100/МКС, Союз ТМА-07М/МКС	Союз ТМА-15, Союз ТМА-05М	ВКД: 2 (14ч 50м).

8.3. Набор в отряд космонавтов Канады № 3 (2009 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ХАНСЕН Джереми HANSEN Jeremy		27.01.76-					
2	СЕН-ЖАК Давид SAINT-JACQUES David	560/10	06.01.70-		203с 15ч 16м	Союз МС-11 / МКС	Союз МС-09, Союз МС-10	ВКД: 1 (6ч 29м).

8.4. Набор в отряд космонавтов Канады № 4 (2017 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчисления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	САЙДИ-ГИББОНС Дженифер Энн Маккиннон SIDEY-GIBBONS Jennifer Anne MacKinnon		03.08.88-					
2	КУТРЫК Джошуа Питер KUTRYK Joshua Peter		21.03.82-					

Глава 9. Отряд космонавтов ОАЭ

В декабре 2017 года премьер-министр ОАЭ правитель Дубая шейх Мухаммед бен Рашид Аль Мактум объявил о наборе в первый эмиратский отряд космонавтов из четырех человек. Двое из них прошли обучение в подмосковном Центре подготовки космонавтов, после чего один – Хаззаа Аль-Мансури, – совершил полет на МКС на российском КК «Союз МС-15» (возвратился на КК «Союз МС-12»).

.

9.1. Набор космонавтов ОАЭ (2018 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	Аль-МАНСУРИ Хаззаа Али Абдан Халфан Al-MANSOURI Hazza Ali	565/1	13.12.83		7с 21ч 02м	Союз МС-15 / МКС / Союз МС-12		
2	Аль-НИЯДИ Султан Саиф Мефтах Хамад Al-NEYADI Sultan Saif		23.05.81				Союз МС-15	

9.2. Набор космонавтов ОАЭ (2021 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ, Имя	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	Аль-МУЛЛА Мохаммед Al-MULLAMohammed		1988					
2	Аль-МАТРУШИ Нора Al-MATROOSHI Nora		1993					

Глава 10. Отряд космонавтов Украины

В конце 1994 года Президенты Украины и США Леонид Кучма и Билл Клинтон подписали договор, в соответствии с которым украинский космонавт должен был совершить полет на МКК Space Shuttle. Для подготовки к полету Национальное космическое агентство Украины в мае 1996 года объявило отбор кандидатов на полет. Из более чем 300 претендентов было отобрано четыре кандидата, которые были направлены в США для подготовки к полету и окончательного выбора двух кандидатов – в основной экипаж и его дублера. Один из четверки, Леонид Каденюк, бывший член отряда космонавтов ГКНИИ ВВС, в конце 1997 года совершил полет на МКК Space Shuttle «Columbia», его дублером был Ярослав Пустовой. После завершения полета и возвращения всех четверых космонавтов домой отряд украинских космонавтов фактически прекратил свое существование.

.

10.1. Набор космонавтов Украины №1 (1996 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	КАДЕНЮК Леонид Константинович	371/1	28.01.51- 31.01.18	1997	15с 16ч 34м	Columbia STS-87		С 1976 по 1983 годы был членом отряда космонавтов ЦПК СССР. С 1988 по 1991 входил в отряд космонавтов ГКНИИ ВВС СССР.
2	ПУСТОВОЙ Ярослав Игоревич	-	29.12.70	1997			Columbia STS-87	В 2003 году вошел в состав команды космонавтов группы Canadian Arrow.
3	МЕЙТАРЧАН Вячеслав Георгиевич		07.12.65	1997				
4	АДАМЧУК Надежда Ивановна		04.10.70	1997				

Глава 11. Космонавты Израиля

Израиль не создавал свой отряд космонавтов, так же как и не разрабатывал свои средства пилотируемой космонавтики. Тем не менее, в 1995 году между руководителями Израиля и США была достигнута договоренность о полете израильского космонавта на американском МКС Space Shuttle. В 1997 году был завершен отбор двух летчиков, направленных в США для подготовки к полету.

.

11.1. Набор космонавтов Израиля №1 (1997 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	МАЙО Ицхак MAYO Itzhak		14.09.54	2001				Покинул подготовку по личным причинам.
2	РАМОН Илан RAMON Ilan	433/1	20.06.54- 01.02.03	2003	15с 22ч 21м	Columbia STS-107		Погиб при катастрофе МТКК «Columbia».

Глава 12. Отряд космонавтов Индии

В марте 1981 года во время переговоров между Генеральным секретарем ЦК КПСС Л.И.Брежневым и премьер-министром Индии Индирой Ганди было подписано соглашение о полете на советском КК «Союз Т» индийского космонавта. В 1982 году были отобраны два кандидата на космический полет, один из которых, Ракеш Шарма, в 1984 году совершил космический полет и побывал на ДОС «Салют-7».

В 1984 году между NASA и индийским космическим агентством ISRO была достигнута договоренность о полете индийского космонавта в составе экипажа МКС Space Shuttle в качестве специалиста по полезной нагрузке. В 1985 году были отобраны два кандидата, но запланированный на сентябрь 1986 года полет STS-61I не состоялся из-за катастрофы МТКК «Challenger». Вопрос о полете индийского космонавта был снят с повестки дня и больше не поднимался.

Третий набор был произведен в 2019 году. Назначение создаваемого отряда космонавтов Индии – выполнение космических полетов на индийском КК «Gaganyaan»¹. Было отобрано четыре кандидата, подготовка которых производилась в том числе в России под руководством российских специалистов.

¹ См. том 3, часть 1, п. 8.2.

12.1. Набор космонавтов Индии №1 (1982 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ШАРМА Ракеш Sharma Rakesh	138 / 1	13.01.49	1984	7с 21ч 40м	Союз Т-11 / Салют-7 / Союз Т-10		
2	МАЛЬХОТРА Равиш MALHOTRA Ravish		25.12.43	1984			Союз Т-11	

12.2. Набор космонавтов Индии №2 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	БХАТ Нагапати Чидамбар BHAT Nagapathi Chidambar		02.05.48	1986		<u>Отмененный полет:</u> Space Shuttle STS-61I		
2	НАИР Парамашварен Радхакришнан NAIR Paramaswaren Radhakrishnan		02.10.43	1986			<u>Отмененный полет:</u> Space Shuttle STS-61I	

12.3. Набор космонавтов Индии №3 (2019 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	PATX Нихил RATH Nikhil		1980?					
2								
3								
4								

Часть 3.

Автоматические межпланетные станции

Оглавление

ГЛАВА 1. АНГЛИЯ	137
1.1. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ.....	137
1.1.1. ПРОЕКТ АМС «NINA».....	137
1.1.2. АМС «M-PADS».....	137
1.2. ЛУННЫЕ АМС	138
1.2.1. ПРОЕКТ «MOONLITE».....	138
1.2.2. ПРОЕКТ «MOONRAKER»	138
ГЛАВА 2. ГЕРМАНИЯ	139
2.1. ИССЛЕДОВАНИЕ СОЛНЦА	139
2.1.1. СОЛНЕЧНЫЙ ЗОНД «HELIOS»	139
2.2. ИЗУЧЕНИЕ КОМЕТ	140
2.2.1. КОМЕТНЫЙ ЗОНД «HELIOS».....	140
2.3. ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА.....	141
2.3.1. МАРСОХОДЫ ДЛЯ АМС «Viking-79»	141
2.4. ИССЛЕДОВАНИЯ ЮПИТЕРА	142
2.4.1. ПРОЕКТ «JURA».....	142
2.4.1.1. АМС «Jura-1»	142
2.4.1.2. АМС «Jura-2»	142
2.4.2. ЮПИТЕРИАНСКАЯ АМС ФИРМЫ ERNO	143
2.4.3. АМС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЮПИТЕРА (ПРОЕКТ 1975 Г.).....	143
2.5. ИССЛЕДОВАНИЯ МЕРКУРИЯ	144
2.5.1. ПРОЕКТ АМС «MPO».....	144
2.5.2. ВАРИАНТ АМС С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ	145
2.6. ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ	146
ГЛАВА 3. ИТАЛИЯ	147
3.1. АМС «MARCONI TELECOMMUNICATIONS ORBITER»	147
3.2. ПРОЕКТ «MARS ASI/NASA SCIENCE ORBITER»	147
3.3. ЛУННЫЙ КУБСАТ «ARGOMOON»	147
ГЛАВА 4. ФРАНЦИЯ.....	148
4.1. МАРСИАНСКИЕ ПРОЕКТЫ	148
4.1.1. ПРОЕКТ АМС «CNES ORBITER»	148
4.1.2. ПРОГРАММА «MARS PREMIER»	149
4.1.2.1. Предварительно-отработочные миссии	149
4.1.2.2. АМС «Mars 2007».....	149
4.1.2.3. АМС «CNES Lander».....	152
4.2. ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДОВ И КОМЕТ	152
4.2.1. ПРОЕКТ АМС 1979 ГОДА.....	152
4.2.2. ПРОЕКТ «VESTA»	152
4.2.2.1. К астероидам через Венеру.....	152
4.2.2.2. К астероидам через Марс	153
ГЛАВА 5. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA).....	154
5.1. ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ	154
5.1.1. ПРОЕКТЫ ЛУННЫХ АМС 1978-79 ГОДОВ.....	154

5.1.1.1.	Проект «POLO»	154
5.1.1.2.	Проект «GEOS III»	155
5.1.1.3.	Проект посадочных лунных АМС	155
5.1.2.	ПРОЕКТ «MORO»	155
5.1.3.	ПРОЕКТ «LEDA»	156
5.1.4.	ПРОЕКТ «EUROMOON 2000».....	156
5.1.4.1.	Начальный проект	156
5.1.4.2.	Проект 1997 года	157
5.1.5.	ПРОЕКТ «LUNAR LANDER»	157
5.1.6.	АМС «SMART-1»	158
5.1.7.	ПРОЕКТ «FARSIDE EXPLORER».....	159
5.1.8.	ПРОЕКТ ЛУНОХОДА	159
5.1.9.	ПРОГРАММА «EL3»	159
5.2.	ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА.....	160
5.2.1.	ПРОЕКТ АМС «KEPLER».....	160
5.2.1.1.	Проект 1980 года	160
5.2.1.2.	Проект 1982 года	160
5.2.2.	АМС «MARS EXPRESS»/«BEAGLE 2»	161
5.2.2.1.	АМС «Mars Express»	161
5.2.2.2.	Посадочный модуль «Beagle 2»	162
5.2.3.	ПРОЕКТ «MARS EXPRESS 2».....	164
5.2.4.	ПРОЕКТ «RADAR MAPPING ORBITER».....	164
5.2.5.	ПРОЕКТ «MASTER»	164
5.2.6.	ПРОЕКТ «EXOMARS»	165
5.2.6.1.	«ExoMars» - формирование проекта	165
5.2.6.2.	Исходный вариант (январь 2002 г.).....	165
5.2.6.3.	Вариант 2 (июль 2002 г.).....	167
5.2.6.4.	Варианты объединения программ.....	167
5.2.6.5.	«ExoMars» варианты 2005-2006 года.....	168
5.2.6.6.	«Enhanced ExoMars» 2007 года.....	170
5.2.6.7.	«ExoMars» 2009 года (ESA+NASA)	171
5.2.6.8.	«ExoMars» 2012 года (ESA+Россия)	173
5.3.	ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ	176
5.3.1.	ПРОЕКТ АМС НА ОРБИТЕ ВЕНЕРЫ.....	176
5.3.2.	АМС «VENUS EXPRESS».....	176
5.3.3.	ПРОЕКТ «EUROPEAN VENUS EXPLORER».....	178
5.4.	ИССЛЕДОВАНИЯ МЕРКУРИЯ	179
5.4.1.	ПРОЕКТ «MERCURY».....	179
5.4.2.	ПРОЕКТ «BERICOLOMBO»	179
5.4.2.1.	Первоначальный проект «Mercury Orbiter».....	180
5.4.2.2.	Проект «Mercury Orbiter» 1997 года	180
5.4.2.3.	Проект «BerColombo» 1999 года	181
5.4.2.4.	Европейско-японско-российский вариант 2003 года	183
5.4.2.5.	Эволюция проекта АМС «BerColombo» (2003 – 2011 г.г.)	183
5.4.2.6.	Финализация проекта АМС «BerColombo» (2011 – 2018 г.г.)	185
5.5.	ИССЛЕДОВАНИЯ ДАЛЬНИХ ПЛАНЕТ	186
5.5.1.	ПРОЕКТ АМС «Ю».....	186
5.5.2.	АМС «HUYGENS»	186
5.5.3.	ПРОЕКТ АМС «LAPLACE»	189
5.5.4.	ПРОЕКТ АМС «JGO».....	189
5.5.5.	ПРОЕКТ АМС «JUICE»	189

5.5.6.	ПРОЕКТ «TANDEM»	190
5.5.7.	ПРОЕКТ «PLUTO ORBITER PROBE»	190
5.6.	ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЦА	191
5.6.1.	ПРОЕКТ «SOREL»	191
5.6.2.	АМС ВНЕ ПЛОСКОСТИ ЭКЛИПТИКИ	191
5.6.2.1.	Проект АМС «SEP»	191
5.6.2.2.	Проект АМС «JSB»	191
5.6.3.	ПРОЕКТ «ISPM»	192
5.6.3.1.	АМС «ISPM»	192
5.6.3.2.	АМС «Ulysses»	193
5.6.4.	ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЦА	194
5.6.4.1.	Проект «Interhelios»	194
5.6.4.2.	Программа «Solar-NET»	194
5.6.4.3.	Программа STIP	194
5.6.4.4.	Проект «Stereo»	194
5.6.4.5.	Проект «Solar Probe»	194
5.6.4.6.	Проект «Solar Orbiter Collaboration»	194
5.6.4.7.	Проект «Solar Polar Orbiter»	195
5.6.4.8.	АМС «Solar Orbiter»	195
5.7.	ИССЛЕДОВАНИЯ КОМЕТ И АСТЕРОИДОВ	196
5.7.1.	АМС «GIOTTO»	196
5.7.2.	ПРОЕКТ «ASTEREX»	198
5.7.3.	ПРОЕКТ «AGORA»	199
5.7.4.	ПРОЕКТ «CAESAR»	199
5.7.4.1.	Проект на основе АМС «Giotto»	199
5.7.4.2.	Проект 1987 года	200
5.7.5.	ПРОГРАММА «CNRS / CSSRM»	201
5.7.6.	ПРОЕКТ «ROSETTA»	201
5.7.6.1.	Проект 1991 года	201
5.7.6.2.	Изменения проекта в 1992-1998 г.г.	202
5.7.6.3.	АМС «Rosetta»	203
5.7.7.	ПРОЕКТ «DON QUIJOTE»	208
5.7.8.	ПРОГРАММА «AIDA»	209
5.7.8.1.	Проект «AIM» / «Hera»	209
5.7.8.2.	АМС «DART»	210
5.7.9.	ПРОЕКТ АМС «MARCOPOLO-R»	210
5.7.10.	ПРОЕКТ «COMET INTERCEPTOR»	210
5.8.	АМС В ТОЧКАХ ЛАГРАНЖА	211
5.8.1.	ПРОЕКТ АМС «DISCO»	211
5.8.2.	КА «SOHO»	211
5.8.2.1.	Проект 1983 года	211
5.8.2.2.	Финальный вариант	212
5.8.3.	ПРОЕКТ «DARWIN»	213
5.8.4.	ПРОЕКТ «LISA»	213
5.8.4.1.	Начальный проект	213
5.8.4.2.	Проект «NGO/eLISA»)	214
5.8.4.3.	КА «SMART-2»	214
5.8.4.4.	КА «LISA Pathfinder»	215
5.9.	КОСМИЧЕСКИЕ ТЕЛЕСКОПЫ	216
5.9.1.	КА «HERSCHEL»	216
5.9.2.	КА «PLANCK»	217
5.9.3.	КА «GAIA»	217

5.9.4.	КА «PLATO».....	218
5.9.5.	КА «EUCLID»	218
5.9.6.	КА «ARIEL».....	218
5.9.7.	КА «SPICA»	219
5.10.	ТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОГРАММЫ.....	220
5.10.1.	ПРОГРАММА «SMART».....	220
5.10.1.1.	АМС «SMART-1»	220
5.10.1.2.	Проект КА «SMART-2»	220
5.10.2.	ПРОГРАММА «HORIZON 2000».....	221
5.10.3.	ПРОГРАММА «HORIZON 2000+»	221
5.10.4.	ПРОГРАММА «COSMIC VISION 2005-2015»	221
5.10.5.	ПРОГРАММА «COSMIC VISION 2015-2025»	222
ГЛАВА 6.	КИТАЙ.....	223
6.1.	ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ	223
6.1.1.	ПРОЕКТ «MOON RABBIT».....	223
6.1.2.	ПРОГРАММА «ЧАНЬЭ».....	223
6.1.3.	ЭТАП I	224
6.1.3.1.	АМС «Чаньэ 1».....	224
6.1.3.2.	АМС «Чаньэ 2».....	224
6.1.4.	ЭТАП II.....	227
6.1.4.1.	АМС «Чаньэ 3».....	227
6.1.4.2.	АМС «Цюэцяо».....	229
6.1.4.3.	АМС «Лунцзян».....	229
6.1.4.4.	АМС «Чаньэ 4».....	230
6.1.5.	ЭТАП III.....	233
6.1.5.1.	АМС «СЕ-5Т1»	233
6.1.5.2.	Проект АМС «Чаньэ 5» 2007 г.	234
6.1.5.3.	АМС «Чаньэ 5».....	235
6.1.6.	ДАЛЬНЕЙШИЕ ЛУННЫЕ ПЛАНЫ.....	237
6.1.6.1.	Планы 2016 года	237
6.1.6.2.	Планы 2019 года	237
6.1.7.	ПРОЕКТ «LUNANET».....	238
6.1.7.1.	Носитель посадочных зондов «LunaNet»	238
6.1.7.2.	Ретранслятор «LunaNet»	238
6.2.	МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПЛАНЫ КИТАЯ	238
6.2.1.	ПРОГРАММА МЕЖПЛАНЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ 2014 ГОДА	238
6.2.2.	ИЗУЧЕНИЕ МАРСА.....	239
6.2.2.1.	Проект «Инхо-1».....	239
6.2.2.2.	АМС «Хосин-1» («Тяньвэнь-1»)	240
6.2.2.3.	Доставка марсианского грунта	241
6.2.3.	АМС К АСТЕРОИДУ	241
6.2.3.1.	АМС к астероиду Апофис.....	241
6.2.3.2.	АМС «ЧжэнХэ»	241
6.2.4.	НА ГРАНИЦЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ	242
ГЛАВА 7.	ЯПОНИЯ	243
7.1.	ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ	243
7.1.1.	ПРОЕКТ 1982 ГОДА.....	243
7.1.2.	АМС «HITEN» («MUSES-A»).....	244
7.1.2.1.	Микроспутник «Hagoromo».....	245
7.1.3.	АМС «MUSES-B».....	245

7.1.4.	ПРОЕКТ АМС «LME».....	246
7.1.5.	АМС «LUNAR A».....	246
7.1.6.	ПРОГРАММА «LUNAR PRECURSOR».....	247
7.1.6.1.	АМС «Lunar Precursor-1».....	247
7.1.6.2.	АМС «Lunar Precursor-2».....	247
7.1.6.3.	АМС «Lunar Precursor-3».....	247
7.1.7.	ПРОЕКТ АМС «SELENE» (1997 г.).....	248
7.1.7.1.	АМС «Selene-1».....	248
7.1.7.2.	АМС «Kaguya».....	248
7.1.8.	ПРОЕКТ «SELENE-2».....	250
7.1.9.	ПРОГРАММА «SELENE-X».....	251
7.1.10.	ПРОЕКТ АМС «SLIM».....	251
7.1.11.	ЛУННЫЕ КУБСАТЫ.....	251
7.1.11.1.	«OMOTENASHI».....	251
7.1.11.2.	«EQUULEUS».....	252
7.2.	ИССЛЕДОВАНИЯ КОМЕТ.....	252
7.2.1.	АМС «PLANET A».....	252
7.3.	ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА.....	254
7.3.1.	ПРОЕКТ АМС 1964 ГОДА.....	254
7.3.2.	АМС «NOZOMI» («PLANET B»).....	254
7.3.3.	ПРОЕКТ «PHOBOS/DEIMOS SAMPLE RETURN» («MMX»).....	256
7.3.4.	ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ПОСАДОЧНОЙ АМС.....	256
7.3.5.	ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ АМС.....	257
7.4.	ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ.....	257
7.4.1.	АМС «AKATSUKI» («PLANET C»).....	257
7.4.1.1.	АМС «IKAROS».....	259
7.4.1.2.	КА «UNITEC-1» («Shin'en»).....	260
7.5.	ИССЛЕДОВАНИЯ МЕРКУРИЯ.....	260
7.5.1.	ПРОЕКТ «MERCURY ORBITER».....	260
7.6.	ИССЛЕДОВАНИЯ ВНЕШНИХ ПЛАНЕТ.....	261
7.6.1.	ПРОЕКТ АМС «SOP».....	261
7.6.2.	ПРОЕКТ АМС «JMO».....	261
7.7.	ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДОВ.....	261
7.7.1.	АМС «HAYABUSA» («MUSES-C»).....	261
7.7.1.1.	Наноробер «Muses-CN».....	265
7.7.1.2.	Посадочный зонд «Minerva».....	265
7.7.2.	АМС «HAYABUSA 2».....	267
7.7.2.1.	Малый посадочный аппарат «MASCOT».....	271
7.7.2.2.	Мини-роверы «Minerva-II».....	272
7.7.2.3.	АМС «Procyon».....	273
7.7.2.4.	КА «Despatch».....	273
7.7.2.5.	КА «Shin'en 2».....	274
7.7.3.	ПРОЕКТ АМС «DESTINY+».....	274
7.7.4.	ПРОЕКТ АМС «OKEANOS».....	274
ГЛАВА 8. ИНДИЯ.....	275	
8.1.	АМС «CHANDRAYAAN-1».....	275
8.1.1.	ОТДЕЛЯЕМЫЙ ЗОНД «MIP».....	276
8.1.2.	МИНИ-СПУТНИК LENS.....	276
8.2.	РОССИЙСКО-ИНДИЙСКИЙ ПРОЕКТ «CHANDRAYAAN-2».....	277
8.2.1.	ОРБИТАЛЬНАЯ АМС «CHANDRAYAAN-2».....	277

8.2.2.	Посадочная АМС «ЛУНА-РЕСУРС 1»	277
8.2.3.	Мини-ЛУНОХОД	278
8.3.	АМС «CHANDRAYAAN-2»	278
8.4.	АМС «CHANDRAYAAN-3»	280
8.5.	МАРСИАНСКАЯ АМС «MANGALYAAN»	280
8.6.	ВЕНЕРИАНСКАЯ АМС «SHUKRAYAAN»	282
ГЛАВА 9. КАНАДА		283
9.1.	ПРОЕКТ «PRIME»	283
ГЛАВА 10. ОБЪЕДИНЕННЫЕ АРАБСКИЕ ЭМИРАТЫ		284
10.1.	АМС «АЛЬ-АМАЛЬ»	284
10.2.	ЛУНОХОД «РАШИД»	284
ГЛАВА 11. УКРАИНА		285
ГЛАВА 12. ЮЖНАЯ КОРЕЯ		286
12.1.	АМС «KPLO»	286
12.2.	ЛУНОХОД	286

ГЛАВА 1. АНГЛИЯ

1.1. Межпланетные станции

1.1.1. ПРОЕКТ АМС «Niña»

В 1990 году правительство США предложило организовать «космическую гонку» аппаратов из разных стран, запускаемых к Марсу. Это мероприятие получило название «Columbus 500» в честь 500-летия открытия Америки Христофором Колумбом. Английская организация Cambridge Consultants выступила с проектом АМС с солнечным парусом. АМС предложено назвать «Niña» («Нинья») в честь одной из каравелл Колумба. Парус из посеребренной пленки в сложенном виде имеет форму цилиндра диаметром 4 м и высотой также 4 м, что позволяет поместить его под обтекатель полезного груза имеющихся РН. Масса паруса – около 500 кг. На орбите ИСЗ парус разворачивается в круг диаметром 250 м. Через 80 суток полета АМС, совершив 8 витков вокруг Земли, переходит на траекторию полета к Марсу. Полет продлится 200-300 суток. На АМС должны быть установлены приборы для проведения экспериментов, подготовленных университетами Англии.

Проект не осуществлялся.

1.1.2. АМС «M-PADS»

В 2004 году Эндрю Болл (Andrew Ball) и Джон Зарнецки (John Zarnecki) совместно с фирмой QinetiQ предложили для рассмотрения ESA проект АМС «M-PADS» (Mars Phobos and Deimos Survey) для исследования спутников Марса Фобоса и Деймоса.

АМС массой 310 кг, оснащенная электроионной двигательной установкой, должна была сначала выйти на орбиту вокруг Деймоса, детально обследовать его, а затем перелететь к Фобосу, где на поверхность Фобоса должен был десантироваться малый посадочный аппарат массой 16 кг.

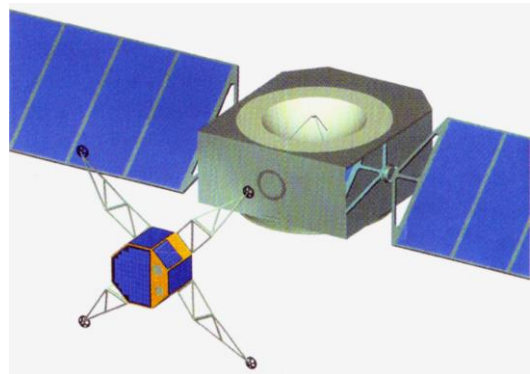


Рис. 3.1. АМС «M-PADS»

Задачами проекта являлось:

- получение данных для уточнения происхождения спутников Марса;
- поиск аналогов Фобоса и Деймоса в поясе астероидов;
- исследование связей между Марсом и его спутниками;
- поиск летучих веществ в составе спутников Марса;
- выяснение природы «борозд» на Фобосе.

К 2007 году к проекту подключилась компания Astrium. Программа полета АМС была усложнена: посадочный аппарат должен вернуться на орбиту к основной АМС и перегрузить взятый на Фобосе образец грунта. Специалисты фирмы Astrium считали, что запуск мог бы быть выполнен в 2016 году, с длительностью полета около трех лет.

Проект был предложен на конкурс ESA и не принят, но авторы проекта считали, что Англия могла бы самостоятельно осуществить изготовление и запуск АМС.

1.2. Лунные АМС

В начале 2007 года на совещании ESA и Британского национального космического центра были представлены два проекта британских АМС для исследования Луны.

1.2.1. ПРОЕКТ «MOONLITE»

АМС «MoonLITE» – лунная орбитальная АМС с ретрансляционной аппаратурой для связи с перспективными посадочными лунными станциями.

АМС несет четыре пенетратора массой по 13,5 кг, которые должны доставить в выбранные лунные кратеры сейсмометры для зондирования внутреннего строения Луны. Пенетраторы планируется сбросить на обратную сторону Луны и в район одного из полюсов.

В 2008 году NASA заявила, что рассмотрит вопрос о присоединении к проекту «MoonLITE».

1.2.2. ПРОЕКТ «MOONRAKER»

АМС «MoonRAKER» - малая посадочная АМС для геологического исследования района посадки. АМС может быть направлена в один из неизученных полярных районов Луны.

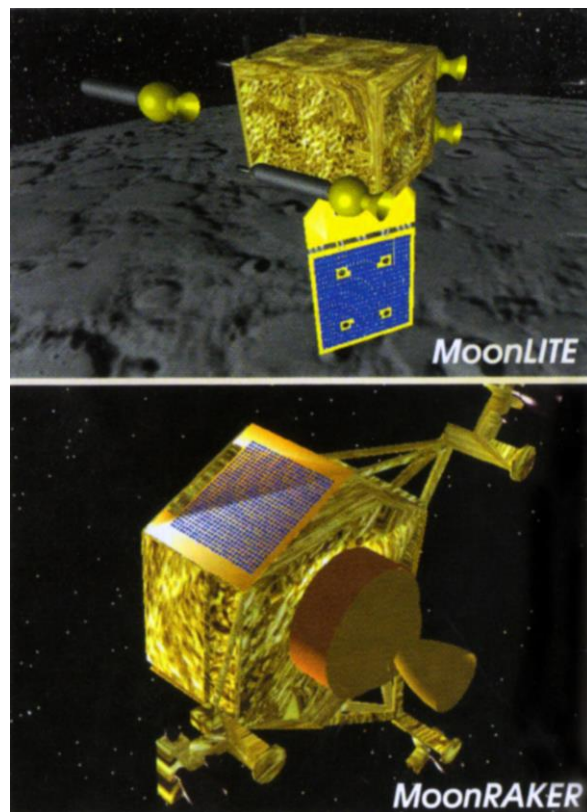


Рис. 3.2. АМС «MoonLITE» и «MoonRAKER»

ГЛАВА 2. ГЕРМАНИЯ

2.1. Исследование Солнца

2.1.1. СОЛНЕЧНЫЙ ЗОНД «HELIOS»

В 1969 году Министерство научных исследований ФРГ (BMwF) подписало с NASA соглашение о запуске двух АМС американскими РН в середине 1970 годов. АМС «Helios» предназначались для исследований окосолнечного пространства с минимальных расстояний около 45 млн. км. АМС конструктивно изготавливались в виде 16-гранной призмы, к которой крепились панели солнечных батарей. Высота корпуса – 0,5 м, поперечный размер – 1,7 м. Максимальный диаметр АМС 2,7 м, высота по панелям солнечных батарей 2,1 м, по антенному блоку – 4 м.

Солнечные батареи в зависимости от точки орбиты обеспечивали мощность 238-280 Вт.

Состав аппаратуры АМС:

- три магнитометра;
- спектральный анализатор волновых электро-статических и электромагнитных процессов;
- радиометр солнечных всплесков;
- детекторы заряженных частиц;
- детекторы метеорных частиц;
- фотометры регистрации зодиакального света.

АМС стабилизировались вращением со скоростью 60 об/мин. Раскрутка выполнялась с помощью трех реактивных микродвигателей тягой по 0,1 кг, работавших на сжатом азоте. Связь АМС с Землей осуществлялась через остронаправленную антенну, снабженную системой противовращения.

Масса АМС «Helios А» 371,2 кг, в т.ч. 72,2 кг научной аппаратуры и 7,7 кг сжатого азота.

Запуск АМС выполнялся американской РН Titan-3Е с дополнительной верхней ступенью. Было изготовлено два летных образца АМС «Helios», которые были выведены на гелиоцентрическую орбиту в конце 1974 и в начале 1976 годов. Расчетный срок работы – 6 месяцев.

В табл. 3.1 приведена краткая информация о запусках АМС «Helios».



Рис. 3.3. АМС «Helios»

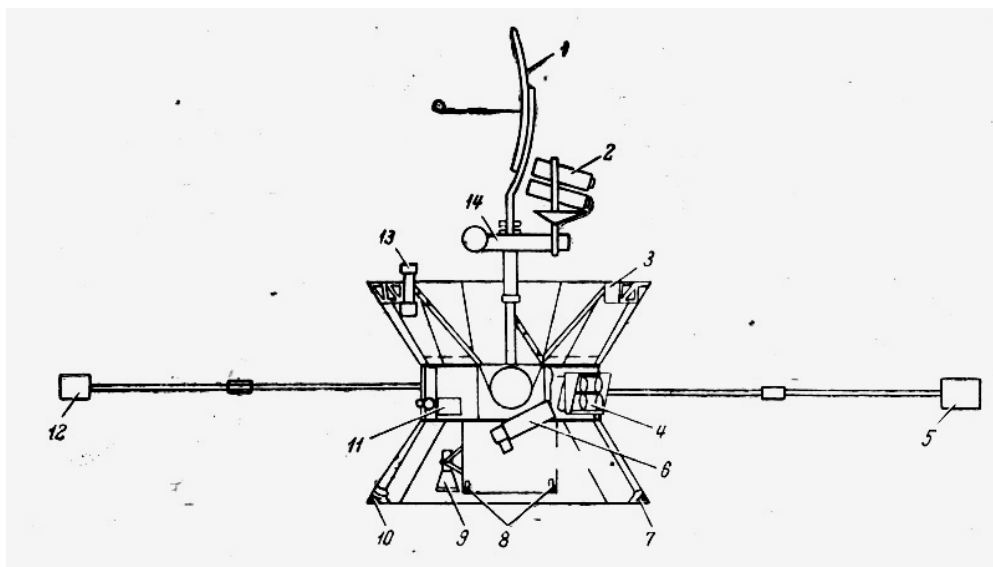
Табл. 3.1. Запуски АМС «Helios»

№ п/п	Название	Дата запуска	Сер. №	Масса, кг	Параметры орбиты	Примечание
1	Helios-1	10.12.74	Helios A	371,2	46,5 x 147,45 млн. км, T = 192 сут.	Работа АМС продолжалась до 10.02.86 г.
2	Helios-2	15.01.76	Helios B	376	43,4 x 145,95 млн. км, T = 187 сут.	Работа АМС продолжалась до 03.03.80 г.

2.2. Изучение комет

2.2.1. КОМЕТНЫЙ ЗОНД «HELIOS»

В 1977 году ESA изучала возможность модификации АМС «Helios» для полета к кометам. Так как АМС типа «Helios» стабилизируется вращением, на АМС должна быть смонтирована платформа с устройством противовращения, на которой устанавливается фототелевизионная аппаратура. Предусматривалась установка масс-спектрометра и инфракрасного радиометра. Кроме того, АМС дополнительно оснащалась микродвигателями для ориентации оси вращения и поддержания режима вращения, а также для коррекции траектории. Масса модифицированной АМС составляет 400 кг. АМС могла бы быть запущена в 1980 году к комете Энке.



- | | |
|--|---|
| 1 – остронаправленная антенна | 8 – микродвигатели для коррекции траектории |
| 2 – фототелевизионная установка | 9 – прибор для исследования плазмы |
| 3 – масс-спектрометр ионов | 10 – микродвигатель для ориентации оси вращения |
| 4 – оптический детектор частиц | 11 – фотополяриметр |
| 5 – магнитометр переменного тока | 12 – магнитометр постоянного тока |
| 6 – масс-спектрометр ударной ионизации | 13 – масс-спектрометр нейтральных атомов |
| 7 – микродвигатель для ориентации оси вращения | 14 – платформа с системой противовращения |

Рис. 3.4. АМС «Helios» для полета к комете

В случае использования для запуска АМС РН Titan ШЕ-ТЕ-364-4 существовала возможность одновременного запуска второй АМС. Через 30-40 суток после запуска АМС разделятся с помощью пружинного толкателя, что даст импульс на некоторое расхождение траекторий. В этом случае одна АМС могла бы пройти около головы кометы, а вторая, отклонившаяся к этому времени на расстояние 10 000-100 000 км, – через хвост кометы

2.3. Исследование Марса

2.3.1. МАРСОХОДЫ ДЛЯ АМС «Viking-79»

В 1974-1975 году западногерманский концерн MBV при участии американской фирмы Martin Marietta разрабатывал проекты марсоходов, которые должны были доставляться на Марс посадочными модулями АМС «Viking-79» (см. том 2, часть 3, п. 2.3.4). Рассматривалось пять типов марсоходов.

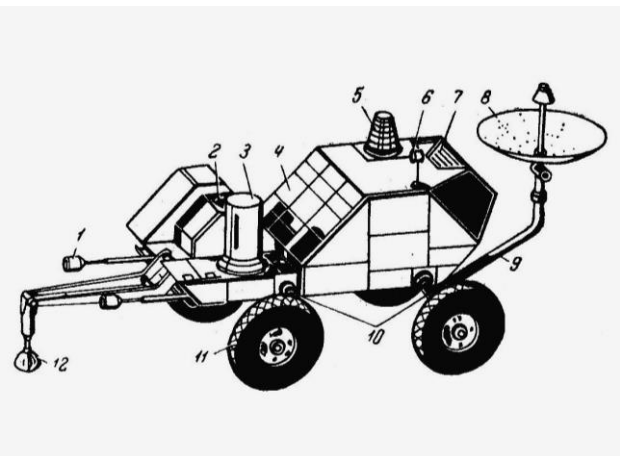
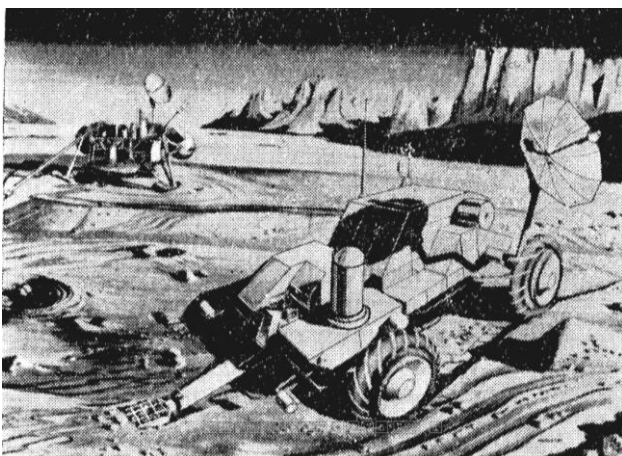
Тип А. Мини-марсоход с массой менее 30 кг. Создание марсоходов такого типа признано нецелесообразным в связи с низким соотношением «эффективность – стоимость».

Тип В. Марсоход массой 50 кг, управляемый по проводам. Марсоход должен иметь возможность брать пробы грунта и доставлять их к посадочному модулю для проведения анализа. Энергопитание марсохода производится также по проводам от энергоустановки посадочного модуля. Создание марсоходов такого типа также признано нецелесообразным.

Тип С. Малый марсоход. В отличие от марсохода типа В снабжен радиоизотопным источником энергии. Марсоход этого типа также должен доставлять взятые пробы грунта к посадочному модулю для анализа. Связь с Землей осуществляется через посадочный модуль. Длина корпуса марсохода 1,2-1,6 м. Ширина и высота корпуса 0,36 м. Марсоход имеет четырехколесное шасси. Диаметр колеса – 0,56 м. Расстояние между колесами 0,45 м, между осями – 0,9 м. Марсоход должен был иметь скорость 0,04-0,18 км/ч. При максимальном суточном пробеге 0,2 км расчетный ресурс движения марсохода должен был составить 4 км. Масса марсохода 86 кг, в т.ч. научных приборов – 21 кг. Проект был признан заслуживающим дальнейшей проработки.

Тип D. Автономный марсоход. Оборудован радиоизотопным источником энергии. Связь с Землей осуществляется через собственную остронаправленную антенну или через орбитальный блок АМС «Viking-79». Марсоход способен выполнять отбор проб грунта и их анализ независимо от посадочного модуля. Длина корпуса марсохода 1,6-1,8 м. Ширина корпуса 0,67 м, высота 0,72-0,82 м. Марсоход имеет четырехколесное шасси с автономным приводом каждого колеса от встроенного электродвигателя. Диаметр колеса – 0,48 м. Ширина колеи 0,94 м, расстояние между осями – 0,93 м. Масса марсохода 180 кг, в т.ч. научных приборов – 55 кг. Марсоход должен был иметь скорость 0,07-0,36 км/ч. При максимальном суточном пробеге 0,5 км расчетный ресурс движения марсохода должен был составить более 50 км. Проект был признан заслуживающим дальнейшей проработки.

Тип Е. Усовершенствованный марсоход массой более 300 кг. Этот проект не прорабатывался по весовым ограничениям АМС «Viking-79».



- | | |
|-------------------------------------|---|
| 1 – датчики обнаружения препятствий | 7 – радиоизотопный источник |
| 2 – анализатор грунта | 8 – остронаправленная антенна |
| 3 – фототелевизионная установка | 9 – штанга крепления антенны |
| 4 – отсек оборудования | 10 – подвеска колес |
| 5 – всенаправленная антенна | 11 – колесо со встроенным электродвигателем |
| 6 – блок метеоприборов | 12 – устройство забора проб грунта |

Рис. 3.5. Автономный марсоход (тип D)

2.4. Исследования Юпитера

2.4.1. ПРОЕКТ «JURA»

В 1965-66 годах германская фирма Bölkow разработала проект двух АМС для исследования Юпитера – «Jura-1» и «Jura-2».

2.4.1.1. АМС «Jura-1»

Двигательная система АМС «Jura-1» состояла из основного ЖРД тягой 500 кг и ДУ для коррекции траектории. Основной ЖРД, работавший на топливных компонентах фтор и водород, предназначался для доразгона АМС при выведении на заданную траекторию. АМС имела трехосную систему стабилизации. Рабочими органами системы ориентации и стабилизации являлись реактивные сопла, работавшие на сжатом газе.

Состав научного оборудования:

- фотоаппаратура;
- инфракрасные радиометры;
- температурные датчики;
- детекторы космического излучения;
- детекторы метеорных частиц;
- магнитометры;
- приборы для исследования атмосферы Юпитера.

АМС должна была иметь радиоизотопный источник энергии.

Максимальный диаметр АМС – 3 м. Проектная масса АМС – более 1 т.

Запуск АМС планировалось произвести в 1974 году с помощью американской РН.

АМС должна была выполнить пролет Юпитера на расстоянии 200 тыс. км от центра планеты.

2.4.1.2. АМС «Jura-2»

АМС «Jura-2» в основном аналогична АМС «Jura-1». Отличия заключались в следующем:

- в состав АМС входил атмосферный зонд для прямых исследований атмосферы Юпитера;
- основная двигательная установка АМС имела два фторо-водородных ЖРД тягой по 500 кг.

Максимальный диаметр АМС – 3 м. Проектная масса АМС – более 1 т.

Запуск АМС планировалось произвести в 1974 году с помощью американской РН.

АМС должна была доставить к Юпитеру атмосферный зонд и выполнить дистанционные исследования при пролете Юпитера на расстоянии 200 тыс. км от центра планеты.

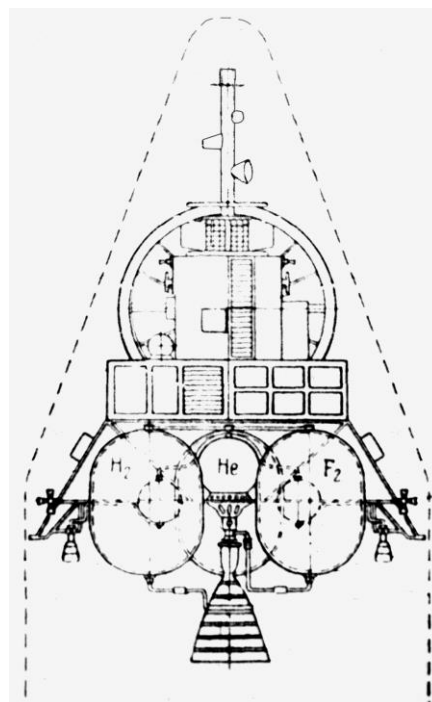


Рис. 3.6. АМС «Jura-1»

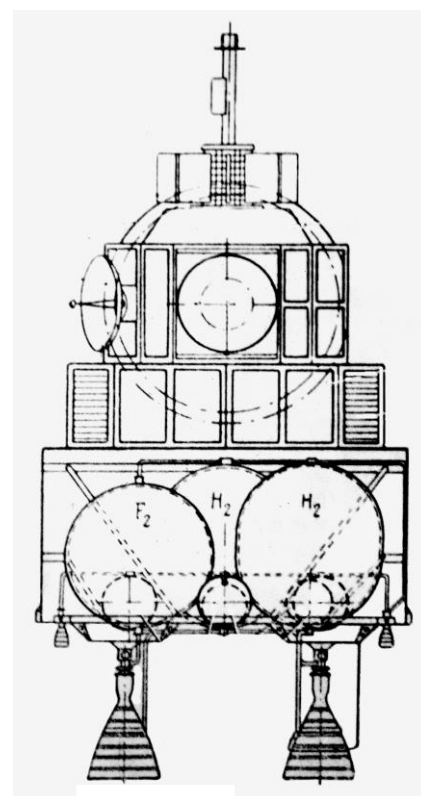


Рис. 3.7. АМС «Jura-2»

2.4.2. ЮПИТЕРИАНСКАЯ АМС ФИРМЫ ERNO

Во второй половине 1960-х годов германская фирма ERNO (Entwicklungsring Nord, Бремен) разработала проект АМС для исследования Юпитера с пролетной траектории.

В задачи полета входило:

- измерение магнитных полей в окрестностях Юпитера;
- исследования атмосферы Юпитера;
- фотографирование Юпитера и его спутников.

Размеры АМС: длина 4,1 м, максимальный диаметр 2,5 м. Масса АМС 650 кг, в т.ч. 100 кг научной аппаратуры.

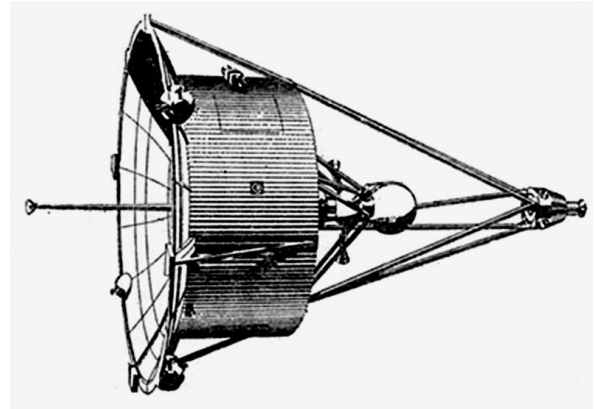


Рис. 3.8. АМС «ERNO»

2.4.3. АМС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЮПИТЕРА (ПРОЕКТ 1975 Г.)

В 1975 году фирма MBV выполнила предварительное проектирование АМС для доставки зонда к Юпитеру и проведения исследований с орбиты спутника Юпитера.

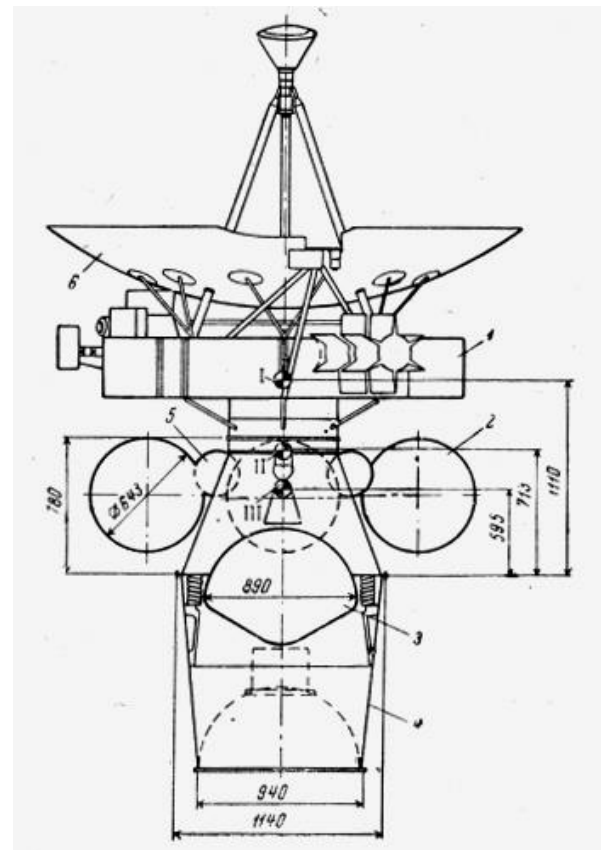
Проектирование проводилось в расчете на запуск в декабре 1980 г. ракетой-носителем Titan III с РБ TE-364-4.

Проектная масса АМС 1 100 кг, в т.ч.:

АМС без ТДУ и сбрасываемого зонда	– 275 кг;
сбрасываемый зонд	– 147 кг;
ТДУ (без топлива)	– 85 кг;
топливо для ТДУ	– 553 кг;
переходник крепления на РН	– 40 кг.

Проектирование проводилось в рамках НИР.

Изготовление и запуск АМС не выполнялись.



- 1 – корпус АМС
- 2 – топливный бак ТДУ
- 3 – сбрасываемый зонд
- 4 – переходник крепления на РН
- 5 – баллон со сжатым гелием
- 6 – остронаправленная антенна

Рис. 3.9. АМС для исследования Юпитера

2.5. Исследования Меркурия

2.5.1. ПРОЕКТ АМС «МРО»

В 1987 году Аэрокосмический научно-экспериментальный центр ФРГ разработал проект АМС для исследования Меркурия с полярной орбиты. АМС «МРО» (Mercury Polar Orbiter).

На АМС должны быть установлены следующие научные приборы:

- гамма-спектрометр;
- рентгеновский спектрометр;
- многодиапазонный картирующий спектрометр;
- инфракрасный радиометр;
- микроволновый радиометр;
- радиолокационный альтиметр;
- ультрафиолетовый спектрометр;
- магнитометр;
- детектор метеорных частиц.

Общая масса приборов составляет 100 кг. АМС «МРО» должен был обеспечить съемку всей поверхности Меркурия с разрешением не хуже 100 м.

Рассматривалась возможность включения в состав АМС «МРО» отделяемого спутника массой 500 кг для высокоточных гравитационных измерений.

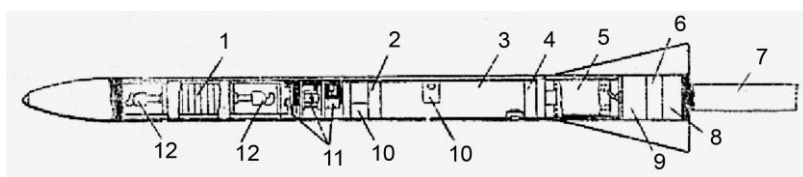
Предлагалось также установить на АМС «МРО» три или четыре пенетратора. Длина пенетратора составляет 1,5 м, диаметр 9 см, масса 35 кг, в том числе 3 кг полезной нагрузки. В состав приборов, устанавливаемых на пенетраторе, входили:

- трехосный сейсмометр;
- альфа-протонный анализатор грунта;
- температурные датчики;
- акселерометры.

В блок установки пенетратора входил сам пенетратор, тормозной РДТТ тягой 3,0 т для схода с орбиты и служебный отсек массой 10 кг с микродвигателями ориентации и оборудованием системы наведения. Общая масса блока – 245 кг.

Пенетратор отделяется от АМС на высоте 3 км при орбитальной скорости 4 км/с. Тормозной РДТТ за 19 с работы гасит скорость почти полностью, после чего пенетратор совершает свободное падение в течение 40 с. Скорость при соударении с поверхностью составит 150 м/с, перегрузки при этом могут достигать 1 800 g. Согласно расчетам, головная часть пенетратора заглубится на величину до 15 м, а хвостовая часть останется на поверхности.

Радиоизотопные источники должны были обеспечить работу аппаратуры пенетратора в течение двух лет.



- | | |
|------------------------------|---------------------------------|
| 1 – аккумулятор | 7 – антенна |
| 2 – акселерометр | 8 – приемник |
| 3 – электронное оборудование | 9 – электронное оборудование |
| 4 – температурный датчик | 10 – альфа-протонный анализатор |
| 5 – отсек с кабелем | 11 – трехосный сейсмометр |
| 6 – гамма-спектрометр | 12 – радиоизотопный генератор |

Рис. 3.10. Пенетратор АМС «МРО»

Проектная масса АМС «МРО» составляла 5,8 т, в том числе:

- топливо для ТДУ – 3,2 т;
- сухая масса орбитального блока – 700 кг;
- запас топлива ДУ орбитального блока – 665 кг;
- отделяемый спутник – 500 кг;
- три пенетратора массой по 245 кг.

Запуск АМС рассчитывался на использование МТКК Space Shuttle с разгонным блоком Centaur G'. Расчетная схема полета при старте в июле 1996 года выглядела следующим образом:

- июль 1996 г. – старт с Земли;
- декабрь 1996 г. – пролет около Венеры на расстоянии 2 400 км;
- июль 1997 г. – пролет около Венеры на расстоянии 300 км;
- август 1998 г. – пролет около Меркурия на расстоянии 200 км;
- май 1999 г. – пролет около Меркурия на расстоянии 200 км;
- май 2000 г. – пролет около Меркурия на расстоянии 200 км;
- октябрь 2001 г. – выход на орбиту спутника Меркурия высотой 300 км.

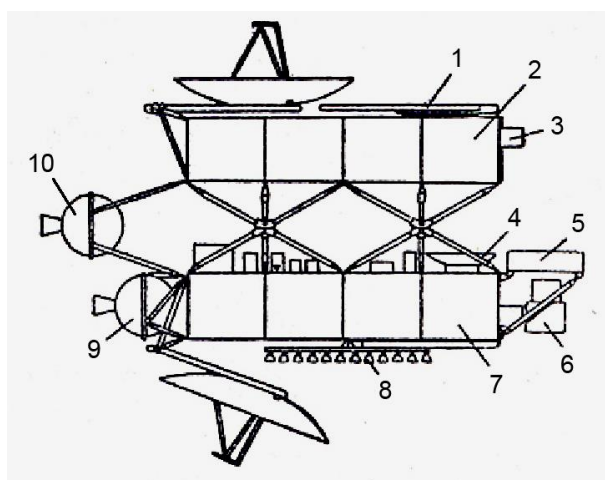
В связи с тем, что NASA отказалась от использования РБ Centaur G' в сочетании с МТКК Space Shuttle¹, разработчики АМС «МРО» были вынуждены переориентироваться на запуск АМС с помощью РН Titan 4 с разгонным блоком Centaur G', что потребовало пересмотра проекта для уменьшения массы АМС.

2.5.2. ВАРИАНТ АМС С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Организация «Международный космический фонд» (World Space Foundation) предложила Аэрокосмическому фонду ФРГ проект АМС с солнечным парусом. АМС состоящая из двух блоков, выводится на орбиту ИСЗ с помощью РН Titan 4. Дальнейшее движение обеспечивает солнечный парус площадью 150 000 м² и массой 750 кг.

АМС, имеющая массу 2,3 т, достигает Меркурия через 500 суток, где парус отбрасывается, и включается основной РДТТ, выводящий АМС на орбиту спутника Меркурия высотой 100 x 17 600 км. На этой орбите происходит разделение блоков. Блок А остается на высокоэллиптической орбите, а блок В, включив в перигея орбиты свой РДТТ, переходит на круговую орбиту высотой 100 км.

Масса блока А – 393 кг, масса блока В (без РДТТ) – 130 кг.



- 1 – солнечная батарея
- 2 – блок А
- 3 – магнитометр
- 4 – радиолокационный альтиметр
- 5 – микроволновый радиометр
- 6 – гамма-спектрометр
- 7 – блок В
- 8 – термоэлектрическая установка
- 9 – РДТТ блока В
- 10 – основной РДТТ

Рис. 3.11. Проект двухблочной АМС

¹ См. том 2, часть 4, п. 8.4.

2.6. Исследования Луны

В 2007 году Германский аэрокосмический центр (DLR) выступил с проектом создания германских АМС для исследования Луны. Так, было предложено в 2013 году с помощью РН Ariane V запустить на орбиту ИСЛ аппарат для картографирования и радиолокационного зондирования поверхности Луны.

Еще через пять лет возможен запуск на Луну посадочной АМС «Mona Lisa», разработку которой по заданию консорциума Astrium ведет фирма OHB-System.

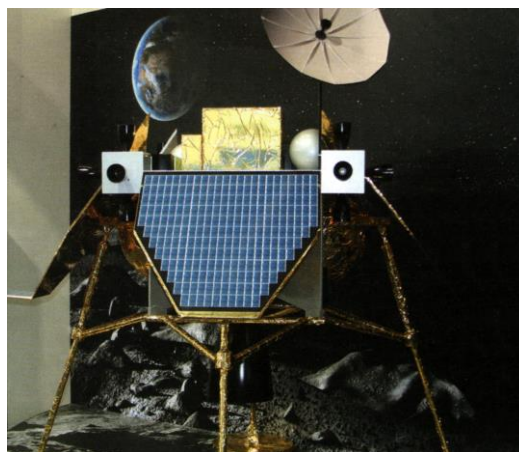


Рис. 3.12. Макет АМС «Mona Lisa»

ГЛАВА 3. ИТАЛИЯ

3.1. АМС «Marconi Telecommunications Orbiter»

Итальянское космическое агентство (ASI) в 2001-2002 годах проводило с участием NASA разработку ретрансляционного спутника «Marconi Telecommunications Orbiter» (Mars ASI/NASA Telecommunications Orbiter). АМС предназначалась для выведения на орбиту спутника Марса и обеспечения передачи больших потоков информации от АМС, работающих на поверхности Марса. Запуск намечался на 2007 год.

В конце 2002 года ASI не смогло подтвердить продолжение своего участия в этом проекте, и NASA приняла решение об отдельной разработке телекоммуникационного спутника «Mars Telecommunications Orbiter»¹, запланировав его запуск на 2009 год.

3.2. Проект «Mars ASI/NASA Science Orbiter»

Италяно-американский проект «Mars ASI/NASA Science Orbiter»² предполагал создание АМС, выводимой на орбиту спутника Марса и оснащенной радиолокатором с синтезированной апертурой для детальной радиолокационной съемки поверхности Марса. Запуск АМС планировался на 2009 год.

После того, как в конце 2002 года ASI не подтвердило свое участие в этом проекте, проект был свернут.

3.3. Лунный кубсат³ «ArgoMoon»

Итальянское аэрокосмическое агентство ASI и итальянская компания Agrotec в рамках сотрудничества с NASA разработали миниатюрный космический аппарат (МКА), который должен быть доставлен к Луне в числе других 12 кубсатов во время запуска американского КК «Orion» по программе полета ЕМ-1⁴.

МКА «ArgoMoon» должен быть выведен на траекторию пролета Луны с последующим выходом на гелиоцентрическую орбиту. Выполняя совместный полет с разгонным блоком ICPS, отделившимся от КК «Orion» после его выведения на траекторию полета к Луне, МКА «ArgoMoon» будет выполнять фотосъемку ICPS, передавая изображения на Землю. В задачи полета кубсата входит также отработка лазерной связи космического аппарата с наземной станцией.

«ArgoMoon» имеет формат 6U, масса – около 14 кг.



Рис. 3.13. МКА «ArgoMoon»

¹ См. том 2, часть 3, п.2.5.10.

² См. том 2, часть 3, п.2.5.11.

³ Кубсат (англ. CubeSat, от cube satellite – кубический спутник, спутник-кубик) – микроспутник, имеющий форму куба со стороной 10 см (1U). Допускается объединение нескольких кубов в единые конструкции, обозначаемые как 2U, 3U и т.д. Как правило, комплектующие аппаратуры кубсата являются недорогими покупными изделиями. Кубсаты выводятся на орбиту как попутный груз при запусках других КА.

⁴ См. том 2, часть 3, п.1.23.

ГЛАВА 4. ФРАНЦИЯ

4.1. Марсианские проекты

4.1.1. ПРОЕКТ АМС «CNES ORBITER»

Летом 1996 г. NASA предложила Национальному центру космических исследований Франции (CNES) участвовать в программе доставки марсианского грунта на Землю «Mars Sample Return Mission» (MSRM)¹. Франция по этой программе должна была разработать АМС, которая должна была, стартовав в 2005 году, выйти на орбиту спутника Марса, отыскать, сблизиться и захватить капсулы с марсианским грунтом, доставленные туда взлетными ракетами с американских посадочных АМС, и, наконец, доставить марсианский грунт на Землю. Проект АМС получил наименование «CNES Orbiter».

Конструктивно АМС состоит из двигательного модуля, работающего на участке перелета Земля-Марс и во время выхода на орбиту спутника Марса, и основного модуля, обеспечивающего орбитальные маневры при сближении с контейнерами и отлет к Земле.

АМС «CNES Orbiter» должна выйти на орбиту спутника Марса с помощью т.н. аэродинамического захвата. Траектория входа АМС в атмосферу Марса рассчитывается таким образом, что минимальная высота пролета составит 43–45 км от поверхности. АМС будет иметь мощный теплозащитный экран и двигатели управления ориентацией АМС при аэродинамическом торможении. Перегрузки при торможении должны составить 2,4–2,8 g. Потеря скорости при проходе через атмосферу составит около 1 500 м/с, что обеспечит выход АМС на орбиту с высотой апоцентра 1 000–5 000 км. После прохода атмосферы Марса АМС сбрасывает лобовой экран, выдает разгонный импульс для поднятия перицентра орбиты до высоты 200 км – за пределы плотных слоев атмосферы, и сбрасывает двигательный модуль.

Выйдя на околомарсианскую орбиту, АМС начинает поочередное сближение с контейнерами, выведенными на орбиту взлетными ракетами первого и второго американских посадочных комплексов. Выведение АМС на нужную орбиту и сближение до 2 км происходит по указаниям с Земли, а затем в автоматическом режиме под управлением бортового компьютера. АМС использует при сближении лазерный дальномер. Для точного определения орбиты и положения контейнера используются данные других АМС, находящихся на орбите Марса и отслеживающих движение контейнера. После маневрирования, необходимого для сближения с контейнером, АМС захватывает контейнер приемным конусом и помещает его в возвращаемую капсулу. Расчетный срок для сближения и захвата контейнера первого посадочного комплекса составляет около полугода. За это время второй посадочный комплекс, запущенный к Марсу одновременно с АМС «CNES Orbiter», завершает свою работу и выводит на орбиту ИСМ второй контейнер с грунтом. АМС «CNES Orbiter» выполняет захват второго контейнера, на что по плану отводится 4–5 месяцев.

После завершения этапа подбора контейнеров возвращаемый аппарат переходит на траекторию полета к Земле. При сближении с Землей АМС выводит возвращаемую капсулу на траекторию, обеспечивающую заданные условия входа в атмосферу, отделяет капсулу, и переходит на гелиоцентрическую орбиту, исключая дальнейшую встречу с Землей. Капсула входит в атмосферу со скоростью 11,5 км/с, тормозится в атмосфере и совершает жесткую посадку (без парашютов) в штате Юта. Корпус капсулы выполняется таким образом, чтобы исключить повреждение капсул при приземлении. Капсулы рассчитаны на действие перегрузок до 200 g.

Корпус АМС без лобового экрана имеет диаметр и длину около 3 м, диаметр лобового экрана – 3,65 м. Двигательная установка АМС имеет запас характеристической скорости 3 500 м/с. Энергопитание аппаратуры АМС обеспечивается солнечными батареями и литий-ионными аккумуляторами.

Масса АМС «CNES Orbiter» – 2 700 кг, в т.ч. 600 кг – возвращаемый аппарат и 300–400 кг – лобовой экран.

¹ См. том 2, часть 3, п. 2.7.6.

Запуск АМС должен осуществляться РН Ariane 5 с криогенным разгонным блоком ESC-A либо американской РН Delta 4 Heavy. Одновременно этой же РН должен быть запущен второй американский посадочный комплекс. Общая масса двух комплексов – 5,2 т.

Запуск АМС «CNES Orbiter» по первоначальной программе планировался на 2005 год. В 2000 году, после пересмотра NASA сроков программы MSRM, стало очевидно, что старт АМС «CNES Orbiter» сможет состояться не ранее 2011 года.

4.1.2. ПРОГРАММА «MARS PREMIER»

После неудач двух американских миссий 1998 года – «Mars Climate Orbiter» и «Mars Polar Lander», – состоялся пересмотр марсианской программы США. В октябре 2000 года NASA объявила о переносе сроков доставки марсианского грунта, после чего CNES начала работу над собственным марсианским проектом, названным «Mars PREMIER» (Programme de Retour d'Echantillons Martiens et d'Installation d'Experiences en Réseau – Программа доставки марсианских образцов и организация сетевых экспериментов).

Проект «Mars PREMIER» предусматривал несколько этапов реализации программы по доставке марсианского грунта:

- запуск нескольких экспериментальных аппаратов для отработки технологий;
- запуск прототипа орбитальной АМС;
- запуск посадочно-взлетной марсианской АМС «CNES Lander»;
- запуск АМС для доставки марсианского грунта «CNES Orbiter».

В 2002 году рассматривался вопрос об объединении задач проекта «Mars PREMIER» с предложенной к этому моменту миссией ESA «ЕхoMars» (п. 5.2.6.4), однако от этого объединения решено было отказаться, и некоторое время проекты разрабатывались параллельно.

4.1.2.1. Предварительно-отработочные миссии

Ниже описаны некоторые проекты предварительно-отработочных миссий в интересах программы «Mars PREMIER».

В запуске КА «ERVС» (Earth Re-entry Vehicle/Capsule – возвращение капсулы на Землю) было намечено отработать технологию возвращения со второй космической скоростью капсулы с грунтом. Экспериментальная капсула «ERVС» должна была быть выведена на высоко-эллиптическую орбиту ИСЗ, а затем доразогнана для достижения необходимой скорости входа в атмосферу Земли.

Задачей миссии «Mars Aerocapture Demonstrator» являлась отработка технологии аэродинамического захвата при выходе АМС на околомарсианскую орбиту. Такой способ торможения требует высокой точности при входе в марсианскую атмосферу, точного знания параметров атмосферы на момент входа, а также отработанной системы управления входом. Аэродинамический захват планировалось применять при полетах АМС «CNES Orbiter» и, возможно, «CNES Lander».

На начальном этапе разработки проекта АМС для доставки на Землю марсианского грунта CNES предполагала также разработать «микрокосмический аппарат» (МКА) массой менее 200 кг, который должен был бы запускаться РН Ariane 5 одновременно с АМС «CNES Orbiter». МКА предполагалось выводить на орбиту, переходную к геосинхронной, с которой АМС должна была, используя собственные ДУ и гравитационные маневры у Луны и Земли, перейти на траекторию полета к Марсу.

4.1.2.2. АМС «Mars 2007»

По этому проекту должна была быть разработана и запущена к Марсу в 2007 году АМС, являющаяся прототипом орбитальной АМС «CNES Orbiter».

АМС представляет собой комплекс, состоящий из орбитального модуля «Mars 2007 Orbiter» и четырех посадочных модулей «NetLander».

4.1.2.2.1. АМС «Mars 2007 Orbiter»

На АМС «Mars 2007 Orbiter» возлагались следующие задачи:

- отработка поиска, сближения и захвата контейнеров с грунтом на орбите спутника Марса;
- доставка посадочных модулей «NetLander»;
- проведение попутных научных наблюдений;
- ретрансляция данных, передаваемых различными АМС с поверхности Марса.

По первоначальному проекту АМС «Mars 2007 Orbiter», называемая также «МО-07», представляла собой прототип орбитальной АМС «CNES Orbiter». Выход на орбиту спутника Марса планировалось выполнять путем торможения АМС в верхних слоях атмосферы Марса («аэродинамический захват»), для чего АМС должна была нести специальный защитный лобовой экран.

Проведенные оценки риска при выполнении «аэродинамического захвата» вынудили специалистов CNES сначала продублировать способ выхода на орбиту спутника Марса установкой ТДУ, а затем и вообще отказаться в проекте «Mars 2007 Orbiter» от «аэродинамического захвата». В результате конструкция АМС «МО-07» была переработана полностью.

По новому варианту проекта АМС «Mars 2007 Orbiter» состояла из основного блока, несущего двигательную установку, и блока-носителя посадочных модулей «NetLander».

Проведение научных наблюдений с борта АМС на этапе полета к Марсу было отменено.

Программа полета АМС «Mars 2007 Orbiter» выглядела следующим образом. За 38 суток до сближения с Марсом начинается процедура последовательного нацеливания и отделения посадочных модулей. Последний, четвертый модуль отделяется за 8 суток до подлета к Марсу. После этого блок-носитель модулей сбрасывается, а АМС выполняет ориентирование для начала торможения с помощью основной двигательной установки. АМС должна выйти на промежуточную эллиптическую орбиту спутника Марса, а спустя две недели – на рабочую орбиту, близкую к круговой, высотой 500 км и наклоном $93,2^\circ$.

После выхода на рабочую орбиту начинается отработка технологии захвата контейнеров с грунтом. От АМС отделяется имитатор контейнера OS (Orbiting Sample) с радиопередатчиком. Диаметр имитатора – 16 см. После удаления имитатора на некоторое расстояние начинается процесс автоматического поиска, расчета траекторных маневров, сближения и захвата имитатора. Отработка технологии захвата будет продолжаться 11 месяцев. Завершением работы с имитатором контейнера будет его окончательное отделение и проверка работы средств обнаружения и слежения на большом расстоянии.



Рис. 3.14. АМС «Mars 2007 Orbiter»
(1-й вариант)

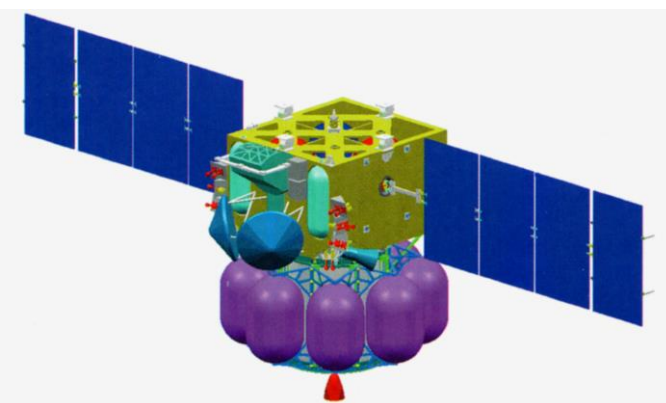


Рис. 3.15. АМС «Mars 2007 Orbiter»
(2-й вариант)

На следующем этапе работы АМС «МО-07» проводит научные исследования с орбиты высотой 350 км. Этот этап продлится 1 марсианский год. Затем АМС переводится на орбиту 170 x 1 000 км.

Масса АМС «МО-07» должна была составить 3 020 кг, в том числе 1 680 кг топлива, 4 модуля «NetLander» с переходными блоками – 340 кг, оборудование для отработки захвата контейнеров – 80 кг, научная аппаратура с интерфейсами – 50 кг.

Запуск АМС рассчитывался на РН Ariane 5 EPS-V.

Старт АМС «МО-07» был запланирован на 11.09.07 г., а выход на орбиту спутника Марса – в июле-сентябре 2008 г.

4.1.2.2.2. Малые посадочные модули «NetLander»

Малые геофизические (ареофизические) АМС «NetLander» разрабатывались для изучения внутреннего строения Марса и эволюции его атмосферы и климата. Сеть из нескольких АМС должна была позволить обнаружить и локализовать очаги марсотрясений, а по распространению ударных волн исследовать внутреннее строение Марса.

Впервые предложение о создании на Марсе сети сейсмических, метеорологических и геодезических станций под названием «Marsnet» прозвучало в ESA в 1993 году. В 1996 году был рассмотрен схожий проект «InterMarsnet». В 1997 году рассматривалось предложение об установке четырех посадочных модулей «InterMarsnet» на АМС «Mars Express», но резерва массы было недостаточно, и предложение было отклонено. АМС «NetLander» являлись, по сути, эволюционным завершением проектов «Marsnet» и «InterMarsnet». В процессе работ по проекту «Mars PREMIER» (доставка марсианского грунта) было принято решение о размещении четырех АМС «NetLander» на орбитальном блоке АМС «МО-07».

На АМС «NetLander» планировалось установить следующее научное оборудование:

- двухосный сейсмометр;
- трехосный сейсмометр короткопериодических колебаний;
- трехосный магнитометр;
- метеостанция с датчиками температуры, давления, скорости ветра, относительной влажности и оптической плотности атмосферы;
- датчик электрического поля;
- радиолокатор подпочвенного зондирования;
- панорамная телекамера.



Рис. 3.16. АМС «NetLander»

Диаметр корпуса АМС до раскрытия в рабочее положение – 0,47 м. Масса АМС «NetLander» при отделении от орбитального блока 76,5 кг, в состоянии после посадки – 25 кг, в т.ч. 4,5 кг научной аппаратуры.

АМС «NetLander» должны были отделиться от орбитального модуля за 38-8 дней до сближения с Марсом, при этом для них выбирались такие траектории, чтобы их посадка произошла в районах, отдаленных один от другого на 2 000-3 000 км. Одна АМС должна была совершить посадку в Южном полушарии в районе бассейна Эллада, три других – вокруг вулканического комплекса Фарсида.

Расчетная программа посадки АМС «NetLander» выглядела так: АМС после отделения от орбитального блока тормозится в атмосфере Марса с помощью лобового теплозащитного экрана диаметром 90 см, затем совершает спуск на парашюте и, наконец, выполняет мягкую посадку с помощью надувных баллонов, как это было сделано при посадке АМС «Mars Pathfinder». Диаметр корпуса АМС до раскрытия в рабочее положение – 0,47 м. После посадки АМС раскрывает панели солнечных батарей, обеспечивая одновременно принятие правильного положения корпуса, выдвигает штанги с антенной, телекамерой и метеодатчиками, а также переносит на грунт сейсмометры.

4.1.2.3. AMC «CNES Lander»

Для реализации чисто французского варианта программы доставки марсианского грунта CNES должна была самостоятельно разработать и построить посадочно-взлетную AMC «CNES Lander». AMC «CNES Orbiter» оставалась практически такой же, как для американо-французского проекта (п. 4.1.1).

AMC «CNES Lander» должна была включать посадочную систему, грунтозаборное устройство, взлетную ракету и возвращаемую капсулу. Считалось, что для первой экспедиции не обязательна высокая точность посадки в намеченную точку. Взлетная ракета должна была доставить контейнер с образцом грунта на круговую орбиту высотой 150 км, где этот контейнер должен быть подобран AMC «CNES Orbiter» и доставлен затем на Землю.

Намечалось осуществить запуск AMC «CNES Lander» в 2011 году, а AMC «CNES Orbiter» – в 2013 году.

4.2. Исследования астероидов и комет

4.2.1. ПРОЕКТ AMC 1979 ГОДА

Французский Национальный центр по исследованию космоса CNES в 1978-1979 годах разработал проект AMC для исследования астероидов, находящихся между орбитами Марса и Юпитера. Проектная масса AMC 500-700 кг, в том числе масса научной аппаратуры 45-70 кг. В состав научных приборов входят съемочная камера, радиолокатор и инфракрасный спектрометр. Предполагалось, что удастся выполнить пролет нескольких (шести-семи) астероидов на расстоянии менее 1 000 км с относительной скоростью около 2 км/с. При утверждении проекта и начале работ в 1979 году запуск AMC с помощью РН Ariane-3 был бы возможен в 1976 году.

Проект был представлен для утверждения ESA.

4.2.2. ПРОЕКТ «VESTA»

4.2.2.1. К астероидам через Венеру

В 1985-1986 годах в рамках советско-французского сотрудничества в космосе обсуждался проект совместной миссии по исследованию комет и астероидов с помощью AMC «Веста» («ВЕНЕРА-аСТероиды»). Проект предусматривал запуск двух комплексов AMC, каждый комплекс состоял из советской AMC типа 5В «Венера» и французской AMC «Vesta».

AMC «Венера» должна была нести спускаемые аппараты для посадки на Венеру и, возможно, аэростатные зонды.

Орбитальный блок AMC «Венера» обеспечивает доставку французской AMC «Vesta» к Венере. Разделение AMC «Vesta» и «Венера» происходит незадолго до отделения спускаемого аппарата, после чего AMC «Vesta» выполняет гравитационный маневр в поле тяготения Венеры и переходит на траекторию сближения с астероидом или кометой-

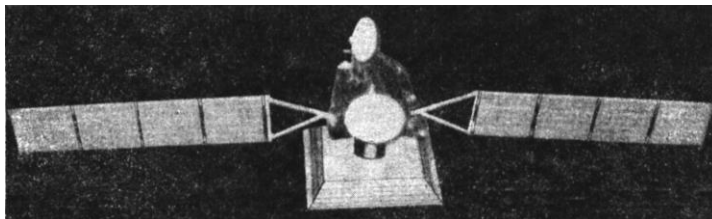


Рис. 3.17. Макет AMC «Vesta»

Рассматривалась возможность оснастить AMC «Vesta» посадочным зондом для осуществления посадки на астероид.

На AMC «Vesta» на поворотной платформе устанавливались телекамеры для съемки в видимом и инфракрасном диапазонах. В состав приборов входил радиолокационный высотомер, антенна которого монтировалась на верхней части AMC. Предлагалось также сбрасывать при сближении с астероидом шары диаметром 20 см с очень высоким коэффициентом отражения. По наблюдениям за движением шаров предполагалось рассчитать массу астероида.

Масса АМС «Vesta» – не более 870 кг. Предлагалось также укомплектовать АМС «Vesta» пенетратором советского изготовления. Масса пенетратора 600 кг, в т.ч. 200 кг – топливо для двигателя пенетратора. Решение об использовании пенетратора должно было быть принято в апреле 1986 года.

Расчетная продолжительность получения информации от АМС «Vesta» – не менее пяти лет. АМС за это время должны, используя гравитационные маневры при повторных пролетах Венеры и Земли, сблизиться с несколькими астероидами или кометами. Для АМС «Vesta» было рассчитано несколько программ полета, ниже приводятся две из них.

Табл. 3.2. Программа №1 полета АМС «Vesta»

№	Дата	Небесное тело	Событие
1	12.12.92	Земля	Старт
2	май 1993 г.	Венера	Отделение от АМС «Венера» и гравитационный маневр
3	январь 1994 г.	Земля	Гравитационный маневр
4	август 1995 г.	астероид Ирис	Пролет
5	январь 1996 г.	Земля	Гравитационный маневр
6	август 1996 г.	астероид Веста	Пролет
7	апрель 1998 г.	астероид Икклеа	Пролет

Табл. 3.3. Программа №2 полета АМС «Vesta»

№	Дата	Небесное тело	Событие
1	18.12.92	Земля	Старт
2	май 1993 г.	Венера	Отделение от АМС «Венера» и гравитационный маневр
3	январь 1994 г.	Земля	Гравитационный маневр
4	июль 1995 г.	астероид Полимния	Пролет
5	июнь 1996 г.	Земля	Гравитационный маневр
6	июль 1996 г.	комета Коппфа	Пролет
7	июль 1997 г.	комета Герелса	Пролет

4.2.2.2. К астероидам через Марс

В 1987 году проект «Vesta» был перенацелен с Венеры на Марс, т.к. в это время в СССР прорабатывались проекты отправки АМС к Марсу. Начальная схема выглядела аналогично венерианскому варианту: в 1994 году стартуют две РН «Протон», каждая из которых отправляет к Марсу комплекс из советской АМС «Марс» и французской АМС «Vesta». Перелетно-орбитальный блок АМС «Марс» обеспечивает доставку французской АМС к Марсу и выходит на ареоцентрическую орбиту, сбросив на Марс посадочный аппарат с аэростатной станцией, а АМС «Vesta», отделившись перед этим, выполняет гравитационный маневр около Марса и переходит на траекторию полета к выбранным астероидам.

Затем программа снова была пересмотрена. Было решено разделить отправку к Марсу советских и французских АМС на отдельные запуски. По этому варианту предлагалось в сентябре и декабре 1994 года запустить к Марсу две АМС «Vesta» отдельными пусками РН «Протон».

Масса АМС «Vesta» около 2 т. АМС имеет систему трехосной ориентации. Каждая АМС несет пенетратор советской разработки, масса пенетратора 500 кг.

В связи с высокой стоимостью проекта Франция внесла на рассмотрение ESA предложение о финансировании проекта «Vesta», которое не было поддержано.

ГЛАВА 5. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA)

Европейское Космическое Агентство (ESA - European Space Agency) было образовано в 1974 году. Оно стало преемником существовавших ранее организаций ESRO (European Satellite Research Organization) и ELDO (European Launcher Development Organization).

5.1. Исследования Луны

5.1.1. ПРОЕКТЫ ЛУННЫХ АМС 1978-79 ГОДОВ

В 1978-79 годах ESA рассматривала три проекта лунных АМС: проект «POLO», облетная АМС «Geos», проект посадочных АМС.

5.1.1.1. Проект «POLO»

АМС «POLO» (Polar Orbital Lunar Observatory – Лунная полярная орбитальная обсерватория) предназначалась для дополнительного изучения Луны. Так, в частности, предполагалось получить научную информацию по вопросам наличия твердого ядра Луны, температуры лунных недр, происхождения магнитного поля Луны и другим, ответы на которые не были получены в рамках американской программы «Apollo». Расчетная масса АМС – около 500 кг. Предполагаемый срок работы – 1-2 года. Запуск АМС мог бы быть произведен с помощью РН Ariane. Предлагалось вывести АМС на полярную окололунную орбиту высотой 100 км, с возможными переводами на орбиту высотой периселения 50 км.

Предполагаемый комплект научной аппаратуры имел массу 83 кг и включал:

- рентгеновский, гамма- и комбинированный спектрометр;
- детекторы альфа-частиц и отраженных электронов;
- радиовысотомер;
- магнитометр;
- прибор определения траектории;
- инфракрасный телескоп;
- микроволновый детектор;
- детектор метеорных частиц;
- масс-спектрометр.

Рассматривалась возможность ограничиться уменьшенным составом аппаратуры, общей массой 49 кг.

Аналогично американскому проекту «LPO / Relay» предполагалось той же РН отправить к Луне небольшую АМС-ретранслятор (массой около 100 кг) для обеспечения связи с АМС «POLO» при ее прохождении над невидимой стороной Луны. Возможно, на этой АМС могли бы быть установлены какие-либо научные приборы массой до 9,5 кг, например:

- магнитометр;
- детектор радиоизлучений;
- детектор метеорных частиц;
- детектор космических лучей.

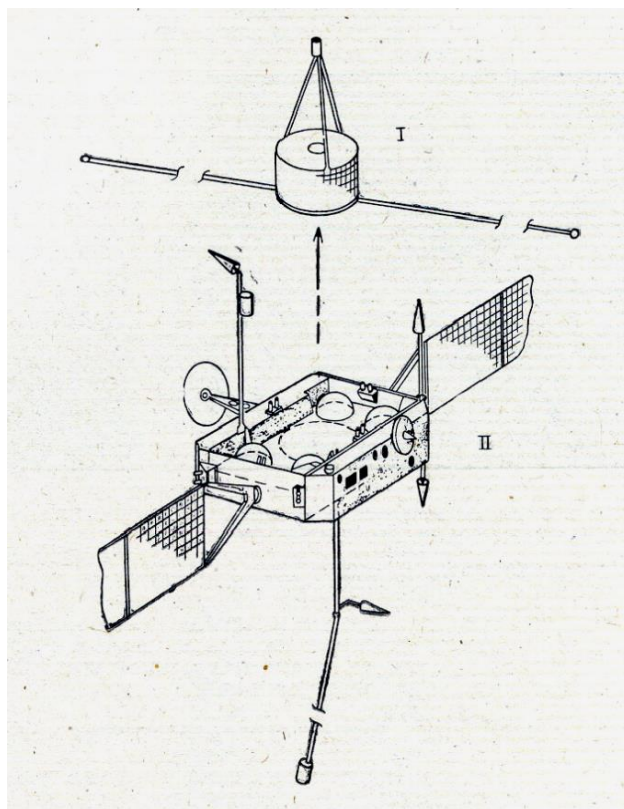


Рис. 3.18. АМС «POLO» (II) и АМС-ретранслятор (I)

5.1.1.2. Проект «GEOS III»

Проект «Geos III» получил такое название в связи с тем, что предлагалось использовать третий образец ИСЗ «Geos», изготовленный, но оставшийся запасным. Согласно проекту, ИСЗ «Geos» без какой-либо модификации должен быть запущен с помощью РН Ariane на эллиптическую геоцентрическую орбиту с большим эксцентриситетом, обеспечивающим облет Луны. Исследования окололунного пространства должно выполняться на 5-6 витках орбиты. Данный проект предлагался на случай, если для изготовления и запуска АМС «POLO» не будут выделены средства.

5.1.1.3. Проект посадочных лунных АМС

Этот проект (не имевший собственного названия) разрабатывался группой западногерманских ученых. Проект предусматривал запуск с помощью американского МТКК Space Shuttle 34 АМС, выполняющих мягкую посадку на Луну. АМС должны были разрабатываться двух типов: 16 АМС для проведения исследований на поверхности Луны и 18 АМС – для доставки образцов грунта.

АМС первого типа должны были выполнять посадку в четырех районах видимой стороны Луны, группами по 4 АМС. Три из них должны были образовывать равносторонний треугольник со сторонами ~1 000 км, а четвертая должна была совершать посадку в центре этого треугольника. Научная аппаратура каждой АМС включает приборы для измерения сейсмических колебаний, тепловых потоков в грунте, электропроводности и температуры, а также для регистрации выходящих из грунта газов. С помощью манипулятора эти приборы устанавливаются на поверхности Луны, после чего включением двигателя АМС отбрасывается на большое расстояние (300-400 км), где падает, создавая сейсмические колебания, регистрируемые установленной аппаратурой. Удаление АМС производится также, чтобы не исказить показания приборов.

АМС второго типа должны охватить как видимую, так и невидимую стороны Луны, включая полярные районы. Каждая АМС должна собрать по 100-200 образцов размером 1-3 см, общей массой 1,0-1,1 кг. Возвращение взлетной ракеты этих АМС должно производиться методом «прямого старта», как это делалось при полетах советских АМС типа Е8-5 «Луна».

5.1.2. ПРОЕКТ «MORO»

Проект «MORO» (Moon Orbiting Observatory) был предложен в 1993 году. Проект предусматривал выведение на окололунную орбиту АМС для проведения топографической съемки Луны, минералогических и геохимических исследований, изучения гравитационного поля. Рассматривались два варианта АМС.

Вариант 1.

Легкая АМС – масса около 45 кг. АМС предназначена для исследований в дополнение к проведенным ранее с помощью американских АМС «Lunar Prospector» и «Clementine». АМС должна выводиться прямым запуском на траекторию полета к Луне.

Вариант 2.

Тяжелая АМС. Назначение – всестороннее изучение Луны на более высоком уровне по сравнению с проводившимися ранее исследованиями. Предполагаемый состав научной аппаратуры:

- цветная стереокамера высокого разрешения для изучения лунной геологии и морфологии;

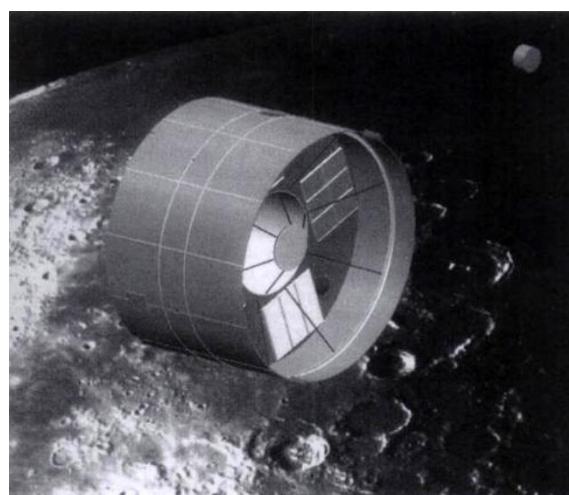


Рис. 3.19. АМС «Moro»

- спектрометры в ультрафиолетовом, инфракрасном, видимом и гамма-диапазонах для геохимических и минералогических исследований;
- альтиметр с радиометрическими возможностями для топографического и температурного сканирования;
- отделяемый суб-спутник для точных гравиметрических и геодезических измерений.

Масса АМС – 1 206 кг, в т.ч. научного оборудования – 110 кг, топлива – 570 кг.

Предлагалось запустить АМС в 2003 году с помощью РН Ariane 5. АМС должна быть выведена сначала на переходную геостационарную орбиту, в апогее которой она должна стартовать на траекторию полета к Луне. Рабочая окололунная орбита – полярная круговая высотой 100 км. Расчетный срок работы АМС – около года.

Проект «MORO» не был реализован в связи с принятием проекта «EuroMoon 2000».

5.1.3. ПРОЕКТ «LEDA»

Проект «LEDA» (Lunar European Demonstration Approach), предложенный в 1994 году, предусматривал создание АМС для демонстрации достигнутого уровня технологии и для изучения района Луны около Южного полюса. Проект «LEDA» должен был опираться исключительно на европейские технологии.

Проектная масса АМС около 900 кг, из которых 200 кг приходится на научные приборы и 100 кг – на небольшой луноход. В состав научной аппаратуры входили:

- широкоугольная стереокамера;
- видеосистема с обратной связью;
- рентгеновский спектрометр;
- спектрометр гамма-излучения;
- детектор нейтронов.

Также 10 кг выделялось на научную аппаратуру лунохода. На основном блоке предполагалось установить грунтозаборное устройство массой около 40 кг.

Запуск АМС «LEDA» планировалось осуществить с помощью РН Ariane 5, в качестве дополнительной нагрузки при выведении геостационарного спутника.

Проект «LEDA», как и проект «MORO», не осуществлялся, трансформировавшись в проект «EuroMoon 2000».

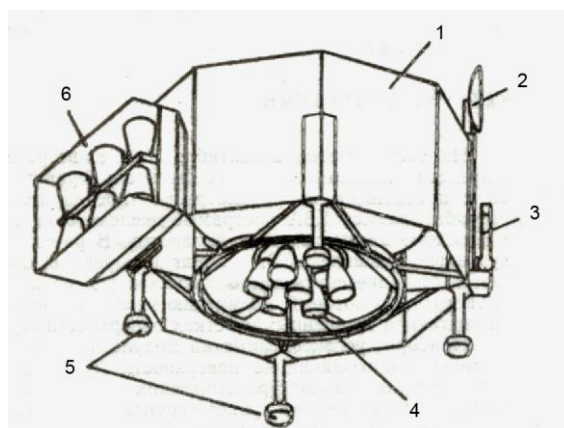
5.1.4. ПРОЕКТ «EUROMOON 2000»

Проект «EuroMoon 2000» являлся первым этапом лунной программы ESA, разработанной в 1994 году, и предусматривал создание и запуск к Луне двух АМС: «LunarSat» и «EuroMoon Lander». Фактически проект «EuroMoon 2000» являлся дальнейшим развитием проектов «MORO» и «LEDA».

5.1.4.1. Начальный проект

Начальный проект предусматривал отдельный запуск АМС «LunarSat» и «EuroMoon Lander».

АМС «LunarSat» – искусственный спутник Луны. Масса – 100 кг. Назначение АМС – детальная топографическая съемка поверхности Луны стереокамерой и исследования гравитационного поля Луны. Запуск АМС «LunarSat» должен был производиться ракетой-носителем Ariane-5 в качестве дополнительной нагрузки. Старт планировался на 2000 год.



- 1 – панели СБ
- 2 – антенна
- 3 – грунтозаборное устройство
- 4 – посадочные двигатели
- 5 – посадочное шасси
- 6 – шестиколесный луноход

Рис. 3.20. АМС «LEDA»

В 2001 году планировалось осуществить мягкую посадку на Луну АМС «EuroMoon Lander». АМС должна была нести аппаратуру для исследования грунта в районе посадки и, в первую очередь, для обнаружения подпочвенного льда. Масса научной аппаратуры АМС «EuroMoon Lander» – 40-50 кг.

Район посадки для АМС выбран из соображений максимальной вероятности обнаружения льда – в районе Южного полюса Луны. Местом посадки определен так называемый «пик Вечного Света», находящийся на гребне кратера Шеклтон, – точка в районе Южного полюса, всегда освещенная Солнцем, что должно обеспечить постоянное электропитание аппаратуры АМС от солнечных батарей, без использования химических и ядерных источников тока.

5.1.4.2. Проект 1997 года

К концу 1997 был готов проект «EuroMoon 2000», в значительной степени отличающийся от начального проекта. Новый вариант предполагал создание АМС в виде двух модулей, разделение которых должно было производиться на орбите спутника Луны.

АМС «EuroMoon 2000» запускается на траекторию полета к Луне ракетой-носителем Ariane-4. Стартовая масса АМС – 2 900 кг. АМС выходит на окололунную полярную круговую орбиту высотой 200 км. Примерно через месяц, в течение которого должны уточняться параметры гравитационного поля Луны, АМС переходит на орбиту высотой 100 км. На этой орбите происходит разделение модулей, «LunarSat» остается на орбите и приступает к топографической съемке Луны с использованием стереокамеры, а «Lunar Lander» выполняет посадку на Луну.

Размеры АМС «LunarSat» – 1,4 x 1,4 x 1,4 м, масса – 300 кг, в т.ч. 50 кг научной аппаратуры.

Высота посадочной АМС «Lunar Lander» 2,6 м, поперечный размер – 3,1 м. АМС имеет четырехопорное шасси. Двигательная установка включает 8 посадочных ЖРД тягой по 40 кг и 8 двигателей ориентации тягой по 1 кг. Энергопитание аппаратуры АМС должно было обеспечиваться фиксированной солнечной батареей площадью 2,5 м² и выносной батареей площадью 2,0 м², разворачиваемой на выдвижной мачте высотой 10 м, а также никель-водородными аккумуляторами.

Масса на поверхности Луны около 1 000 кг, в т.ч. 250 кг научного оборудования для исследования района посадки, в первую очередь грунта.

В АМС «Lunar Lander» предусмотрена возможность доставки на поверхность Луны мини-лунохода «ML». Размеры мини-лунохода – 800 x 600 x 600 мм. С помощью мини-лунохода район исследования мог быть значительно расширен, в частности, мини-луноход должен был разместить в различных точках поверхности комплекты исследовательского оборудования «Millennium Challenge».

Проект «EuroMoon» закрыт в марте 1998 года из-за неприемлемо большого финансового риска.

5.1.5. ПРОЕКТ «LUNAR LANDER»

В 2012 году в ESA вновь обсуждался вопрос о возможной отправке АМС «Lunar Lander» для посадки в полярном районе Луны, однако, по финансовым соображениям проект не был принят.

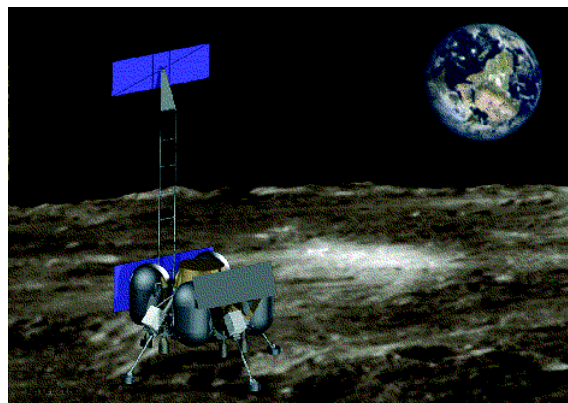


Рис. 3.21. АМС «EuroMoon 2000» «Lunar Lander»

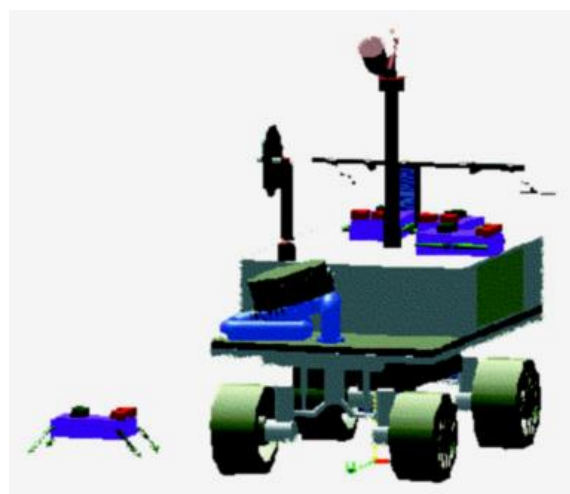


Рис. 3.22. Мини-луноход «ML»

5.1.6. AMC «SMART-1»

AMC «SMART-1» являлась первой из предполагаемой серии AMC «SMART». На этапе проектирования изучалась возможность отправки AMC к различным астероидам. После закрытия проекта «EuroMoon» было решено использовать AMC для исследования Луны с орбиты ИСЛ.

AMC имеет форму, близкую к кубической, со сторонами около 1 м. С двух сторон размещены панели солнечных батарей, общий размах которых составляет 14 м. Площадь солнечных батарей – 10 м². AMC снабжена электро-реактивным двигателем, работающим на ксеноне. Тяга двигателя – 7 г, импульс – 1 600 с. Для ориентации AMC имеет 8 двигателей тягой по 0,1 кг, работающими на моногидразине. Двигатели ориентации размещены в вершинах кубического корпуса.

Научное оборудование AMC:

- AMIE – панхроматическая ПЗС-камера для получения изображений лунной поверхности;
- SPEDE – комплекс оборудования для исследования плазмы, электронов и пылевых частиц;
- RSIS – оборудование для радиоэкспериментов;
- SIR – спектрометр, работающий в видимом и инфракрасном диапазонах;
- D-CIXS – рентгеновский спектрометр для астрономических исследований и изучения химического состава лунных пород;
- XSM – рентгеновский спектрометр для изучения Солнца.

Стартовая масса AMC 366,5 кг, в т.ч. 82 кг ксенона. Ракета-носитель – Ariane-5 Cyclade.

AMC запущена 27.09.03 г. на переходную орбиту 742 x 36 016 км с наклоном 7 град. AMC в течение 14 месяцев выполняла разгон с помощью электро-ионного двигателя, двигаясь по спирали. За время полета было выполнено 3 резонансных маневра, используя поле тяготения Луны: в августе, сентябре и октябре 2004 года. Включение ДУ на финальном участке перелета было произведено с 10 по 14 октября 2004 года. Захват AMC гравитационным полем Луны произошел 15.11.04 г. на дистанции 60 000 км от лунной поверхности. AMC продолжала торможение, снижая орбиту по спирали.

К 27.02.05 г. AMC была выведена на рабочую полярную орбиту высотой 471x2 880 км с периселением над широтой 74° ю.ш. Предполагалось, что картографирование лунной поверхности продлится около 6 месяцев, за это время орбита в результате естественной эволюции должна была эволюционировать до высоты 300x3 000 км. Разрешающая способность ПЗС-камеры AMIE составляет 30 м с высоты 300 км.

После полного израсходования ксенона AMC «SMART-1» практически утратила возможность корректировать орбиту, которая постепенно изменялась с уменьшением высоты периселения. Небольшие изменения орбиты позволяли делать гидразиновые двигатели ориентации. Так, в частности, удалось точку ожидаемого падения AMC перенести с невидимой стороны Луны на неосвещенную часть видимой стороны. Падение AMC произошло 03.09.06 г.

Примерные координаты падения: 46,2° з.д., 34,4° ю.ш., скорость соударения 2,05 км/с, угол падения 1-2° к местному горизонту.



Рис. 3.23. AMC «SMART-1»

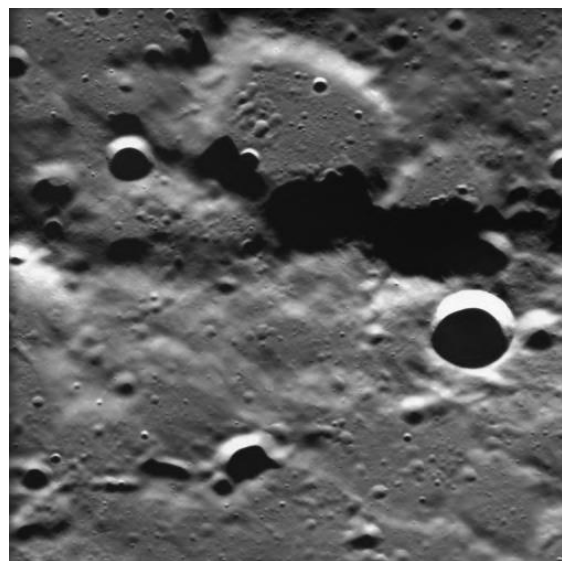


Рис. 3.24. Одна из фотографий поверхности Луны, сделанных AMC SMART-1

5.1.7. ПРОЕКТ «FARSIDE EXPLORER»

В июне 2015 года французская команда во главе с Давидом Мамуном (David Mamoun) и Марком Вечореком (Mark Wiczorek) выдвинула в рамках программы Cosmic Vision проект АМС для посадки на невидимую сторону Луны. Запуск АМС предполагалось осуществить в 2025 году. Проект не был принят комитетом ESA.

5.1.8. ПРОЕКТ ЛУНОХОДА

В начале 2019 года появилась информация, что ESA заключила контракт с компанией Ariane Group на создание и запуск лунохода. Луноход разрабатывает немецкая компания PTScientists в кооперации с бельгийской компанией Space Application Services. Запуск АМС должен быть выполнен ракетой-носителем Ariane 64.

5.1.9. ПРОГРАММА «EL3»

В 2019 году ESA приняла решение о разработке АМС для доставки грузов на поверхность Луны. Программа получила название «EL3» (European Large Logistics Lander – Европейский тяжелый грузовой посадочный аппарат).

По замыслу, АМС «EL3» сможет доставлять до 1,5 т груза как в экваториальную область Луны, так и на полюса. В задачи, рассматриваемые в проекте, входят доставка груза астронавтам, находящимся на Луне, и автономные научно-исследовательские миссии.

Запуск АМС будет выполняться ракетой-носителем Ariane-64. Первый запуск предполагается осуществить во второй половине 2020-х годов.



Рис. 3.25. АМС «EL3» в представлении художника

5.2. Исследования Марса

5.2.1. ПРОЕКТ АМС «KEPLER»

5.2.1.1. Проект 1980 года

В 1980 году ESA рассматривало проект АМС «Kepler» для вывода на орбиту спутника Марса. Задачи АМС:

- всесторонние исследования атмосферы;
- исследование взаимодействия солнечного ветра с планетой;
- картирование поверхности с помощью радиоальтиметра;
- регистрация гравитационного поля по траекторным измерениям;
- измерения магнитного поля Марса.

Конструкция АМС включает КТДУ, работающую на двухкомпонентном топливе. КТДУ предназначена для коррекций траектории на участке перелета от Земли к Марсу, для выхода на ареоцентрическую орбиту, а также для поддержания этой орбиты.

АМС стабилизируется вращением (5 об/мин), но антенный блок снабжен системой противовращения.

Энергопитание аппаратуры обеспечивается панелями солнечных батарей общей площадью около 3 м². Во время захода АМС в тень используются аккумуляторные батареи.

Диаметр АМС 2,8 м, масса (без КТДУ) – 302 кг.

Запуск АМС был возможен в 1988 или 1990 году с помощью РН Ariane-2 или Ariane-3 с разгонным блоком IRIS, разрабатываемым в Италии.

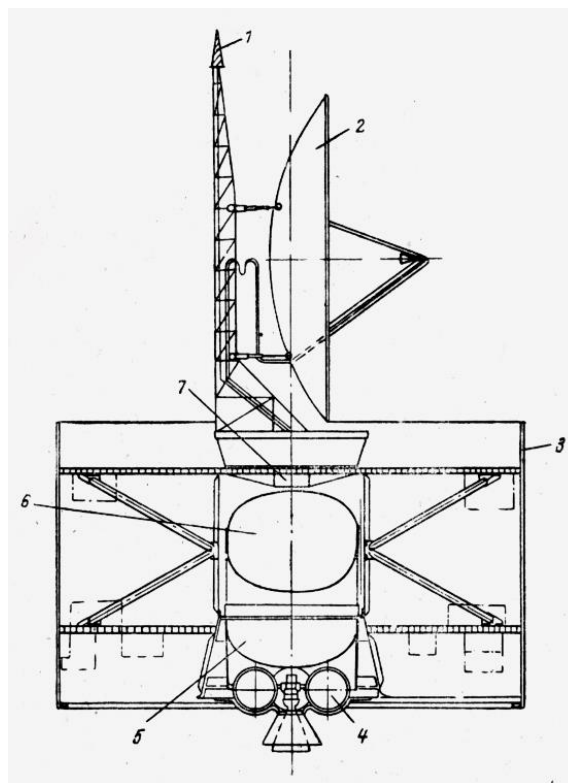
Полет к Марсу должен был продлиться 6 месяцев. Расчетная ареоцентрическая орбита имеет высоту 200 х 6 300 км, наклонение 80 град. и период обращения 4,8 час. Расчетная длительность работы АМС «Kepler» на орбите Марса – два земных года.

5.2.1.2. Проект 1982 года

За два года работы в конструкции АМС «Kepler» были сделаны некоторые изменения. Так, было решено отказаться от системы противовращения для остронаправленной антенны. Вместо этого отражатель антенны жестко закрепили в качестве верхнего днища цилиндрического корпуса. Стабилизация АМС по-прежнему обеспечивалась вращением, при этом ось вращения должна была быть постоянно направленной на Землю.

На АМС предполагалось установить следующие научные приборы:

- магнитометр;
- анализатор с задерживающим потенциалом;
- зонд Лэнгмюра;
- анализатор волн в плазме;

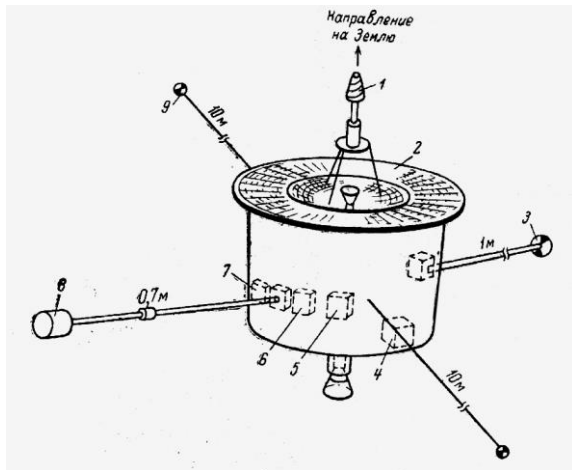


- 1 – антенна диапазона S
- 2 – антенна диапазона X
- 3 – панель солнечных батарей
- 4 – баллон со сжатым гелием
- 5 – бак горючего
- 6 – бак окислителя
- 7 – шарнирное соединение блока антенн с корпусом АМС

Рис. 3.26. АМС «Kepler» (1980 г.)

- анализатор частиц плазмы;
- спектрометр для картирования в видимом и ультрафиолетовом диапазоне;
- инфракрасный зонд;
- масс-спектрометр нейтральных частиц;
- масс-спектрометр ионов.

Стартовая масса АМС около 800 кг, при этом около половины этой величины – масса топлива, предназначенного для выхода АМС на ареоцентрическую орбиту.



- 1 – ненаправленная антенна
- 2 – остронаправленная антенна
- 3 – анализатор с задерживающим потенциалом
- 4 – масс-спектрометры
- 5 – инфракрасный зонд
- 6 – картирующий спектрометр
- 7 – анализатор частиц плазмы
- 8 – магнитометр
- 9 – зонд Лэнгмюра

Рис. 3.27. АМС «Kepler» (1982 г.)

5.2.2. АМС «Mars Express»/«Beagle 2»

Комплекс АМС «Mars Express» / «Beagle 2» разработан ESA (орбитальная АМС «Mars Express») и Британским Космическим Агентством (посадочный модуль «Beagle 2») для исследования Марса в астрономическом «окне» 2003 года.

5.2.2.1. АМС «Mars Express»

Основные научные задачи орбитальной АМС:

- проведение глобальной съемки Марса с высоким разрешением (10 м);
- составление минералогической карты с разрешением 100 м;
- картирование атмосферного состава;
- изучение подповерхностной структуры грунта;
- изучение глобальной циркуляции атмосферы;
- исследование взаимодействия атмосферы и поверхности Марса;
- исследование взаимодействия атмосферы и межпланетной среды;
- доставка на Марс посадочного модуля «Beagle 2».

Рассматривалась возможность доставки на Марс с помощью АМС «Mars Express» четырех малых посадочных модулей «InterMarsnet» с сейсмическими и метеорологическим датчиками, но резерва массы для этого оказалось недостаточно.

Орбитальная АМС имеет форму параллелепипеда со сторонами 1,5 x 1,8 x 1,4 м. К боковым сторонам корпуса АМС смонтированы две панели солнечных батарей площадью 11,42 м². Поперечный размер АМС по концам солнечных батарей составляет 12 м. На корпусе АМС смонтированы также остронаправленная антенна диаметром 1,8 м, две штанги дипольной антенны длиной по 20 м и всенаправленная антенна длиной 4 м. На одной из сторон закреплен посадочный модуль «Beagle 2».

Для энергоснабжения аппаратуры во время нахождения АМС в тени Марса используются литиево-ионные аккумуляторы.

Основная двигательная установка работает на двухкомпонентном топливе и имеет тягу 40,8 кг. Для ориентации АМС используются 8 вспомогательных двигателей тягой по 1 кг, разнесенных по вершинам корпуса.

Состав научной аппаратуры орбитальной АМС:

- HRSC – стереоскопическая камера высокого разрешения;
- OMEGA – спектрометр, работающий в видимом и инфракрасном диапазонах;
- PFS – инфракрасный спектрометр;
- SPICAM – ультрафиолетовый спектрометр;
- ASPERA – датчики нейтральных и заряженных частиц;
- MARSIS – длинноволновый радар.



Рис. 3.28. АМС «Mars Express»

Масса АМС 1 223 кг, в том числе 116 кг научных приборов, 457 кг топлива, 60 кг – посадочный модуль.

Запуск АМС произведен 02.06.03 года с помощью РН Союз-ФГ-Фрегат. 19.12.03 года произошло отделение модуля «Beagle 2», АМС в это время двигалась по траектории, нацеленной на точку входа в атмосферу Марса- 20.12.03 года была произведена коррекция траектории АМС «Mars Express» с целью выведения на орбиту спутника Марса.

25.12.03 года было произведено включение основной ДУ, и АМС «Mars Express» вышла на орбиту ИСМ с параметрами 250 x 150 000 км, наклонение 25°. 30.12.03 года АМС была переведена на орбиту высотой 258 x 11 560 км, наклонением 86,3°, и периодом обращения 7,5 ч. Через 440 дней работы предполагалось перевести АМС на орбиту 298 x 10 107 км с периодом обращения 6,7 ч.

Расчетное время работы АМС «Mars Express» на орбите ИСМ – не менее 1 марсианского года (687 земных суток). На май 2020 года АМС продолжала исследования Марса.

С помощью научных приборов, установленных на АМС, получены важнейшие результаты, касающиеся геохимии и атмосферной химии Марса. Данные о распределении по поверхности планеты гидратированных минералов помогут установить, когда закончился период «влажного климата», благоприятного для возможного зарождения жизни на Марсе. АМС «Mars Express» сделала открытие так называемых «авроральных сияний» в атмосфере, которые в отсутствии мощного магнитного поля, как у Земли, происходят не в полярных областях.

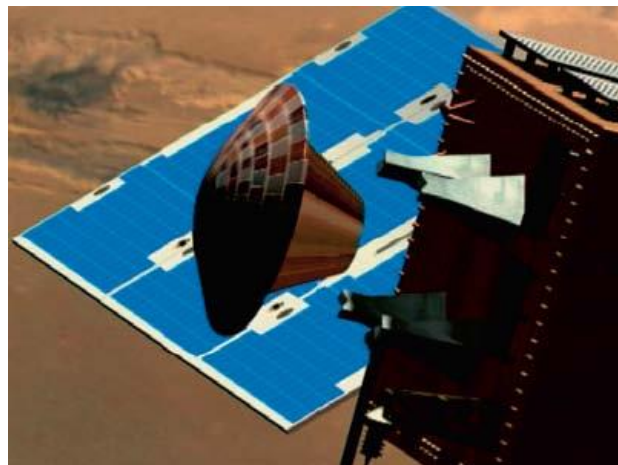


Рис. 3.29. Отделение модуля «Beagle 2» от АМС «Mars Express»

5.2.2.2. Посадочный модуль «Beagle 2»

Посадочный модуль «Beagle 2» во время перелета был закреплен на верхней части корпуса АМС. Посадка модуля выполнялась по той же схеме, что и у АМС «Mars Pathfinder Lander» – с помощью парашютов и надувных газовых баллонов. Расчетное место посадки – равнина Исиды, 10,6° с.ш., 270° з.д. Информация посадочного модуля должна была ретранслироваться орбитальными АМС «Mars Express» или «2001 Mars Odyssey».

Научные задачи посадочного модуля:

- изучение геологии, минералогии и геохимии места посадки;
- исследование физических свойств атмосферы и поверхностных слоев;
- сбор данных о марсианских погоде и климате;
- поиск признаков жизни.

Перечень научных приборов модуля «Beagle 2»:

- цветные стереокамеры;
- черно-белая видеокамера;
- видеокамера высокого разрешения;
- масс-спектрографический анализатор;
- минералогический анализатор;
- газоанализатор;
- метеокомплекс;
- манипулятор;
- бур и приемник образцов грунта;
- мини-марсоход.



Рис. 3.30. Посадочный модуль АМС «Beagle 2» (1-й вариант)

Масса «Beagle 2» в составе АМС 65 кг, на поверхности Марса – 30 кг, в т.ч. научного оборудования – 6 кг.

Мини-марсоход российской разработки «Mole» («Крот») имел длину 12 см и мог закапываться в грунт на глубину до 2 м. Мини-марсоход был помещен в пусковой тубус, который после посадки и осмотра окружающей местности должен был быть направлен в сторону выбранного специалистами камня. «Mole», пользуясь тубусом, как направляющей, переместится к выбранному камню и зароется в грунт под камень. После взятия образцов грунта «Mole» будет втянут в приемное устройство посадочного модуля для перегрузки грунта в приемный блок модуля. Эта операция может быть повторена многократно.



Рис. 3.31. Посадочный модуль АМС «Beagle 2» (окончательный вариант)

Энергопитание аппаратуры посадочного модуля осуществляется от солнечных батарей, которые расположены на дисковых панелях, раскрываемых после посадки модуля, и от аккумуляторов.

Расчетное время работы АМС «Beagle 2» на поверхности Марса не менее 1 марсианского года, хотя основная программа работы была рассчитана на 6 месяцев.

«Beagle 2» достиг поверхности Марса 25.12.03 года, но сигнала о посадке и начале работы от него не поступило. После нескольких дней, в течение которых специалисты ESA пытались получить какой-либо отклик от модуля «Beagle 2», было официально объявлено о потере посадочного модуля.

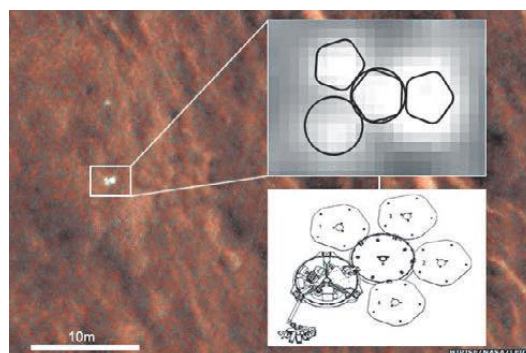


Рис. 3.32. АМС «Beagle 2» на снимке с орбиты

Фотоснимки, сделанные с орбиты в 2013-2014 годах американской АМС «MRO» (рис. 3.32), дают основания предполагать, что при посадке в результате удара произошло деформирование корпуса АМС, которое не позволило раскрыться двум из четырех дисковых панелей солнечных батарей. Антенна, через которую должна была поддерживаться радиосвязь с орбитальным аппаратом, была расположена под нераскрывшимися панелями.

Руководители программы «Beagle 2» готовили предложения по запуску в 2007 году нового посадочного аппарата «Beagle 3», но финансирование на этот проект не было выделено.

5.2.3. ПРОЕКТ «MARS EXPRESS 2»

В марте 2001 года ESA объявило конкурс на использование второй АМС типа «Mars Express», которую планировалось собрать из резервных блоков и комплектующих. На конкурс было подано 9 предложений, в том числе четыре предложения по дальнейшему исследованию Марса, одно предложение по изучению космической пыли, одно предложение по исследованию Венеры и три проекта ИСЗ для научных исследований:

- «Mars Express+» – исследования воды, климата и жизни на Марсе;
- «Mars Society» – доставка в атмосферу Марса аэростата;
- «ASR» – доставка образца атмосферы Марса;
- «MMF» – изучение эволюции магнитного поля Марса;
- «Cosmic Dune» – исследование космической пыли;
- «Venus Express» – глобальное исследование атмосферы Венеры и ее взаимодействия с поверхностью планеты и солнечной плазмой с орбиты спутника Венеры;
- EXOCAM – поиск внесолнечных землеподобных планет, проходящих по диску звезды;
- COAST – съемка планетных систем других звезд с помощью космического внеосевого коронографа;
- SPORT Express – обсерватория для исследования поляризации реликтового излучения.

В июне 2001 года предварительно были отобраны три предложения, затем окончательно был утвержден проект «Venus Express», но в 2002 году от него решено было отказаться в пользу более дешевой околоземной научной программы. Позднее после повторного рассмотрения проект «Venus Express» был все-таки принят и реализован на базе второго экземпляра АМС типа «Mars Express».

5.2.4. ПРОЕКТ «RADAR MAPPING ORBITER»

Проект АМС для исследования Марса с орбиты спутника с помощью радара, позволяющего проводить глубинное зондирование почвы. Предлагавшийся срок запуска – 2009 год.

5.2.5. ПРОЕКТ «MASTER»

Проект, предусматривающий запуск модифицированной АМС «Mars Express» для пролета Марса и последующего выхода в пояс астероидов (MASTER = Mars + ACTERoids). Для исследования одного или нескольких астероидов, с которыми будет выполнено сближение, АМС предлагалось оснастить научными приборами, разработанными по проектам Rosetta и SMART-1. Запуск мог быть осуществлен в 2005, 2007 или 2009 году. Проект был предложен в начале 2000 г. на конкурс «гибких» миссий ESA.

5.2.6. ПРОЕКТ «ЕХОМАРС»

В ноябре 2001 года Совет ESA принял программу «Аулога» - долгосрочную программу исследования Луны, Марса и астероидов автоматическим и пилотируемыми средствами. Программа состоит из двух основных этапов:

- | | |
|----------------|--|
| 2005-2015 г.г. | - накопление научных данных, разработка и отработка технологий, необходимых для пилотируемых полетов к Луне и Марсу. |
| 2015-2030 г.г. | - подготовка и участие в международной пилотируемой экспедиции на Марс. |

В октябре 2002 года было принято решение начать работы по четырем беспилотным проектам в рамках 1-го этапа программы «Аулога»:

- ЕхoMars – описывается ниже;
- MSRM (Mars Sample Return Mission) – см. п. 4.1.2;
- ERVC (Earth Re-entry Vehicle/Capsule) – см. п. 4.1.2.1;
- MAD (Mars Aerocapture Demonstrator) – см. п. 4.1.2.1.

5.2.6.1. «ЕхoMars» - формирование проекта

Проект «ЕхoMars» предусматривал доставку на Марс самоходного аппарата и выведение на орбиту Марса спутника-ретранслятора. Главная задача проекта – поиск жизни на Марсе, существующей или существовавшей в прошлом.

Комплекс аппаратуры для биологических исследований на Марсе EMF (Exobiology Multi-user Facility – экзобиологическая многопользовательская установка) создавался ESA с 1998 года с целью использования на одной из посадочных AMC США. После пересмотра программы NASA в 2000 году такая возможность была если не потеряна, то отодвигалась в неопределенное будущее, и руководство ESA приняло решение о создании AMC для экзобиологических исследований Марса совместно с Россией.



Рис. 3.33. AMC «ЕхoMars»

В соответствии с достигнутыми договоренностями разделение ответственности следующее: спускаемый аппарат и марсоход создаются российской стороной (на основе российского проекта «М2»), а орбитальная AMC и основная часть научного оборудования – странами-участниками ESA.

В процессе работ проект претерпел несколько существенных трансформаций, а первоначальный срок запуска AMC – 2007 год, – передвинулся на «окно» 2009 года.

Окончательно первый вариант проекта был сформирован в 2002 году.

5.2.6.2. Исходный вариант (январь 2002 г.)

AMC «ЕхoMars» состоит из орбитального аппарата (ОА) и спускаемого аппарата (СА), в котором размещен марсоход.

ОА (разработка ESA) создается на основе AMC «Mars Express». Корпус ОА имеет кубическую форму размерами 2 x 2 x 2 м. ОА оснащается электрореактивной ДУ российской разработки. Масса ОА – 1 833 кг, (в том числе 1 172 кг топлива) при запуске в 2007 году или 1 711 кг (в т.ч. 1 050 кг топлива) при запуске в 2009 году. Ресурс работы ОА на орбите Марса равен 3 года.

СА (разработка России) в полетном состоянии имеет диаметр 3,0 м и высоту 1,7 м. Масса СА с марсоходом составляет 681 кг.

Отделение СА производится в апоцентре эллиптической орбиты захвата высотой 500 х 76 249 км, на которую первоначально выходит АМС, после чего ОА должен перейти орбиту ретрансляции 500 х 8 919 км.

После баллистического торможения в атмосфере Марса производится двухэтапное раскрытие надувного тормозного устройства. Схема раскрытия тормозного устройства показана на рис. 3.34.



Рис. 3.34. Схема раскрытия тормозного устройства

В качестве запасного варианта рассматривалась возможность использования парашютной системы.

Марсоход имеет шестиколесное шасси. Энергопитание обеспечивают четыре раскрываемые панели солнечных батарей, общей площадью 2,25 м². Планировалось использовать систему управления марсоходом, разрабатывавшуюся CNES для российского «Марсохода-1» по программе «М2» («Марс-96/98»).

На марсоходе устанавливается комплекс научной аппаратуры «Pasteur»:

- PanCam – панорамная камера PanCam на раскладной мачте высотой около 2 м;
- бур для забора образцов с глубины до 1.5-2.0 м;
- система доставки и распределения образцов;
- OCM – оптический цветной микроскоп;
- SEMS – электромагнитный подповерхностный датчик;
- LIBS – рамановский спектрометр и лазерный спектрометр;
- Oxi-GC/MS – газовый хроматограф и масс-спектрометр;
- EMF – экзобиологическая многопользовательская установка.



Рис. 3.35. Марсоход «ExoMars»

Выбрана следующая схема управления движением марсохода. Марсоход будет передавать на Землю панораму окружения и получать команду, в какую точку он должен переместиться. Движение в выбранную точку будет управлять бортовой компьютер, который получив от стереокамеры снимки панорам, будет строить 3D-карту рельефа и отмечать непроходимые и труднопроходимые участки, после чего прокладывать участок маршрута. После перемещения на 2,5-5 м электронная 3D-карта будет строиться заново, и будет прокладываться очередной участок маршрута и т.д. Средняя скорость движения по такому алгоритму составит 100 м/ч. Перемещение на 2 км займет двое суток, т.к. ночью марсоход будет стоять.

Максимальный преодолеваемый уклон составляет 20°. Расчетная длительность работы марсохода на поверхности Марса составляет 180 суток. Поиск следов жизни предполагается проводить в тех местах, где можно ожидать наличия подповерхностной жидкой воды или в крайнем случае льда. Из этих соображений будет выбран район посадки. Бурение будет проводиться в точках, на которые укажет датчик SEMS. Исследования планируется провести крайней мере в 10-25 точках, удаленных друг от друга на 0.5-2.0 км. Общее пройденное расстояние должно составить до 30 км. Расчетное время работы марсохода на поверхности Марса – 6 месяцев.

Масса марсохода – 224 кг, в т.ч. 44 кг научной аппаратуры.

Полная масса АМС «ExoMars» составляла 2 514 кг (для запуска 2007 года) или 2 392 кг (для запуска в 2009 году).

Запуск предполагалось производить ракетой-носителем «Союз-Фрегат». При старте 12.06.09 года АМС должна была бы прибыть к Марсу 02.02.11 года и выйти на рабочую орбиту для ретрансляции данных от марсохода 25.10.11 года. Такая большая длительность полета была обусловлена использованием ЭРДУ для доразгона АМС после выведения на промежуточную орбиту ИСЗ. Прямой запуск на отлетную траекторию ракетой-носителем «Союз-Фрегат» потребовал бы снижения массы АМС, поэтому после рассмотрения возникшей проблемы проект был переработан.

5.2.6.3. Вариант 2 (июль 2002 г.)

В переработанном проекте «ExoMars» было решено отказаться от ЭРДУ, заменив ее на маршевый ЖРД тягой 40,8 кг. Для запуска было решено использовать РН «Зенит-3SL». По новому проекту график полета выглядел следующим образом:

- июнь 2009 года – старт. АМС выводится на промежуточную орбиту 200 x 163 480 км. В перигее 1-го витка включается маршевая ДУ, и АМС переходит на траекторию полета к Марсу;
- сентябрь 2010 года – прибытие к Марсу. АМС выходит на орбиту захвата 500 x 76 249 км. Через два витка в апоцентре производится нацеливание СА на траекторию спуска, отделение СА, и возврат ОА на исходную орбиту;
- ОА переходит на орбиту ретрансляции высотой 500 x 8 919 км с наклонением 90° и периодом обращения 6 ч.
- СА входит в атмосферу Марса под углом 13° со скоростью 4,8 км/с.

Позднее было объявлено, что запуск АМС «ExoMars» будет произведен РН Ariane 5 ESC-A на прямую отлетную траекторию, что обеспечит прибытие АМС к Марсу в августе 2010 года. Такое изменение объяснялось намерением обеспечить больший срок работы марсохода до начала сезона пылевых бурь.

5.2.6.4. Варианты объединения программ

5.2.6.4.1. «ExoMars/Premier/NetLander»

В октябре 2002 года в связи с пересмотром приоритетов, вызванным нехваткой средств, проект «Mars Premier» был близок к закрытию. В качестве альтернативного решения было внесено предложение объединить задачи проектов «Mars Premier» и «ExoMars».

АМС должна была выполнять следующие функции:

- доставка на Марс СА с марсоходом;
- доставка на Марс четырех АМС «NetLander»;
- проведение эксперимента RVD по сближению и захвату контейнера;
- ретрансляция данных от посадочных АМС.

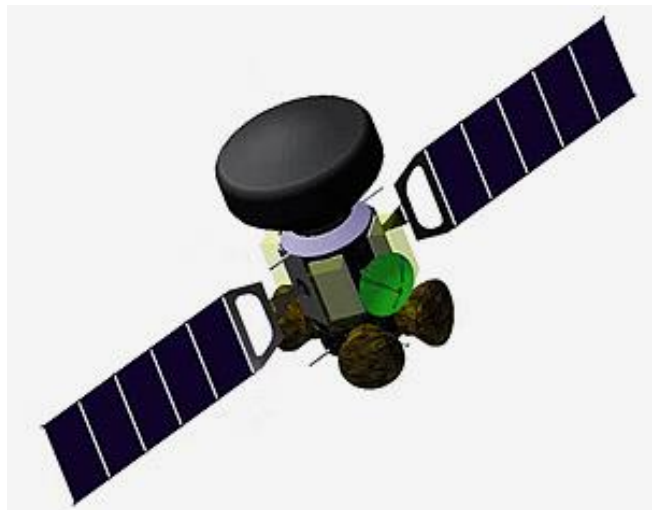


Рис. 3.36. АМС «ExoMars/Premier/NetLander»

Проектная масса АМС – 4 195 кг. Для запуска необходимо было использовать РН Ariane 5 ESC-B, но ее готовность к расчетному моменту запуска была неочевидной. Планирование РН Ariane 5 ESC-A для запуска этой АМС было также рискованно, т.к. резерва по грузоподъемности РН могло не хватить в случае возрастания фактической массы АМС в процессе разработки. Учитывая сложность задачи по разведению на заданные траектории пяти посадочных АМС, от комбинированного варианта было решено отказаться.

5.2.6.4.2. «ExoMars/Premier» + «NetLander»

Дополнительно был рассмотрен вариант, по которому задачи проектов «Mars Premier» и «ExoMars» частично разделяются на две АМС:

1. Тяжелая АМС «ExoMars/Premier» для доставки марсохода и отработки сближения и захвата контейнера с грунтом. Масса АМС 3 124 кг, для запуска используется РН Ariane 5 ESC-A.
2. Легкая АМС для доставки посадочных модулей «NetLander». Масса 760 кг. Запуск выполняется РН «Союз-2»

Недостатком этого варианта является то, что отделение СА с марсоходом должно производиться с подлетной траектории, а не с орбиты ИСМ, как это планировалось по проекту АМС «ExoMars», так как для вывода всей АМС на околомарсианскую орбиту энергетики маршевой ДУ было недостаточно. В связи с этим выбор района посадки марсохода становился более ограниченным. Кроме того, использование одной орбитальной АМС для ретрансляции данных, поступающих как с марсохода, так и с модулей «NetLander», вносило дополнительные ограничения на возможности программы. После проведенного анализа от такого варианта также отказались.

В итоге в конце 2002 года было объявлено о прекращении попыток объединения программ «Mars Premier» и «ExoMars».

5.2.6.5. «ExoMars» варианты 2005-2006 года

В марте 2005 года в связи с задержками финансирования проекта запуск комплекса «ExoMars» был перенесен с 2009 на ноябрь 2011 год. Как выяснилось, в этом случае АМС должна прибывать к Марсу в сентябре 2012 года, во время сезона пылевых бурь. Выходом могло быть ожидание на орбите спутника Марса в течение полугода, только после чего в апреле 2013 года могла бы быть выполнена посадка марсохода. Позднее была найдена другая схема полета, с запуском в июне 2011 года и прибытием к Марсу в июне 2013 года.

В результате проработок было определено три варианта АМС «ExoMars»:

1. Базовый («ExoMars Lite») – запуск АМС одной РН «Союз-2.1Б»;
2. Усиленный – запуск комплекса с помощью РН Ariane 5;
3. Комбинированный – раздельный запуск орбитального и посадочного модулей двумя запусками РН «Союз-2.1Б».

5.2.6.5.1. «ExoMars Lite»

Вариант снижения массы комплекса до величины, позволяющей обойтись одной РН «Союз-2.1Б» был предложен летом 2005 года. Идея заключалась в переносе функции радиосвязи с Землей на американскую орбитальную АМС. Это позволило вместо орбитальной АМС проекта «ExoMars» использовать относительно легкую перелетную ступень, единственной задачей которой являлась бы доставка модуля с марсоходом для посадки с подлетной траектории.

Стартовая масса АМС – 3 025 кг. Масса посадочного модуля около 1 000 кг при отделении от перелетной ступени, 570 кг – после посадки.

Схема посадки выглядит аналогично посадкам американских АМС «Mars Pathfinder», «Spirit» и «Opportunity». После аэродинамического торможения лобовой экран отбрасывается, дальнейший спуск происходит на парашюте. Непосредственно перед касанием грунта парашют отбрасывается, а окончательное торможение выполняется с помощью двигателей мягкой посадки.

Марсоход имеет массу 177,5 кг, в т.ч. 12,5 кг – комплект научной аппаратуры «Pasteur».

В состав комплекта «Pasteur» входят приборы:

- панорамная видеокамера;
- инфракрасный спектрометр;
- радар для зондирования грунта на глубину до 3 м;
- узкоугольная видеокамера;

- мёссбауэрский спектрометр;
- микроскоп;
- лазерный спектрометр;
- рентгеновский диффрактометр;
- газовый хроматограф;
- масс-спектрометр;
- детектор органики и окислителей;
- «чип маркера жизни».

Наибольший интерес представляет «чип маркера жизни» LMC (Life Marker Chip), разработанный британским Университетом Лейстера с партнерами из Нидерландов, Германии и США. Прибор представляет собой микролабораторию с набором из 25 молекулярных рецепторов (антител), избирательно реагирующих на протеины и другие химические компоненты биологических организмов.

Расчетный срок работы марсохода – шесть месяцев, за это время он должен пройти не менее 10 км.

5.2.6.5.2. «ЕхоMars» усиленный вариант

Этот вариант АМС был разработан после отказа NASA от создания специализированного ретрансляционного спутника Марса «Mars Telecommunications Orbiter» («МТО»)¹, о чем было объявлено в июле 2005 г. Рост массы отправляемого к Марсу комплекса потребовал использовать более мощную РН – Ariane 5.

Комплекс «ЕхоMars» по этому варианту состоял из перелетного и посадочного модулей. Общая масса комплекса составляла 5 000 кг. Посадочный модуль начальной массой 1 200 кг должен был доставить на Марс посадочный аппарат и марсоход. Масса марсохода – 258 кг.

На посадочный аппарат можно было установить 30 кг аппаратуры, в том числе 8,5 кг научных приборов и автономный источник питания – радиоизотопный генератор. В состав приборов планировалось включить сейсмометр, метеокомплекс, магнитометр, устройство для изучения свойств грунта на глубинах до 5 м, и другие устройства. Этот комплекс получил наименование GER, позднее замененное на название «Гумбольдт» (Humboldt).

Масса научного комплекса «Pasteur», устанавливаемого на марсоход, могла быть увеличена до 16,5 кг. Также появлялась возможность установки 30 кг научной аппаратуры на орбитальный модуль-ретранслятор.

5.2.6.5.3. «ЕхоMars» комбинированный вариант

Этот вариант отличался разделением комплекса на две автономных АМС, первая из которых являлась орбитальным аппаратом, выполняющим функции ретранслятора, а вторая практически соответствовала варианту «ЕхоMars Lite», т.е. состояла из посадочного модуля, снабженного легким перелетным блоком.

Необходимость создания собственного орбитального ретранслятора была вызвана отказом NASA, как было сказано выше, от создания запланированной ранее АМС «МТО». Предложения использовать другие орбитальные АМС не отвечали требованиям проекта «ЕхоMars» по пропускной способности радиоаппаратуры этих АМС.

¹ См. том 2, часть 3, п. 2.5.10.

5.2.6.6. «Enhanced ExoMars» 2007 года

В 2007 году ESA определилась с выбором одного из трех вариантов АМС «ExoMars». Выбранный за основу вариант («ExoMars» усиленный) был доработан. В окончательном виде проект выглядел так.

АМС состоит из перелетного и посадочного модулей. Старт производится 23.11.13 г. на РН Ariane 5 или «Протон-М». Стартовая масса АМС – 4 579 кг.

Перелетный модуль обеспечивает полет комплекса по траектории Земля – Марс и выход 05.10.14 г. на околомарсианскую орбиту ожидания высотой 500 х 95 750 км и наклонением 120-160 град. Модуль имеет ДУ, состоящую из маршевого ЖРД тягой 43,2 кг и двух резервных ЖРД тягой по 22,4 кг. Масса конструкции перелетного модуля – 720 кг, запас топлива – около 2 400 кг.

На орбите ожидания АМС находится до окончания сезона пылевых бурь. В сентябре 2015 года ДУ перелетного модуля переводит комплекс на траекторию снижения, после чего перелетный модуль отделяется и разрушается в атмосфере Марса. Посадочный модуль после отделения имеет массу 1 200 кг. Масса после посадки – 600 кг. Масса доставляемого марсохода 258-265 кг, в т.ч. собственно марсоход – 205 кг, комплекс «Pasteur» – 16,5 кг. Остальную массу составляют буровое устройство и система обработки и распределения образцов грунта.

Предполагалось, что марсоход, снабженный «интеллектуальной» системой управления, способной самостоятельно принимать решение о возможности продвижения на несколько метров, сможет проходить в сутки до 1 км.

Расчетное минимальное время работы марсохода «ExoMars» – 180 суток.

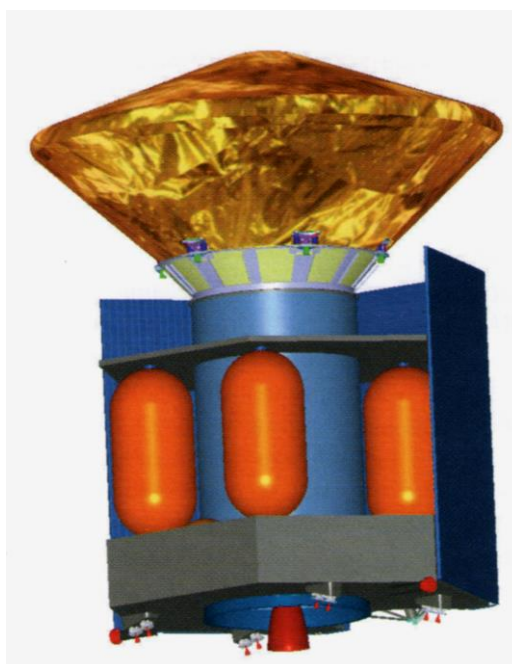


Рис. 3.37. АМС «Enhanced ExoMars»

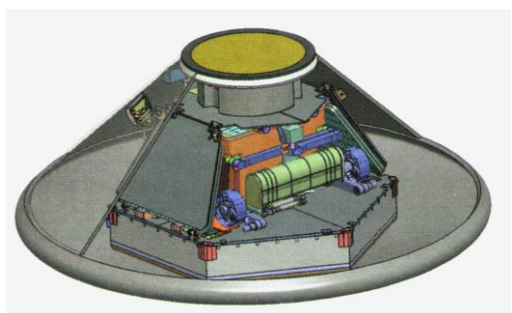


Рис. 3.38. Посадочный модуль АМС «Enhanced ExoMars»

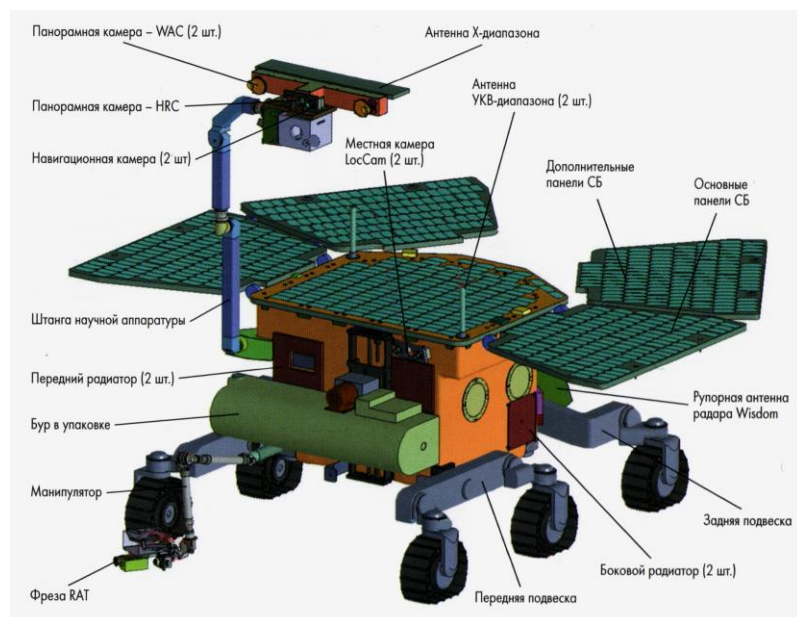


Рис. 3.39. Марсоход «ExoMars» (2007 г.)

В качестве орбитального ретранслятора должны были использоваться либо американские АМС, либо российская АМС «Фобос-Грунт», о чем в июне 2008 г. между ESA и Росавиакосмосом было подписано соглашение.

В октябре 2008 г. руководящим органом ESA было принято решение о переносе запуска АМС «ExoMars» по финансовым причинам на 2016 год.

5.2.6.7. «ExoMars» 2009 года (ESA+NASA)

В декабре 2009 года США заявили о готовности объединить свою программу изучения Марса автоматическими станциями с европейской. Созданная инженерная рабочая группа предложила вариант запуска на РН Atlas V в 2016 году двух АМС – европейского марсохода «ExoMars» и американского научно-ретрансляционного спутника, однако, США отвергли такой вариант по ряду причин. В результате переговоров было решено, что ESA создаст орбитальный аппарат для запуска в 2016 году и марсоход, который будет запущен в 2018 году¹. Доставку марсохода на поверхность Марса должен обеспечить американский посадочный аппарат. Оба запуска должны быть выполнены американскими РН Atlas V. В дальнейшей проработке состав запускаемых объектов был дополнен европейским демонстратором посадочного аппарата – в первом запуске, и американским легким марсоходом – во втором запуске.

5.2.6.7.1. «ExoMars-2016»

Первым пуском РН Atlas V, который был намечен на 06.01.16 г., должны были быть запущены к Марсу две европейские АМС, имеющие рабочие названия «TGO» и «EDM».

АМС «TGO» (Trace Gas Orbiter) должна быть выведена на эллиптическую орбиту спутника Марса. В течение нескольких месяцев АМС будет выполнять аэродинамическое торможение для выхода на рабочую круговую орбиту высотой 400 км и наклонением 73,4 град. Основное назначение АМС – изучение малых составляющих атмосферы Марса, исследование их пространственного и временного распределения. Предполагается, что эти наблюдения помогут найти ответ на вопрос о происхождении метана в атмосфере Марса. Европейская АМС «Mars Express»² обнаружила метан в количестве, которое может наблюдаться только при постоянном поступлении метана в атмосферу, но источником метана могут быть либо геологические процессы, либо биосфера. Первое потребует пересмотреть современные представления о геологической истории Марса, второе же немедленно поставит вопрос о поиске и исследовании жизни на Марсе.



Рис. 3.40. АМС «ExoMars-2016»
(«TGO»+«EDM»)

В состав научной аппаратуры АМС «TGO» выбраны следующие приборы:

- MATMOS (Mars Atmospheric Trace Molecule Occultation Spectrometer) – инфракрасный спектрометр для обнаружения малых молекулярных составляющих атмосферы, разработка Калифорнийского технологического института;
- SOIR/NOMAD – инфракрасный спектрометр для обнаружения малых молекулярных составляющих атмосферы, разработка Бельгийского института космической аэрономии;
- EMSC (ExoMars Climate Sounder) – инфракрасный радиометр для измерений температуры и плотности атмосферы, а также для измерения распределения по высоте пыли, ледяных частиц, аэрозолей и водяного пара;
- HiSCI (High-resolution Stereo Color Imager) – цветная стереокамера высокого разрешения для съемки в полосе 8,5 км с разрешением 2 м;
- MAGIE (Mars Atmospheric Global Imaging Experiment) – широкоугольная мультиспектральная камера.

Расчетный срок работы АМС «TGO» - 1 год.

¹ См. том 4, часть 3, п.3.4.

² См. п.5.2.2.1.

АМС «EDM» (Entry, descent and landing Demonstrator Module) – европейский экспериментальный посадочный комплекс. Основное назначение – отработка технологии мягкой посадки на Марс. После баллистического торможения должна быть введена в действие сверхзвуковая парашютная система и три комплекта тормозных двигателей, управляемых по сигналам от радиолокационного высотомера. Рассчитывалось, что АМС совершит полужесткую посадку на равнине Меридиана.

На АМС устанавливается ограниченный комплект приборов для съемки района посадки и проведения атмосферных наблюдений.

Расчетный срок работы АМС на поверхности Марса – 8 суток.

Масса АМС – 600 кг. Диаметр теплозащитного экрана – 2,4 м.

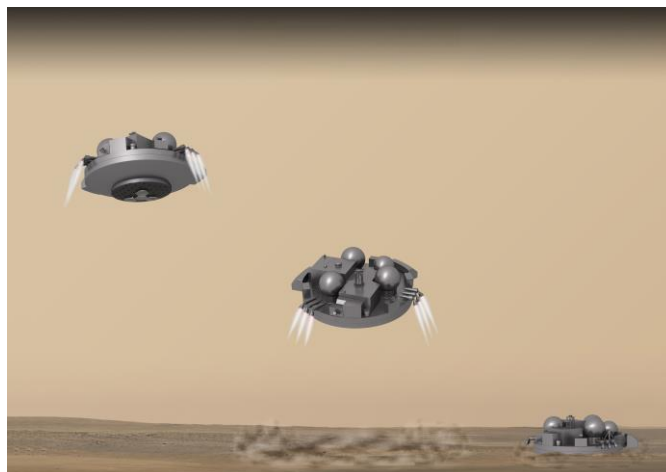


Рис. 3.41. Посадка АМС «EDM»

5.2.6.7.2. «ExoMars-2018»

Весной 2018 года должен был состояться второй запуск по программе ExoMars. РН Atlas 5 должна была отправить на траекторию полета к Марсу американскую АМС, которая доставила бы на поверхность Марса два марсохода – европейский «ExoMars» и американский «MAХ-С». Размеры и весовые характеристики марсоходов близки к американским марсоходам MER («Spirit» и «Opportunity»)¹.

Европейский марсоход «ExoMars» разрабатывала компания EADS Astrium. Задача марсохода – экзобиологические и геохимические исследования и, в частности, детальное изучение источников метана, если они к этому времени будут обнаружены АМС «TGO». Марсоход должен быть оснащен бурильной установкой.

На марсоходе предполагалось установить несколько меньший комплекс научной аппаратуры «Pasteur», чем это планировалось в более ранних вариантах:

- панорамные камеры PanCam;
- радар WISCOM;
- камера «подземных» наблюдений Ma_MISS;
- микроскопы CLUPI и MicrOmega-IR;
- рамановский спектрометр;
- рентгеновский диффрактометр MarsXRD;
- анализатор органических молекул MOMA;
- «маркер жизни» LMC.

Рассматривалась возможность установки еще трех приборов:

- ИК-картограф MIMA;
- мёссбауэровский спектрометр MIMOS II;
- прибор для поиска органических молекул Urey.

Работа марсохода была рассчитана на 180 суток при среднесуточном переходе 100 м.

Масса марсохода «ExoMars» – 250-270 кг. Высота по мачте с телекамерами – 1,6 м.

¹ См. том 2, часть 2, п.2.6.12.

Американский марсоход «MAX-C» («Mars Astrobiology eXplorer Cacher») находился по состоянию на конец 2010 года на более ранней стадии разработки, чем европейский. Предполагалось, что с помощью научной аппаратуры марсохода будет выполнен ряд астробиологических исследований и проведен сбор образцов грунта, которые впоследствии могут быть перегружены во взлетную ракету (миссия MSRM) для доставки на Землю.

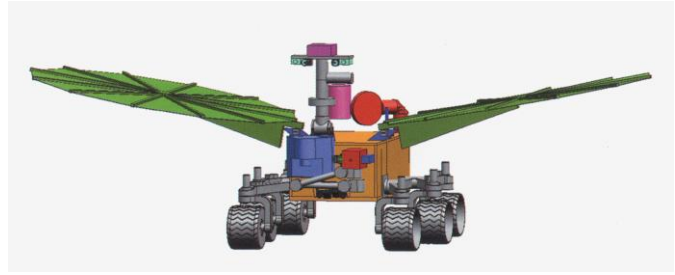


Рис. 3.42. Марсоход «MAX-C»

Дополнительную информацию по проекту марсохода «MAX-C» см. том 2, часть 3, п. 2.6.16.

5.2.6.8. «ExoMars» 2012 года (ESA+Россия)

В октябре 2011 года стало известно, что США выходят из проекта «ExoMars», а в феврале 2012 года NASA заявила об этом официально. ESA обратилась с предложением участвовать в программе «ExoMars» к России.

Программа в общем сохранила задачи запуска AMC в 2016 и в 2018 годах.

5.2.6.8.1. «ExoMars-2016»

AMC «ExoMars-2016» по-прежнему состояла из двух модулей: орбитальный модуль «TGO» (Trace Gas Orbiter) и посадочный модуль «EDM» (Entry, descent and landing Demonstrator Module), получивший имя собственное «Schiaparelli» (в честь итальянского астронома Скиапарелли). Начальная масса AMC – 4 332 кг.

Орбитальный модуль «TGO»

Модуль «TGO» выводится на эллиптическую орбиту спутника Марса. Назначение AMC «TGO» описано в п. 5.2.6.7.1.

Размеры модуля «TGO» 3,2 x 2,0 x 2,0 м. Размах панелей солнечных батарей 17,5 м. Мощность, генерируемая батареями – около 2 кВт. Маршевый ЖРД, предназначенный для выхода на орбиту спутника Марса и выполнения ключевых маневров, работает на гидразине и тетраоксиде азота. Тяга ЖРД – 43,2 кгс. Для связи с Землей модуль имеет узконаправленную антенну диаметром 2,2 м.

На модуле «TGO» устанавливаются следующие приборы:

- ACS (Atmospheric Chemistry Suite) – комплект инфракрасных спектрометров (Россия):
 - NIR – инфракрасный спектрометр для обнаружения воды и проведения фотохимического анализа атмосферы Марса;
 - MIR – инфракрасный спектрометр для обнаружения метана и малых составляющих в атмосфере Марса;
 - TIR – инфракрасный спектрометр для анализа структуры атмосферы Марса;
- FREND (Fine Resolution Epithermal Neutron Detector) – коллимированный нейтронный детектор для картирования подпочвенной воды и льда (Россия);
- NOMAD (Nadir and Occultation for Mars Discovery) – инфракрасный спектрометр для обнаружения малых молекулярных составляющих атмосферы (ESA);
- CASSIS (Colour And Stereo Surface Imaging System) – телекамера высокого разрешения для выбора мест посадки модуля «Schiaparelli» и марсоходов (ESA).

Масса научной аппаратуры – 113,8 кг.

Запуск AMC «ExoMars-2016» был произведен 14.03.16 г. российской РН 8K82KM «Протон-М» с РБ «Бриз-М». Разделение модулей по программе полета произведено 16.10.16 г. Модуль «TGO» 19.10.16 г. вышел на орбиту спутника Марса высотой 301 x 98 600 км, с наклоном 7 град. и периодом обращения 4,2 суток. В этот же день посадочный модуль «Schiaparelli» должен был выполнить посадку на Марс. Орбитальный модуль должен был выполнять функции ретранслятора для «Schiaparelli».

АМС «TGO» в январе 2017 года выполнила маневры для перехода на орбиту с наклоном 74 град. 02.02.17 г. в перигеице был выдан тормозной импульс для понижения апоцентра орбиты до высоты 33 760 км, а 05.02.17 г. высота перигеице была понижена до 210 км.

С 15.03.17 г. по 25.06.17 г. орбитальная АМС «TGO» выполняла первый этап аэродинамического торможения. Этот процесс происходит в следующем порядке: перигеице орбиты понижается таким образом, чтобы АМС при каждом прохождении перигеице «чиркала» за верхние слои атмосферы и тормозилась на небольшую величину, что приводит к понижению апоцентра.

С 30.08.17 года до 20.03.18 года проводился второй этап аэродинамического торможения, после чего включением ДУ в апоцентре «TGO» подняла высоту перигеице и оказалась на орбите 200 x 1 050 км с периодом около 2 часов. В марте-апреле 2018 года был выполнен еще ряд маневров для выхода на рабочую круговую орбиту высотой 400 км. С апреля 2018 года началась плановая работа орбитальной АМС, которая должна была продлиться до конца 2019 года. АМС «TGO» выполняла также ретрансляцию данных, передаваемых американскими АМС, находящимися на Марсе.

Работа АМС «TGO» была рассчитана до 2022 года.

Посадочный модуль «EDM» «Schiaparelli»

Модуль «Schiaparelli» состоял из собственно посадочного модуля, теплозащитного экрана и верхнего кожуха. По программе посадка модуля на Марс выполняется следующим образом. Вход модуля в атмосферу Марса происходит на высоте 122,5 км со скоростью около 5,8 км/с. В процессе торможения теплозащитный экран нагревается до температуры 1 500°C. На высоте около 11 км раскрывается тормозной парашют диаметром 12 м, уменьшающий скорость снижения до 460 м/с. На высоте 7 км происходит отделение теплозащитного экрана. Модуль продолжает парашютный спуск до высоты 1,3 км, где парашют и верхний кожух отделяются. Скорость модуля в момент отделения составляет около 75 м/с. Дальнейший спуск происходит с реактивным торможением. Модуль оборудован тремя блоками посадочных ЖРД, каждый блок включает три ЖРД тягой по 40,8 кгс. ЖРД работают до высоты 2 м от поверхности, снизив скорость снижения до 2 м/с. После выключения посадочных ЖРД модуль свободно падает на поверхность Марса. Скорость касания составляет около 3 м/с. Для смягчения удара при посадке используются сминаемые амортизаторы.

Диаметр теплозащитного экрана 2,4 м. Максимальный поперечный размер модуля без теплозащитного экрана и верхнего кожуха – 1,65 м, высота – 1,8 м. Масса модуля в сборе – 600 кг.

На посадочном модуле была установлена следующая научная аппаратура:

- комплекс DREAMS (Dust Characterisation, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface) для изучения марсианской атмосферы. В состав комплекса входят датчики для измерения:
 - MetWind – силы и направления ветра;
 - DREAMS-H – влажности;
 - DREAMS-P – атмосферного давления;



Рис. 3.43. АМС «ExoMars-2016»



Рис. 3.44. Фобос с расстояния 7 000 км
Фото АМС «TGO»

- MarsTem – температуры вблизи поверхности;
- SIS (Solar Irradiance Sensor) – прозрачности атмосферы;
- MicroARES (Atmospheric Radiation and Electricity Sensor) – электрических полей в атмосфере;
- AMELIA – блок сбора информации о процессе снижения и посадки;
- COMARS+ измеритель температуры нагрева верхнего кожуха во время торможения в атмосфере Марса;
- INRRI – блок отражателей для точной фиксации места посадки «Schiaparelli» при лазерной локации с орбитального модуля.

Для посадки модуля «Schiaparelli» было выбрано плато Меридиана. Расчетный район посадки представлял собой эллипс длиной 100 км и шириной 15 км с координатами центра 6° з.д. и 2° ю.ш. Расчетная длительность работы аппаратуры на поверхности Марса составляла от 2 до 8 марсианских суток.

Масса посадочного модуля 600 кг.

Как было сказано выше, запуск АМС «ExoMars-2016» был произведен 14.03.16 г., 16.10.16 г. было выполнено разделение модулей, а 19.10.16 года посадочный модуль «Schiaparelli» вошел в атмосферу Марса и выполнил баллистическое торможение, после чего была введена в действие парашютная система. По невыясненной причине на высоте от 2 до 4 км автоматика выполнила отделение парашюта и включение посадочных двигателей, которые проработали 4 секунды и выключились. Модуль упал на поверхность Марса с большой скоростью и разбился.

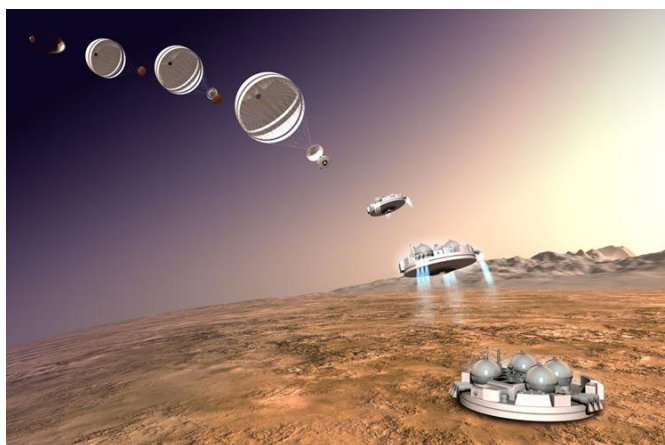


Рис. 3.45. Расчетная схема посадки модуля «Schiaparelli»

5.2.6.8.2. «ExoMars-2018/2020/2022»

Вторым запуском по программе ExoMars на Марс должен быть доставлен европейский марсоход. Первоначально планировалось выполнить отправку АМС к Марсу в 2018 году. По ряду причин старт был перенесен на 2020 год, в связи с чем программа также была переименована в «ExoMars-2020». Была назначена расчетная дата старта – 25.07.2020 г., с посадкой на Марс 19.03.2021 года.

В процессе наземных испытаний были обнаружены проблемы с прочностью парашютов, за изготовление и испытания которых отвечает ESA. Кроме того, были выявлены проблемы с одним из европейских приборов. В результате в марте 2020 года было принято решение о переносе запуска АМС «ExoMars» с марсоходом на 2022 год.

Посадочный модуль, названный «Казачок», разработан российской стороной – НПО им. Лавочкина. Ракету-носитель для запуска АМС – РН «Протон-М», – также обеспечивает российская сторона.

Марсоход в феврале 2019 года получил имя собственное – «Rosalind Franklin» («Розалинд Франклин»), в честь одной из первооткрывательниц ДНК.



Рис. 3.46. Посадочный модуль «Казачок» с марсоходом «Rosalind Franklin»

В научные задачи марсохода входят:

- исследование водной и геохимической среды в подповерхностном слое марсианской «почвы» в зависимости от глубины;
- изучение малых газовых примесей в атмосфере планеты и поиск их источников;

Для посадочного модуля были определены четыре возможных района посадки: долина Гипанис, равнина Оксия, Жемчужная земля и долина Маврт. Все эти районы расположены в районе экватора Марса и содержат множество следов потоков воды и пород, возникших при ее участии. Европейские ученые рассчитывают найти в месте посадки марсохода признаки возможного существования жизни на Марсе примерно 3,6 миллиарда лет назад. В конце 2018 года был сделан окончательный выбор места посадки – равнина Оксия. Здесь не очень много крупных ударных кратеров, но довольно много сухих русел.

Посадочный модуль будет проводить долгосрочный мониторинг климата и радиационной обстановки, исследовать атмосферу, изучать распределение подземных вод в районе посадки.



Рис. 3.47. Марсоход «Rosalind Franklin»

5.3. Исследования Венеры

5.3.1. ПРОЕКТ АМС НА ОРБИТЕ ВЕНЕРЫ

В 1973 году организация ESRO (предшественник ESA) рассматривала проект АМС для исследования Венеры с орбиты искусственного спутника.

АМС, создаваемая на базе ИСЗ «Neos», должна была быть выведена на околовенерианскую орбиту с параметрами 300 x 37 300 км для исследований атмосферы и поверхности Венеры. Масса научной аппаратуры 20-30 кг. Запуск АМС американской РН «Torad-Delta» мог бы состояться в конце 1970-х годов.

5.3.2. АМС «VENUS EXPRESS»

Проект Европейского космического агентства (ESA) «Venus Express» предусматривал создание и запуск АМС для изучения атмосферы и окружающего пространства Венеры. Проект был разработан в рамках конкурса, объявленного ESA в 2001 году по использованию второго экземпляра АМС «Mars Express».

Головной подрядчик программы – фирма «Astrium SAS». За сборку, монтаж и испытания отвечала компания «Alenia Spazio».

Корпус АМС имеет форму параллелепипеда со сторонами 1,5 x 1,8 x 1,4 м. На наружных сторонах корпуса размещены две всенаправленные и две остронаправленные антенны, диаметром 1,3 м и 0,3 м, две панели солнечных батарей и датчики научных приборов.

Научное оборудование укомплектовывалось запасными летными образцами приборов, оставшимися после изготовления АМС «Mars Express» и «Rosetta». В состав научных приборов входят:

- VMC (Venus Monitoring Camera) – широкоугольная следящая телекамера;
- ASPERA – комбинированный регистратор нейтральных частиц, ионный и электронный спектрометр и магнитометр;
- PFS – инфракрасный Фурье-спектрометр;

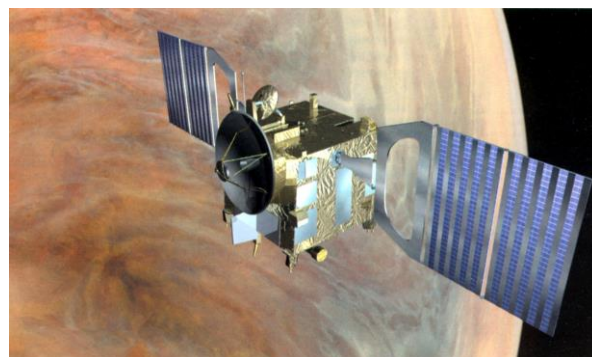


Рис. 3.48. АМС «Venus Express»

- SPICAM – ультрафиолетовый и инфракрасный спектрометр;
- VIRTIS – спектрометр-построитель изображения, работающий в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном диапазонах;
- VeRa- прибор для радиоэкспериментов;
- VENSIS – подповерхностный и ионосферный радар.

Энергопитание систем АМС обеспечивают две солнечных батареи общей площадью 5,7 м² и три батареи литиево-ионных аккумуляторов. Солнечные батареи генерируют ток мощностью 800 Вт около Земли и 1 100 Вт на орбите Венеры.

АМС оснащена корректировочно-тормозной ДУ тягой 40,8 кг и восемью двигателями ориентации тягой по 1 кг.

Масса АМС 1 270 кг, в том числе масса топлива – 570 кг, масса научного оборудования – 93 кг.

АМС «Venus Express» была запущена 09.11.05 г. ракетой-носителем «Союз ФГ» с РБ «Фрегат». 11.04.06 г. АМС вышла на высоко-эллиптическую (480 х 328 000 км) околополярную орбиту искусственного спутника Венеры. 06.05.06 было завершено формирование рабочей орбиты АМС высотой 250 х 66 000 км с перицентром над северной широтой около 80°.

С 13.05.06 г. по 03.06.06 г. проходила проверка работы аппаратуры, после чего АМС приступила к выполнению научной программы.

Результатами работы АМС «Venus Express» стали данные по структуре и процессам, протекающим в венерианской атмосфере, по всей глубине. Составлены профили содержания по высоте различных веществ в разных районах планеты. Подтверждено существование в атмосфере Венеры молниевых разрядов. Получены важные данные, помогающие объяснить процесс потери воды из венерианской атмосферы. Обнаружено явление замедления вращения Венеры.

Расчетная продолжительность работы АМС на орбите ИСВ – 2 венерианских суток (486 земных дней). Фактически АМС работала гораздо дольше. Так, летом 2014 года от АМС продолжали поступать данные от научной аппаратуры.

В июне-июле 2014 года специалисты ESA провели эксперимент по погружению АМС в верхние слои атмосферы, так называемый *aerobraking* – торможение и маневры за счет аэродинамического сопротивления корпуса и панелей солнечных батарей. Такие маневры требуют поддержания строго определенного положения АМС, что обеспечивалось с помощью двигателей ориентации. В процессе проведения эксперимента АМС снижалась до высоты 129,1 км.

11.07.2014 года эксперимент по аэробрейкингу был закончен. К 24.07.2014 г. АМС была переведена на орбиту высотой 460 х 63 000 км с периодом 22 часа 24 минуты.

28.11.2014 года связь с АМС была потеряна. Позже связь частично удавалось установить, но в очень ограниченном объеме. По мнению специалистов ESA, топливо в системе ориентации было выработано полностью, в результате заданная ориентация перестала поддерживаться, началось беспорядочное кувыркание АМС, которое закончилось входом АМС «Venus Express» в плотные слои атмосферы Венеры и разрушением станции в конце января-начале февраля 2015 года.

16.12.2014 г. ESA объявила о прекращении попыток управлять АМС «Venus Express». Последний сигнал от АМС был получен 19.01.2015 г. при высоте перицентра орбиты 119,9 км.

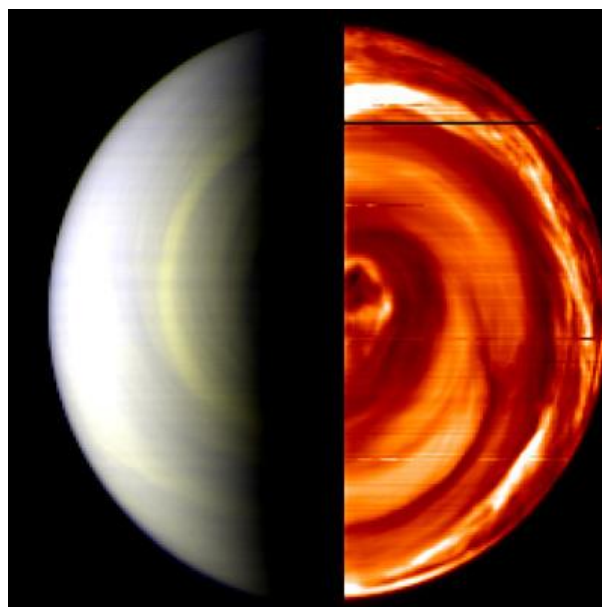


Рис. 3.49. Венера в видимых (слева) и инфракрасных (справа) лучах.

Фото получены АМС «Venus Express»

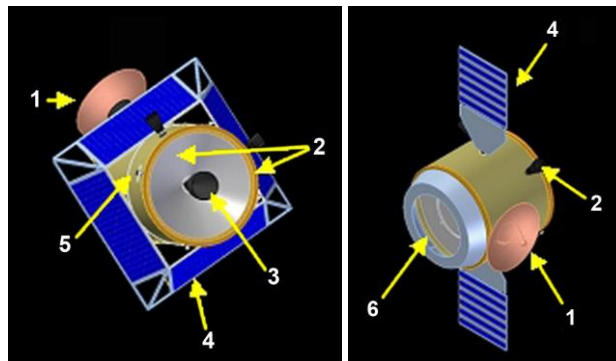
5.3.3. ПРОЕКТ «EUROPEAN VENUS EXPLORER»

«European Venus Explorer»¹ («EVE») – проект, рассматривавшийся ESA в начале 2000-х годов, до 2007 года называвшийся «Venus Entry Probe»². Проект был предложен в рамках программы «Cosmic Vision»³ в классе М-миссий. Задачей проекта являлся поиск ответов о происхождении и истории эволюции атмосферы Венеры, а также изучение химического и физического состава облачных слоев и нижних слоев атмосферы.

Проектом предусматривалась отправка к Венере комплекса из двух АМС: «VPO» («Venus Polar Orbiter») и «VEO» («Venus Elliptical Orbiter»).

АМС «VPO» должна была выполнять изучение атмосферы Венеры с полярной орбиты ИСВ высотой 2 000 х 6 000 км. Масса АМС «VPO» 905 кг, в т.ч. 607 кг топлива и 25 кг научного оборудования.

АМС «VEO» должна была быть выведена на высокую эллиптическую орбиту, также полярную, с параметрами 250 х 215 000 км, период обращения 117 часов. В задачу АМС «VEO» входил сброс аэростатного зонда. Зонд выполняет баллистическое торможение в атмосфере Венеры, после чего теплозащитная оболочка сбрасывается, и дальнейшее торможение выполняется с помощью парашюта. Последней операцией спуска зонда является наполнение газом аэростатной оболочки.



VPO

VEO

- 1 – остронаправленная антенна
- 2 – звездные датчики
- 3 – основной двигатель
- 4 – солнечная батарея
- 5 – двигатели ориентации
- 6 – отделяемый зонд

Рис. 3.50. АМС «VPO» и «VEO»



Рис. 3.51. Спуск аэростатного зонда

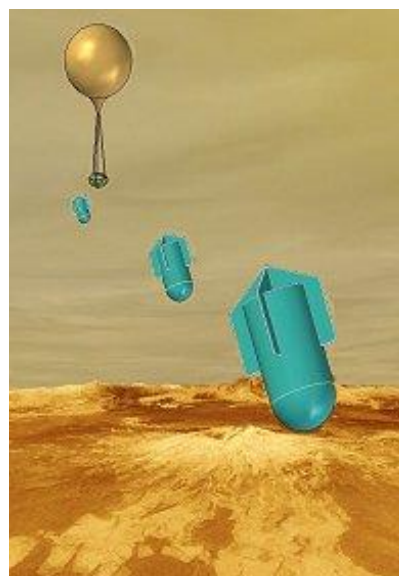


Рис. 3.52. Сбрасывание микрозондов

Аэростатный зонд, называемый в проекте аэроботом, в течение двух недель должен дрейфовать в атмосфере Венеры на высоте 55 км, сбрасывая баллистические микрозонды. Микрозонды не имеют средств торможения и производят измерения температуры, давления и освещенности

¹ European Venus Explorer – европейский исследователь Венеры (англ.).

² Venus Entry Probe – погружающийся венерианский зонд (англ.).

³ См. п. 5.10.4.

в нижних слоях атмосферы в свободном падении, передавая информацию на аэробот. Планировалось доставить и осуществить сброс до 15 микрозондов.

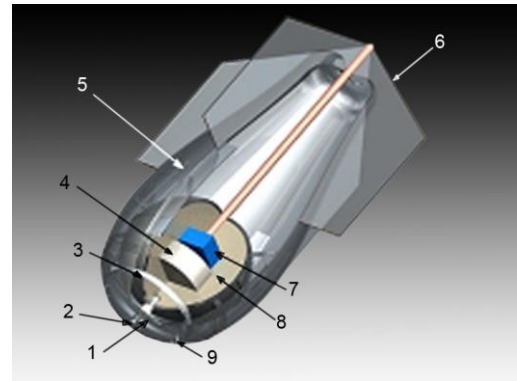
Микрозонд имеет аэродинамически обтекаемую форму и хвостовые стабилизаторы. В носовой части расположены датчики давления, температуры и освещенности. Блок электроники, питаемый от батареи, расположен в центре микрозонда. Для защиты электроники от воздействия температуры и давления внутреннее пространство заполнено вспенивающимся материалом. Антенна расположена на задней кромке хвостового стабилизатора.

Масса АМС «ВЕО» 558 кг, в т.ч. 229 кг топлива и 91 кг – масса аэростатного зонда.

Запуск комплекса АМС «ЕВЕ» предполагалось осуществить в 2013 году с помощью российской РН «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат» с космодрома Куру.

Проект не был принят к реализации.

В 2007 году обсуждался вопрос об объединении проектов России «Венера-Д» и ESA «ЕВЕ» под названием «Венера-EVE»¹.



- 1 – датчик давления
- 2 – датчик освещенности
- 3 – камера выравнивания давления
- 4 – батарея
- 5 – оболочка
- 6 – антенна
- 7 – блок электроники
- 8 – вспенивающийся заполнитель
- 9 – датчик температуры

Рис. 3.53. Микрозонд проекта «ЕВЕ»

5.4. Исследования Меркурия

5.4.1. ПРОЕКТ «MERCURY»

В середине 1980-х годов ESA рассматривала возможность создания АМС для исследования Меркурия с полярной орбиты. АМС должна быть оборудована электроионной ДУ. Предполагаемый состав научной аппаратуры:

- рентгеновский спектрометр;
- регистратор пыли;
- гамма-спектрометр;
- нейтронный солнечный спектрометр;
- камеры для съемки в разных областях спектра;
- датчик частиц высокой энергии;
- инфракрасный радиометр;
- радиоальтиметр;
- магнитометр;
- приборы для радиоастрономических исследований;
- пенетраторы для проведения сейсмических исследований Меркурия.

Проект не осуществлялся.

5.4.2. ПРОЕКТ «BERICOLOMBO»

«BericoLombo» – проект ESA по исследованию Меркурия с помощью АМС, первоначально называвшийся «Mercury Orbiter».

Проект в 1999 году был переименован назван в честь Джузеппе Коломбо (Giusseppe /Beri/ Colombo), выдающегося итальянского ученого (1920-1984).

¹ См. том 4, часть 3, п. 7.1.

5.4.2.1. Первоначальный проект «Mercury Orbiter»

Начальный проект был предложен в 1993 году под названием «Mercury Orbiter». Основная задача АМС – фотосъемка всей поверхности Меркурия.

АМС должна была иметь следующую научную аппаратуру:

- мультиспектральная камера;
- гамма-спектрометр;
- рентгеновский спектрометр;
- магнитометр;
- анализаторы ионов и электронов;
- аппаратура регистрации электрических и магнитных полей и волн;
- ионная пушка для управления потенциалом КА.

Масса АМС при старте – 1 617 кг, сухая масса – 626 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры – 50 кг.

Запуск АМС «Mercury Orbiter» должен был производиться РН Ariane 5. После старта в июле 2004 года АМС должна была совершить два гравитационных маневра при пролете Венеры и два – при пролете Меркурия. В апреле 2008 года АМС должна была выйти на полярную орбиту спутника Меркурия высотой 400 х 16 800 км с периодом 13,45 ч и перигеумом над 30° с.ш. Расчетная продолжительность работы АМС на орбите – 9 месяцев.

5.4.2.2. Проект «Mercury Orbiter» 1997 года

В 1997 году проект «Mercury Orbiter» был пересмотрен с целью сокращения сроков перелета. Было предложено использовать электрореактивные двигатели, обеспечивающие перелет за более короткий срок и позволяющие вывести АМС на круговую орбиту спутника Меркурия высотой 100 км без гравитационных маневров. Рассматривалось два варианта ДУ, обеспечивающие различные параметры АМС и времени полета:

Вариант 1: тяга ДУ – 0,02 кгс, импульс 3 000 с; длительность перелета 2,7 года; доставляемая масса АМС – 912 кг;

Вариант 2: тяга ДУ – 0,027 кгс, импульс 1 600 с; длительность перелета 1,4 года; доставляемая масса АМС – 644 кг;

АМС должна была иметь стартовую массу 2 000 кг. Запуск по-прежнему рассчитывался на РН Ariane 5, но уже в качестве сопутствующей нагрузки при выведении связного ИСЗ на геопереходную орбиту. После изучения возможных схем полета было вновь решено использовать гравитационные маневры у Венеры и Меркурия.

АМС «Mercury Orbiter» должна была состоять из трех модулей:

- орбитальный аппарат (Planetary Orbiter, PO) для исследования планеты с полярной орбиты. Он должен быть оснащен двумя камерами и примерно шестью другими приборами дистанционного зондирования. Расчетное время работы на орбите – 1 год.
- магнитосферный спутник (Magnetospheric Orbiter, MO) должен нести семь приборов для изучения магнитного поля Меркурия и его взаимодействия с солнечным ветром. Расчетное время работы на орбите – 1 год.
- посадочный аппарат (Surface Element, SE) предназначен для осуществления посадки на поверхность Меркурия вблизи одного из полюсов, в зоне умеренного климата. Ожидалось, что посадочный модуль проработает на поверхности не менее недели. Состав оборудования посадочного аппарата:
 - камера;
 - сейсмометр;
 - детектор химических элементов;
 - комплекс приборов для измерения температуры, теплоемкости, плотности и твердости грунта.

В процессе проработки проект подвергся дальнейшим изменениям и уточнениям.

5.4.2.3. Проект «BepiColombo» 1999 года

В апреле 1999 года проект был полностью переработан и получил название «BepiColombo».

В соответствии с уточненным проектом АМС, как и в предыдущем варианте «Mercury Orbiter», должна была представлять собой комплекс из трех модулей:

- МРО (Mercury Planetary Orbiter) – модуль для проведения глобальных научных исследований Меркурия;
- MSE (Mercury Surface Element) – посадочный модуль для проведения физических, оптических, химических и минералогических исследований на поверхности Меркурия;
- ММО (Mercury Magnetospheric Orbiter) – модуль для проведения исследования электромагнитных полей, волн и частиц на эллиптической орбите спутника Меркурия.

Основные решаемые задачи:

- всестороннее исследование Меркурия и окружающего пространства;
- эксперименты по проверке общей теории относительности;
- обнаружение астероидов, движущихся по траекториям, близко подходящим к Земле.

Для запуска модулей на траекторию полета к Меркурию используются две РН «Союз-Фрегат». Первая выводит модуль МРО, вторая – модули ММО и MSE. Разгон модулей по траектории полета осуществляется с помощью электрореактивных двигателей, установленных на орбитальных модулях МРО и ММО, а также с использованием гравитационных полей Луны, Венеры и собственно Меркурия. Электроэнергия для работы ЭРД обеспечивается солнечными батареями.

Конструктивно каждый модуль должен состоять из основного блока, блока электрореактивных двигателей (SEPM – Solar-Electric Propulsion Module) и блока химических двигателей (CPM – Chemical Propulsion Module). Блоки SEPM и CPM одинаковы для обоих модулей, разница состоит только в количестве заправляемого топлива.

Основной блок модуля МРО выполняется в виде плоской призмы со скошенными боковыми гранями. Модуль имеет трехосную стабилизацию, солнечные батареи, размещенные на боковых гранях, и остронаправленную антенну для передачи информации на Землю. МРО защищен высокоэффективной термоизоляцией и специальным экраном от инфракрасного излучения как от Солнца, так и со стороны Меркурия. Состав научного оборудования модуля МРО:

- широкоугольная телекамера;
- узкоугольная телекамера;
- инфракрасный спектрометр;
- ультрафиолетовый спектрометр;
- гамма-спектрометр;
- рентгеновский спектрометр;
- нейтронный спектрометр;
- лазерный высотомер;
- телескоп и система обнаружения движущихся объектов.

Масса МРО – 357 кг. Расчетное время работы модуля на орбите спутника Меркурия – 1 год.

Магнитосферный модуль ММО имеет форму плоского цилиндра, стабилизируемого вращением со скоростью 15 об/мин. Ось вращения направлена перпендикулярно экватору Меркурия. Днища цилиндрического корпуса играют роль радиаторов для отвода избыточно тепла. Боковая поверхность снаружи покрыта элементами солнечной батареи, а изнутри термоизолирована.

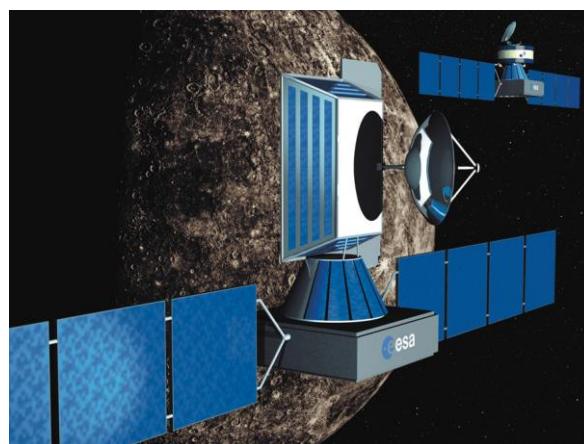


Рис. 3.54. Модули АМС «BepiColombo» МРО (на ближнем плане) и ММО

Научное оборудование модуля ММО:

- магнитометры;
- детекторы заряженных частиц;
- эмиттер положительных ионов;
- телевизионная система;
- детектор электромагнитных излучений.

Масса модуля ММО – 165 кг. Расчетное время работы на орбите Меркурия – свыше 1 года.

В состав блока SEPМ будут входить три электрореактивных двигателя, работающие на ксеноне, и две солнечные батареи общей площадью 33 м². Тяга ЭРД должна составлять от 0,017 кгс до 0,034 кгс. ЭРД предназначены для выполнения медленных продолжительных маневров. Масса незаправленного блока SEPМ модуля МРО – 365 кг. Запас ксенона для модуля МРО – 230 кг, для модуля ММО – 238 кг.

В блоке СРМ будут установлены 8 двигателей ориентации тягой по 2 кг и один маневровый ЖРД, имеющий тягу 408 кг. Все ЖРД работают на двухкомпонентном топливе – монометилгидразин и тетраоксид азота. Сухая масса блока – 71 кг. Запас топлива для модуля МРО – 156 кг, для модуля ММО – 334 кг.

Полная проектная масса модуля МРО – 1 229 кг, модуля ММО – около 1 200 кг.

Посадочный модуль MSE состоит из посадочного аппарата, защищаемого надувными амортизаторами, и тормозной двигательной установки тягой 408 кгс. Во время полета от Земли к Меркурию MSE должен был быть присоединен к модулю ММО. После отделения от ММО посадочный модуль выходит на орбиту с минимальной высотой 10 км с помощью своей ТДУ. Последующее торможение переводит модуль на траекторию снижения. На высоте около 500 м выполняется наддув защитных амортизаторов, а на высоте 120 м ТДУ выключается и отбрасывается.

Посадочный аппарат падает на поверхность Меркурия со скоростью касания около 20 м/с. После успокоения надувные амортизаторы отделяются, и посадочный аппарат приступает к выполнению программы. Расчетное место посадки – около терминатора на широте 85°.

Состав научных приборов посадочного аппарата:

- посадочная телекамера;
- обзорная телекамера;
- альфа/рентгеновский спектрометр;
- магнитометр;
- сейсмометр;
- пенетратор;
- микро-ровер;
- приборы для измерения тепловых потоков и физических свойств окружающей среды.

Масса научных приборов 7 кг.

Получаемая информация должна была собираться в бортовом накопителе, а затем транслироваться на модуль МРО или ММО. Энергопитание бортовой аппаратуры должно было обеспечиваться химической батареей.

Масса посадочного аппарата – 44 кг. Расчетный срок работы около 1 недели.

Старт комплекса «BepiColombo» планировалось произвести в августе 2009 года.

В процессе работы над проектом вносилось предложение вместо модуля мягкой посадки MSE включить в состав комплекса два пенетратора, сбрасываемых с околомеркурианской орбиты.



Рис. 3.55. Посадочный модуль MSE AMC «BepiColombo»

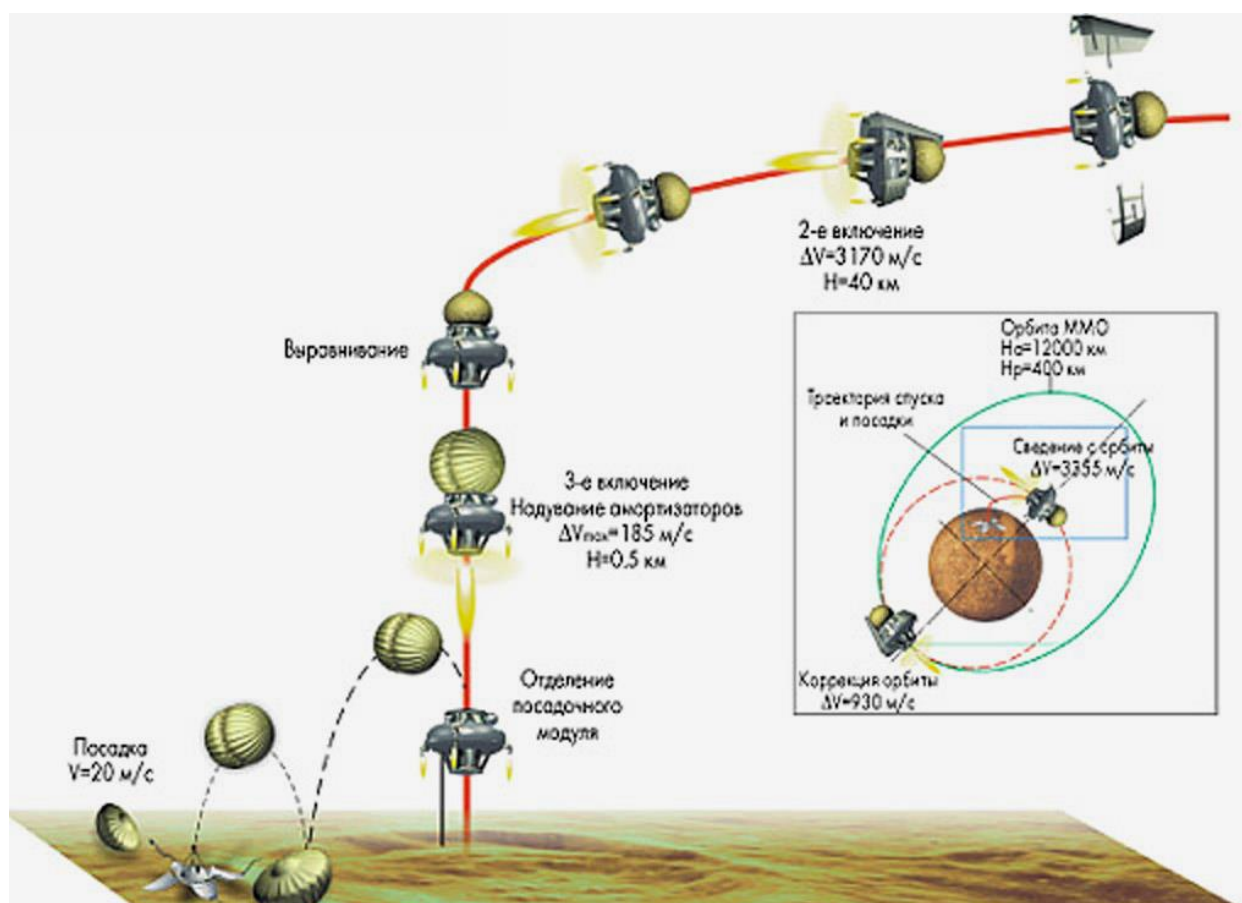


Рис. 3.56. Схема посадки на Меркурий модуля MSE

5.4.2.4. Европейско-японско-российский вариант 2003 года

В 2002 году было достигнуто соглашение, по которому в проект «BepiColombo» включалась Япония (ISAS) и Россия. Япония вместо своего проекта АМС «Mercury Orbiter»¹ брала на себя разработку магнитосферного модуля ММО. Россия должна разработать посадочный модуль MSE и обеспечить запуск комплекса «BepiColombo» своими РН. Россия также обеспечивала выведение АМС на траекторию полета к Меркурию.

Старт двух РН «Союз-Фрегат» с АМС «BepiColombo» намечался на июнь 2011 года. Доставку модулей к Меркурию должен был обеспечить европейский разгонный блок с электрореактивной ДУ. Перелет должен занять 3,5 года. Выход АМС на орбиту спутника Меркурия обеспечивается бортовым ЖРД. Модуль ММО выводится на орбиту 11 800 x 400 км, модуль МРО – на круговую полярную орбиту высотой 1 500 км. Расчетный срок работы модулей на орбите спутников Меркурия – 1 год.

5.4.2.5. Эволюция проекта АМС «BepiColombo» (2003 – 2011 г.г.)

В ноябре 2003 года ESA снова ревизовала состав и сценарий полета АМС «BepiColombo». Было принято решение ограничиться одной РН «Союз-2.1Б» с разгонным блоком «Фрегат». В связи с более жестким ограничением по массе, возникшим вследствие такого решения, а также из-за нового объединения в один объект, пришлось пересмотреть как состав научных приборов, так и конструктивную схему всех блоков. От создания посадочного модуля MSE было решено отказаться вообще.

Срок запуска переносился сначала на сентябрь 2012 г., затем, в 2005 году, – на август 2013 г. Прибытие АМС к Меркурию по такому сценарию ожидалось в марте 2019 г.

¹ См. п. 7.5.1.

Конструктивно АМС «BepiColombo» представляет собой на этапе выведения и перелета к Меркурию единый комплекс MCS (Mercury Composite Spacecraft), который состоит из четырех частей:

- орбитальный аппарат ММО (Mercury Magnetospheric Orbiter, JAXA);
- солнцезащитный экран MOSIF (MMO Sunshield and Interface Structure, ESA);
- орбитальный аппарат МРО (Mercury Planetary Orbiter, ESA);
- перелетный модуль МТМ (Mercury Transfer Module, ESA).

В перелетном модуле смонтированы двигательные установки с запасами топлива: маршевый двухкомпонентный ЖРД тягой 45,9 кгс и четыре электрореактивных двигателя тягой по 15 гс. Для ориентации и проведения коррекций в модуле имеется 8 ЖРД тягой по 2,2 кгс и 16 ЖРД тягой по 1,0 кгс. Запас топлива для ЭРД в МТМ составляет 400 кг ксенона.

Разработку модуля ММО выполняет Япония, модули МРО, МТМ и MOSIF изготавливает ESA. Головным подрядчиком по АМС в целом выбрана компания Astrium GmbH (Фридрихсхафен, ФРГ).

Масса АМС составляет 2 370 кг, в т.ч. МРО – около 500 кг, ММО – 250 кг.

Основной научной задачи проекта «BepiColombo» является изучение Меркурия, а именно:

- изучение происхождения и эволюции;
- исследование формы, внутреннего строения, геологической структуры;
- исследование состава и динамики экзосферы;
- изучение структуры магнитосферы;
- выяснение состава и происхождения отложений в полярных областях;
- наблюдение эффектов общей теории относительности.

Схема полета к Меркурию выглядит следующим образом. Комплекс MCS (т.е. «сборная» АМС «BepiColombo») в августе 2013 года выводится с помощью РН «Союз-2.1Б» и РБ «Фрегат» на геопереходную орбиту с апогеем 35 800 км. Затем с помощью маршевой ДУ перелетного модуля комплекс переводится на промежуточную высокоэллиптическую орбиту, апогей которой поднимается несколькими импульсами с целью пролета около Луны. 19.09.13 г. АМС совершает гравитационный маневр при пролете Луны и переходит на межпланетную траекторию. Запланировано несколько гравитационных маневров около Венеры, Земли и Меркурия для обеспечения условий выхода на орбиту спутника Меркурия. С помощью рассчитанных маневров около точек либрации L1 и L2 АМС будет подходить к Меркурию с малой относительной скоростью и будет захвачена гравитационным полем Меркурия без тормозного импульса. АМС выйдет на орбиту высотой 400 x 188 000 км, но уже на первом витке в перицентре орбиты будет выдан небольшой импульс для понижения высоты апоцентра. Затем будет выполнено еще три маневра снижения орбиты, после чего будет достигнута рабочая орбита модуля ММО – 400 x 11 824 км, – который будет отделен от комплекса, сбросит солнцезащитный экран MOSIF и приступит к выполнению научной программы. Комплекс продолжит снижение орбиты, закончив маневры в июле 2019 года. После этого будет произведен сброс перелетного модуля МТМ, а модуль МРО приступит к работе на орбите 400 x 1 508 км. Орбиты модулей ММО и МРО выбраны таким

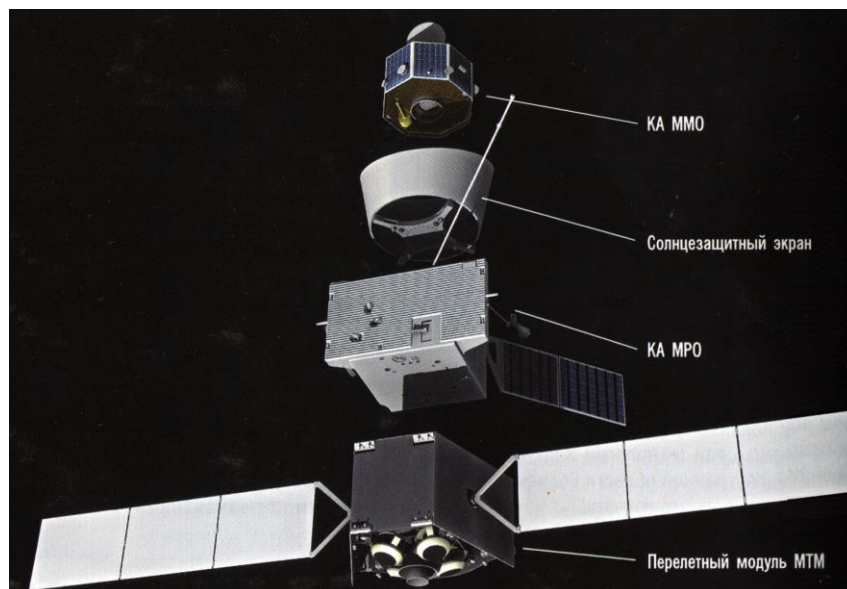


Рис. 3.57. Состав АМС «BepiColombo»

образом, что периоды обращения ММО – 9,2 ч, - и МРО – 2,3 ч, - соотносятся как 4:1, что означает, что относительные положения модулей будут регулярно повторяться.

Расчетный срок модулей на орбите Меркурия составляет четыре меркурианских года (один земной год).

Табл. 3.4. Схема полета АМС «BepiColombo» (план 2005 г.)

№	Дата	Планета, спутник	Событие
0	август 2013	Земля	Старт
1	19.09.13	Луна	Пролет
2	28.01.15	Земля	Пролет
3	06.02.16	Венера	Пролет
4	17.09.16	Венера	Пролет
5	22.11.18	Меркурий	Пролет
6	29.12.18	Меркурий	Пролет
7	март 2019	Меркурий	Гравитационный захват и выход на орбиту 400 x 188 000 км.
8	04.06.19	Меркурий	Корректировка орбиты для снижения апоцентра

5.4.2.6. Финализация проекта АМС «BepiColombo» (2011 – 2018 г.г.)

На 2011 год уточненная схема полета АМС «BepiColombo» выглядела следующим образом. После восьми гравитационных маневров (один у Земли, два у Венеры и пять – у Меркурия) гелиоцентрическая скорость АМС уменьшается до величины, достаточной для заключительного торможения и выхода на орбиту спутника Меркурия. Перелетный модуль МТМ отбрасывается, а сцепка МРО+ММО с помощью ДУ модуля МРО выходит на полярную орбиту спутника Меркурия высотой 590 x 11 640 км. Модули МРО и ММО разделяются, после чего ММО остается на этой орбите, а модуль МРО снижает высоту орбиты до 480 x 1 500 км.

По состоянию проекта на 2012 год запуск АМС «BepiColombo» планировался на 2015 год. В декабре 2013 года старт был перенесен на июль 2016 года.

В процессе конструкторской разработки масса АМС выросла до 4,1 т, что привело к необходимости выбора более мощной РН. В марте 2015 года было принято решение производить запуск АМС «BepiColombo» ракетой-носителем Ariane 5. Старт с космодрома Куру был назначен на январь 2017 года.

В начале 2016 года произошел очередной перенос сроков, старт сместился на апрель 2018 года. В ноябре 2016 года ESA объявила, что старт состоится не ранее октября 2018 года, при этом по сравнению с предыдущими программами полета добавляется еще один гравитационный маневр у Меркурия. Выход на полярную орбиту спутника Меркурия высотой 480 x 1 500 км должен состояться в декабре 2025 года. Новый график полета приведен в табл. 3.5.

Размеры модуля МРО 2,4 x 2,2 x 1,7 м, масса (без топлива) 1 230 кг. Высота модуля ММО 1,1 м, диаметр 1,8 м, масса 255 кг. Стартовая масса АМС 4 100 кг, в т.ч. 1 400 кг топлива.

Запуск АМС «BepiColombo» состоялся 20.10.2018 года, в соответствии с последней редакцией плана. Ракета-носитель – Ariane 5.

По японской традиции, после успешного старта АМС получает имя собственное, так модуль ММО стал называться «Міо», в переводе с японского – «водный путь». Как объясняют разработчики, это



Рис. 3.58. АМС «BepiColombo»: модули ММО (внизу) и МРО (вверху)

название символизирует, что АМС будет пробиваться сквозь солнечный ветер, как парусники Земли плыли через океан, борясь с ветрами.

10.04.2020 года АМС выполнила пролет Земли на расстоянии 12 700 км от поверхности, совершив первый гравитационный маневр из девяти запланированных.

Табл. 3.5. Схема полета АМС «BepiColombo» (план 2016г.)

№	Дата	Планета, спутник	Событие
0	20.10.18	Земля	Старт
1	10.04.20	Земля	Гравитационный маневр при пролете Земли.
2	15.10.20	Венера	1-й пролет Венеры.
3	10.08.21	Венера	2-й пролет Венеры на расстоянии 550 км..
4	02.10.21	Меркурий	1-й пролет Меркурия на расстоянии 200 км.
5	23.06.22	Меркурий	2-й пролет Меркурия.
6	20.06.23	Меркурий	3-й пролет Меркурия.
7	05.09.24	Меркурий	4-й пролет Меркурия.
8	02.12.24	Меркурий	5-й пролет Меркурия.
9	09.01.25	Меркурий	6-й пролет Меркурия.
10	05.12.25	Меркурий	Выход АМС на орбиту спутника Меркурия. Разделение модулей.
11	14.03.26	Меркурий	Выход модуля МРО на рабочую орбиту .
12	01.05.27	Меркурий	Конец основной научной программы.
13	01.05.28	Меркурий	Конец расширенной научной программы.

5.5. Исследования дальних планет

5.5.1. ПРОЕКТ АМС «Ю»

В середине 1980-х годов ESA рассматривала проект АМС «Ю», предназначенной для полета к спутнику Юпитера Ио. АМС должна была с орбиты высотой 60 км вокруг Ио провести исследования атмосферы, химического состава поверхности а также взаимодействия Ио с магнитным полем Юпитера. Расчетная масса АМС равна 500 кг, в том числе масса научных приборов 45 кг. Для запуска АМС к Юпитеру должна была использоваться РН Ariane 4. Полет до системы Юпитера должен был продолжаться 2,7 года.

5.5.2. АМС «HUYGENS»

АМС «Huygens» («Cassini Probe», «Titan Probe»), разработанная Европейским Космическим Агентством (ESA) для осуществления мягкой посадки на спутник Сатурна Титан, была в январе 2005 года доставлена в систему Сатурна американской АМС «Cassini»¹.

Основные задачи АМС «Huygens»:

- определение физических характеристик атмосферы Титана;
- определение состава атмосферы Титана;
- исследование химических и фотохимических свойств атмосферы Титана;
- поиск органических веществ;
- исследование образования и состава аэрозолей в атмосфере Титана;
- изучение метеорологических явлений;
- исследование топографии, состава и физических свойств поверхности Титана.

¹ См. том 2, часть 3, п. 5.9.2.

АМС «Huygens» конструктивно состоял из спускаемого аппарата (СА) и вспомогательного отсека.

Вспомогательный отсек служит для обеспечения механической и электрической связи АМС «Huygens» с АМС «Cassini» во время совместного полета. При отделении спускаемого аппарата вспомогательный отсек обеспечивает закрутку СА для его стабилизации во время входа в атмосферу Титана, а сам остается присоединенным к АМС «Cassini».

Спускаемый аппарат состоит из посадочного модуля, парашютной системы, лобового экрана конической формы и верхнего кожуха. Максимальный диаметр по лобовому экрану 2,75 м.

Масса АМС «Huygens» составляет 319 кг, в том числе более 100 кг – масса лобового экрана, 49 кг – масса посадочного аппарата. Масса вспомогательного отсека, остающегося на АМС «Cassini», – 30 кг.

Состав научной аппаратуры посадочного модуля АМС «Huygens»:

- DISR (Descent Imager/Spectral Radiometer) – посадочная телекамера и спектральный радиометр;
- HASI (Huygens Atmospheric Structure Instrument) – комплекс приборов для измерения физических и электрических свойств атмосферы;
- DWE (Doppler Wind Experiment) – аппаратура для измерения силы и направления ветра с помощью эффекта Доплера;
- GCMS (Gas Chromatograph Mass Spectrometer) – газовый хроматограф/масс-спектрометр;
- ACP (Aerosol Collector and Pyrolyser) – прибор для сбора и анализа аэрозольных частиц;
- SSP (Surface Science Package) – комплект приборов для измерения свойств поверхности.

Запуск АМС «Cassini» с посадочной АМС «Huygens» был произведен 15.10.97 г. с помощью РН Titan IVB/Centaur. Для выигрыша в массе полезного груза была выбрана весьма сложная траектория, с четырьмя гравитационными маневрами – дважды при пролете Венеры, один раз около Земли и затем при пролете Юпитера. 01.07.04 года, почти через семь лет полета, комплекс «Cassini»–«Huygens» вышел на орбиту спутника Сатурна. Аппаратура АМС «Huygens» во время перелета до системы Сатурна находилась в выключенном состоянии.

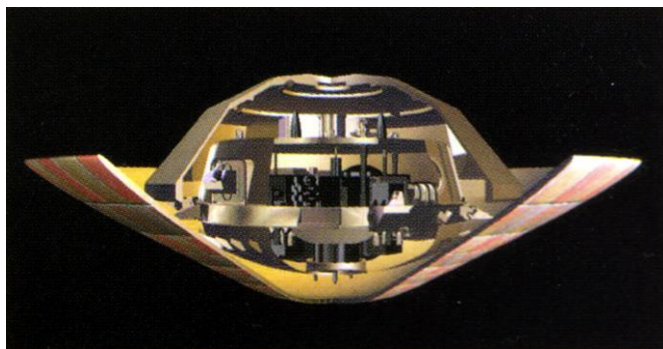


Рис. 3.59. Спускаемый аппарат АМС «Huygens»

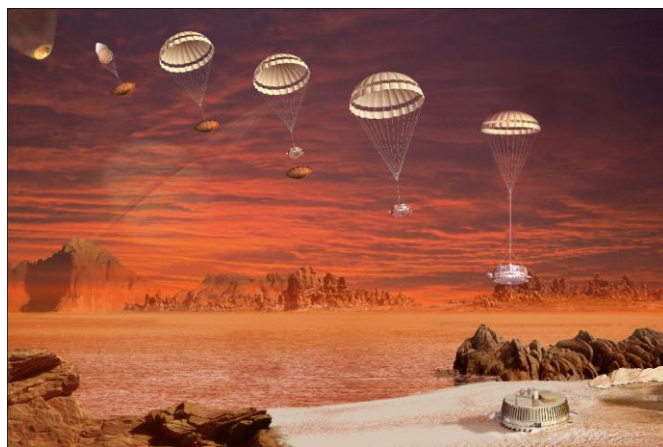


Рис. 3.60. Схема посадки АМС «Huygens»

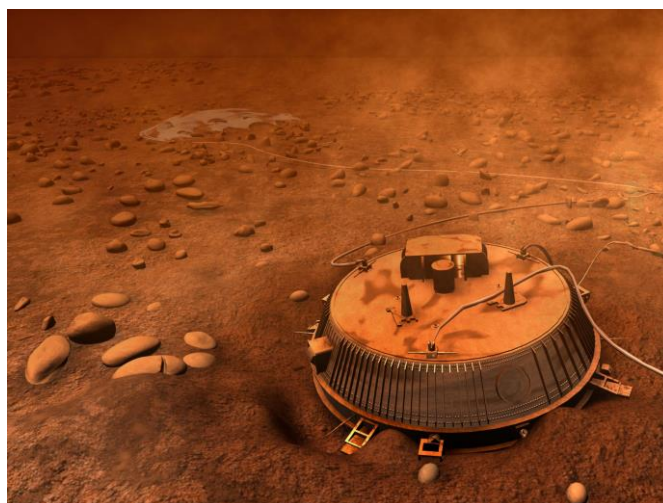


Рис. 3.61. Посадочный модуль АМС «Huygens» на поверхности Титана

25.12.04 г., после трех витков по околосатурнианской орбите, было произведено разделение АМС. 14.01.05 г. посадочный модуль «Huygens» вошел в атмосферу Титана, выполнил баллистическое торможение, спуск на парашюте и мягкую посадку на поверхность Титана в точке с координатами 11 с.ш., 192° з.д.

Процесс посадки происходил следующим образом. При входе в атмосферу аэродинамическое торможение, длившееся около четырех с половиной минут, снизило скорость СА с 6,1 км/с до 400 м/с, после чего раскрылся вытяжной парашют диаметром 2,6 м. Через 2,5 с вытяжной парашют вместе с верхним кожухом были отстрелены, и раскрылся основной парашют диаметром 8,3 м, одновременно был сброшен лобовой экран. Высота АМС в этот момент составляла около 170-190 км. Через 15 минут спуска, на высоте 125 км, основной парашют также был отстрелен, а вместо него для ускорения спуска был введен в действие стабилизирующий парашют диаметром 3,03 м. Спуск на стабилизирующем парашюте продолжался 2 часа 13 минут. Скорость посадочного модуля при касании поверхности составила 4,5 м/с, ударная перегрузка – 15g.

Во время парашютного спуска выполнялось фотографирование поверхности в различных диапазонах волн и научные измерения. Вся информация передавалась по двум каналам на АМС «Cassini», которая записывала ее на бортовой накопитель. Из-за программной ошибки запись информации была выполнена только с одного канала. АМС «Cassini» после завершения сеанса связи с АМС «Huygens» выполнила программный разворот для ориентации остронаправленной антенны на Землю, а затем ретранслировала записанную информацию. Сигналс АМС «Huygens» был получен также наземными радиотелескопами.

После посадки АМС на Титан были получены как фотографии поверхности, так и измерения состава атмосферы, грунта, температуры и других параметров. Было установлено, что Титан обладает мощной атмосферой, в которой образуются облака, идут осадки в виде дождя. На поверхности Титана текут ручьи и образуются лужи и озера. Грунт Титана состоит из смеси водяного и углеводородного льда. Роль воды на Титане исполняет жидкий метан.

Всего от АМС «Huygens» получено около 350 фотоснимков.

Прием информации радиоаппаратурой АМС «Cassini» длился 147 мин. во время парашютного спуска и 72 мин. после посадки АМС «Huygens» на поверхность Титана. Затем АМС «Cassini» вышла из зоны направленности антенны АМС «Huygens», и прием информации прекратился. Наземные радиотелескопы фиксировали работу передатчика АМС «Huygens» еще в течение 1 часа 58 минут.

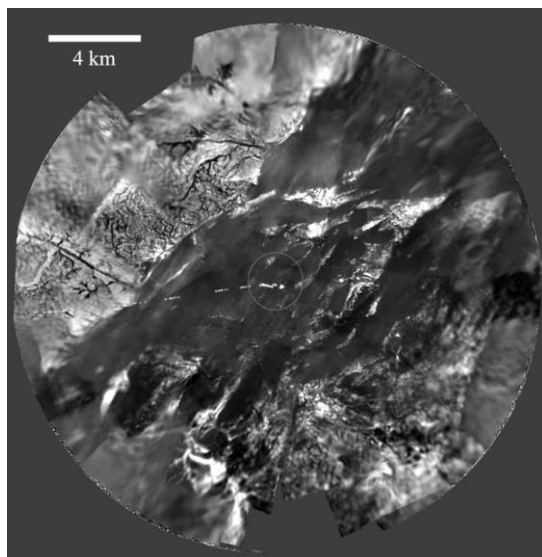


Рис. 3.62. Мозаика из нескольких фотоснимков, сделанных АМС «Huygens» с высоты 8 км



Рис. 3.63. Фотография поверхности Титана
Фото АМС «Huygens»

5.5.3. ПРОЕКТ АМС «LAPLACE»

Проект «Laplace» был выдвинут на конкурс программы «Cosmic Vision 2005-1015»¹ в 2007 году. Проект предусматривал создание АМС для детального изучения Европы – спутника Юпитера, – где под ледяным покровом предполагается существование океана, в котором может существовать жизнь. АМС должна была провести исследование и других спутников Юпитера, а также магнитосферы и атмосферы этой планеты-гиганта.

В 2008 году проект «Laplace» стал (с перенацеливанием с Европы на Ганимед) составной частью американско-европейского проекта EJSM (Europa Jupiter System Mission)².

5.5.4. ПРОЕКТ АМС «JGO»

В 2008 году ESA и NASA договорились о совместной работе по проектам исследования дальнего космоса. В январе 2009 года из двух проектов – EJSM («Europa Jupiter System Mission») и TSSM («Titan Saturn System Mission»), – был выбран к реализации проект EJSM.

По этому проекту ESA и NASA должны были создать две АМС для исследования крупнейших спутников Юпитера: ESA – АМС «JGO» («Jupiter Ganymede Orbiter») для выхода на орбиту вокруг спутника Юпитера Ганимеда, NASA – АМС «JEO» («Jupiter Europa Orbiter»)³ для выхода на орбиту вокруг другого спутника – Европы. Эти АМС должны были быть по отдельности запущены с космодромов ESA и NASA.

По проекту, АМС «JGO» должна была нести 11 научных инструментов общей массой 77 кг. Энергопитание аппаратуры АМС должно было обеспечиваться солнечными батареями.

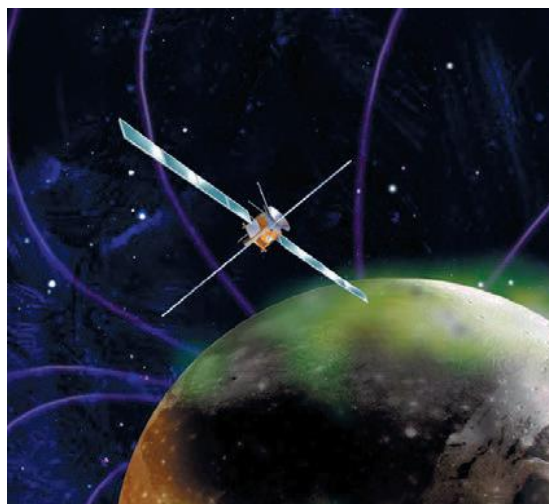


Рис. 3.64. АМС «JGO»

Запуск АМС «JGO» должен был состояться в марте 2020 года с помощью РН Ariane 5. Траектория полета к Юпитеру была выбрана аналогичной траектории АМС «JEO» – один гравитационный маневр у Венеры и два у Земли. Прибытие АМС в систему Юпитера планировалось на февраль 2026 года. В мае 2028 года АМС должна была выйти на орбиту спутника Ганимеда, проводя исследования до февраля 2029 года.

В 2011 году NASA отказалась от участия в проекте EJSM из-за сокращения бюджета, в связи с чем программа создания и запуска европейской АМС «Jupiter Ganymede Orbiter» была пересмотрена.

5.5.5. ПРОЕКТ АМС «JUICE»

После отказа NASA от участия в проекте EJSM, проект АМС «JGO» был доработан и получил новое название «JUICE» («JUper ICe moon Explorer»). В числе произведенных изменений было, в частности, включение в программу полета двойного пролета около Европы перед сближением с Ганимедом.

По состоянию на 2012 год запуск АМС «JUICE» ракетой-носителем Ariane 5 был запланирован на июнь 2022 года. АМС после серии гравитационных маневров при пролетах Венеры и Земли должна прибыть к Юпитеру в январе 2030 года. Расчетное время работы в системе Юпитера – 3,5 года. По проекту АМС при входе в окрестности Юпитера выполнит несколько пролетов Каллисто, и два пролета Европы и лишь в 2032 году выйдет на орбиту спутника Ганимеда высотой 200 x 10 000 км. Орбита будет последовательно понижаться до круговой 5 000 км, 500 км и, наконец, 200 км. В 2033 году работа АМС будет завершена управляемым падением на Ганимед.

¹ См. п. 5.10.4.

² См. том 2, часть 3, п. 5.14.8.

³ См. том 2, часть 3, п. 5.14.7.

В состав научной аппаратуры АМС «JUICE» войдут:

- JANUS (Jovis, Amorurum ac Natorum Undique Scrutator) – узкоугольная камера с полем зрения $1,3^\circ$. Разрешение при съемке Ганимеда – до 2,4 м, при съемке Юпитера – 10 км;
- MAJIS (Moons And Jupiter Imaging Spectrometer) – видовой спектрометр;
- UVS (UV Imaging Spectrometer) – видовой ультрафиолетовый спектрограф;
- SWI (Sub-millimetre Wave Instrument) – прибор для регистрации и измерений в диапазоне субмиллиметровых волн;
- GALA (Ganymedy Laser Altimeter) – лазерный альтиметр для Ганимеда;
- RIME (Radar for Icy Moons Exploration) – радар для изучения ледяных лун;
- J-MAG (JUICE Magnetometer) – магнитометр;
- PEP (Particle Environment Package) – прибор для изучения космических частиц;
- RPWI (Radio & Plasma Wave Investigation) – прибор для исследования радиоволн и плазменных волн;
- 3GM (Gravity & Geophysics of Jupiter and Galilean Moons) – оборудование для гравитационных и геофизических экспериментов;
- PRIDE (Planetary Radio Interferometer & Doppler Experiment) – радиоинтерферометр и оборудование для доплеровских радиоэкспериментов.

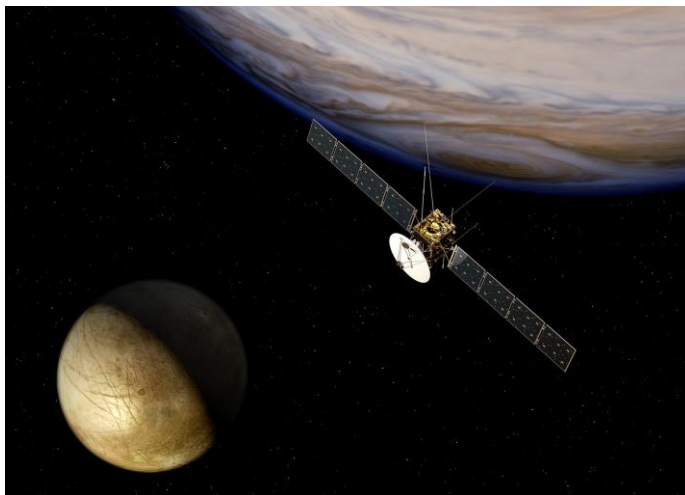


Рис. 3.65. АМС «JUICE»

5.5.6. ПРОЕКТ «TANDEM»

Выдвинутый в 2007 году на конкурс программы «Cosmic Vision 2005-1015»¹ проект «TANDEM» («Titan AND Enceladus Mission») предусматривал создание АМС для изучения спутников Сатурна Титана и Энцелада. Основной блок должен был быть выведен на орбиту спутника Титана, после чего от него должны отделиться четыре зонда – три для посадки на поверхность Титана и аэростатный зонд для изучения атмосферных процессов.

В 2008 году проект «TANDEM» вошел, как вклад ESA, в совместный с NASA проект TSSM («Titan Saturn System Mission»)². В 2009 году из двух проектов – TSSM и EJSM («Europa Jupiter System Mission»), – к реализации был выбран проект отправки АМС в систему Юпитера, в связи с чем работы по проектам TSSM и, соответственно, «TANDEM», были прекращены.

5.5.7. ПРОЕКТ «PLUTO ORBITER PROBE»

В 2004 году несколько специалистов ESA предложили запустить АМС «POP» («Pluto Orbiter Probe» – орбитальный зонд для Плутона) к Плутону для выхода на орбиту его спутника. Масса АМС была оценена в 830 кг, в том числе 270 кг ксенона и 20 кг научной аппаратуры. АМС должна иметь четыре



Рис. 3.66. АМС «Pluto Orbiter Probe»

¹ См. п. 5.10.4.

² См. том 2, часть 3, п. 5.14.8.

радиоизотопных генератора и четыре ионных двигателя. Двигатели должны работать попарно – при двух работающих два являются резервными. Тяга одной пары двигателей – 0,0036 кгс при удельном импульсе 4 500 сек.

Корпус АМС представляет собой цилиндр длиной 1,85 м и диаметром 1,2 м. На переднем торце цилиндра размещена параболическая антенна дальней связи.

Для запуска АМС должна использоваться РН Arian 5. При старте в 2016 году АМС могла бы достичь Плутона в 2033 году, с использованием гравитационного маневра при пролете Юпитера в 2018 году. После захвата гравитационным полем Плутона АМС должна в течение 316 суток выполнять снижение по спирали с максимального удаления 1,5 млн. км до круговой полярной орбиты высотой 1 000 км.

5.6. Исследования Солнца

5.6.1. ПРОЕКТ «SOREL»

В начале 1970-х годов организация ESRO (предшественник ESA) рассматривала проект АМС «Sorel» (Solar RELativity) для проведения экспериментов по проверке общей теории относительности (ОТО). Планировалось эксперименты проводить в непосредственной близости к Солнцу, где эффекты, предсказываемые ОТО, должны проявляться значительно сильнее, чем вблизи Земли.

АМС предполагалось создать на базе западногерманской АМС «Helios». Проектная масса АМС «Sorel» – 400 кг. АМС должна была бы запускаться американской РН «Titan IIIЕ» на гелиоцентрическую орбиту с перигелием 0,26 а.е. и периодом обращения шесть месяцев. АМС должна была снабжаться системой снижения возможных ускорений от внешних воздействий до $10^{-11}g$.

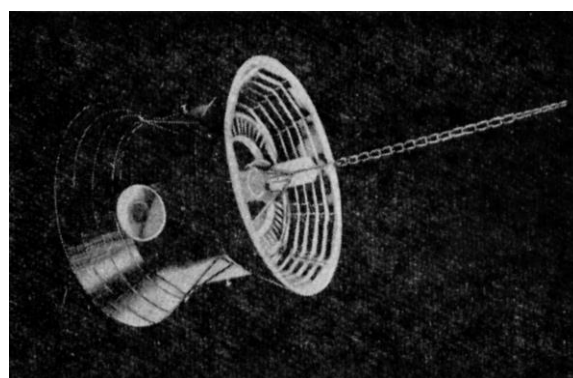


Рис. 3.67. АМС «Sorel»

5.6.2. АМС ВНЕ ПЛОСКОСТИ ЭКЛИПТИКИ

В 1975 году специалисты ESA изучали проекты АМС для изучения Солнца с орбиты, перпендикулярной плоскости эклиптики. Было предложено два проекта – «SEP» и «JSB».

5.6.2.1. Проект АМС «SEP»

АМС «SEP» должна была иметь ионные двигатели, использующие в качестве рабочего тела ртуть. АМС должна быть выведена ракетой-носителем Titan 3Е с твердотопливным разгонным блоком на гелиоцентрическую орбиту, близкую к орбите Земли, затем с помощью ионных двигателей за 3-4 года наклонение орбиты к плоскости эклиптики увеличивается до 60°.

Ресурс ионных двигателей – не менее 20 000 часов. Масса АМС 2 700 кг, в т.ч. 1 600 кг рабочего тела (ртути) и 75 кг полезной нагрузки.

5.6.2.2. Проект АМС «JSB»

АМС «JSB» являлась одним из вариантов модификации американской АМС «Advanced Pioneer»¹. Масса АМС 614 кг, в т.ч. 30 кг полезной нагрузки. Предлагалось запустить в декабре 1980 года две АМС в направлении Юпитера. 14.04.82 года обе АМС должны были бы достичь Юпитера и, выполнив гравитационный маневр, выйти на полярные гелиоцентрические орбиты, то есть, на орбиты наклоненные к плоскости эклиптики на 90°, при этом АМС должны были бы двигаться

¹ См. том 2, часть 3, п. 5.2.

навстречу друг другу. Одна АМС, двигаясь от Юпитера, должна была бы облетать Солнце со стороны северного полюса, в то время как вторая – со стороны южного полюса. Для запуска АМС должны были использоваться американские РН Titan 3Е с дополнительным РБ.

Идея запуска двух АМС навстречу друг другу по полярным орбитам вокруг Солнца была развита далее в проекте «ISPM».

5.6.3. ПРОЕКТ «ISPM»

5.6.3.1. АМС «ISPM»

Программа ISPM, предназначенная для проведения исследований солнечного ветра, магнитных полей, галактического излучения и межзвездного газа вне плоскости эклиптики, предусматривала создание двух АМС, одну должны была построить NASA, вторую – ESA.

Масса АМС, разрабатывавшейся ESA, – 345 кг, в том числе 51 кг – масса научных приборов. АМС стабилизируется вращением но, в отличие от американской АМС¹, не имеет системы противовращения.

Согласно договоренности, NASA обеспечивает разработку некоторых научных приборов для европейской АМС, выполняет запуск обеих АМС с помощью МТКК Space Shuttle и РБ IUS, а также радиосвязь и прием информации. ESA разрабатывает часть научной аппаратуры для американской АМС и обеспечивает расшифровку и обработку информации, поступающей от европейского аппарата.

Запуск АМС был запланирован на февраль 1983 года. В середине 1984 года обе АМС должны были совершить гравитационный маневр при облете Юпитера. В 1986 году одна АМС должна была пролететь над северным полюсом Солнца, а через шесть месяцев – над южным, со скоростью относительно Солнца 35 км/с. Вторая АМС должна была совершить аналогичный облет Солнца в обратном порядке. Удаленность АМС при пролете над полюсами Солнца должна была составить около 300 млн. км.

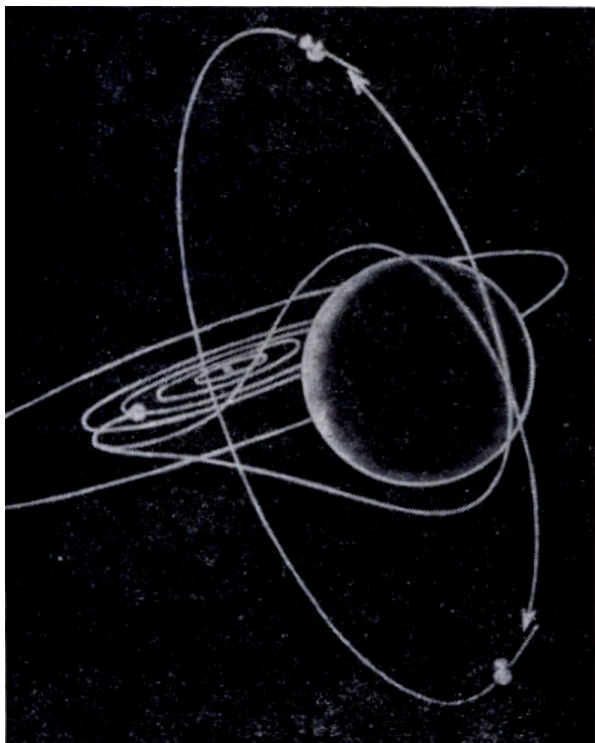
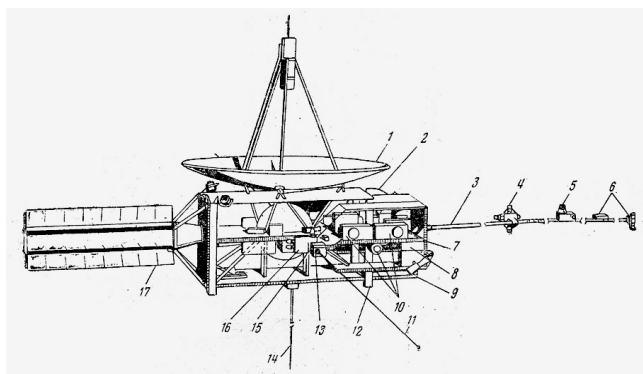


Рис. 3.68. Схема полета АМС «ISPM»



- 1 – остронаправленная антенна
- 2, 4, 5, 6, 8, 10, 15 – научные приборы
- 3 – радиальная штанга
- 7 – полка для монтажа оборудования
- 9 – радиатор
- 11 – проволочный стержень
- 12 – элемент жесткости корпуса
- 13 – привод стержня 11
- 14 – осевая штанга
- 16 – блок микродвигателей
- 17 – радиоизотопная установка

Рис. 3.69. АМС «ISPM» разработки ESA

¹ См. том 2, часть 3, п. 8.5.2.

NASA прекратила работы по проекту ISPM в 1981 году. Предложение ESA изготовить второй экземпляр АМС «ISPM», взамен АМС, разрабатываемой NASA, не было принято.

ESA завершила разработку своей АМС «ISPM», которая в 1984 году получила окончательное наименование «Ulisses» и была запущена к Юпитеру в 1990 году.

5.6.3.2. АМС «Ulisses»

АМС «Ulisses» была разработана по европейско-американской программе ISPM, по которой должно было быть построено две АМС, которые одним запуском отправляются к Юпитеру. Совершив гравитационный маневр около Юпитера, АМС должны были выйти на гелиоцентрические орбиты, при этом одна АМС должна была пройти над северным полюсом Солнца, другая – над южным. NASA прекратили разработку своей АМС по финансовым причинам, ESA продолжила разработку и изготовление АМС, получившей наименование «Ulisses». Головной фирмой по разработке АМС была выбрана западногерманская компания Dornier Systems.

Корпус АМС имеет прямоугольную форму. С одной стороны корпуса размещена остронаправленная антенна. АМС стабилизируется вращением со скоростью 5 об/мин., при этом ось вращения и параболический отражатель антенны всегда направлены на Землю.

Состав научного оборудования АМС:

- два магнитометра;
- два анализатора плазмы солнечного ветра;
- унифицированный прибор для изучения радиоволн в плазме;
- три анализатора заряженных частиц;
- датчик межзвездного нейтрального газа;
- детектор рентгеновского и гамма-излучения;
- датчик космической пыли.

Энергопитание бортовой аппаратуры АМС обеспечивается радиоизотопным генератором.

Масса АМС – 370 кг, в т.ч. 55 кг научной аппаратуры.

АМС «Ulisses» выведена 06.10.90 года с борта МКС Space Shuttle «Discovery» на траекторию полета к Юпитеру. Совершив гравитационный маневр 08.02.92 г. в поле тяготения Юпитера (минимальное расстояние до поверхности Юпитера – 376 тыс. км), АМС вышла на гелиоцентрическую орбиту, наклоненную к плоскости эклиптики под углом 80,1 град. Афелий находился за орбитой Юпитера, перигелий начальной орбиты был равен примерно 2 а.е. Период обращения АМС по орбите – 6,2 года.

Первый проход над южным полюсом Солнца произошел 13.09.94 г., второй – 27.11.00 г., третий – 07.02.07 г. Соответственно, АМС прошла перигелий первый раз 12.03.95 г, второй – 23.05.01 г.

На 01.09.03 г. параметры орбиты АМС «Ulisses» составили: наклонение 79,23 град., перигелий – 1,347 а.е., афелий – 5,404 а.е., период обращения – 6,2 года.

Работа с АМС завершена 30.06.09 г.

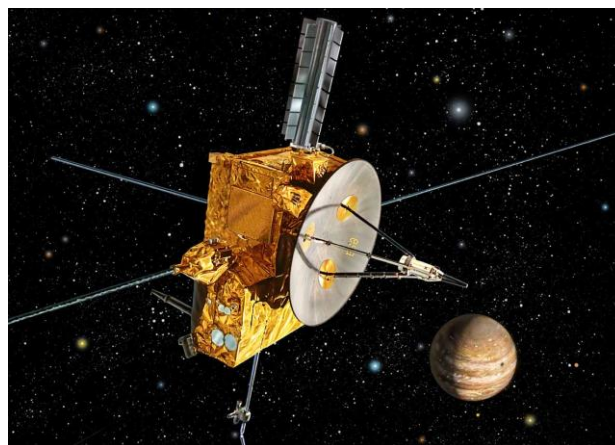


Рис. 3.70. АМС «Ulisses»

5.6.4. ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЦА

5.6.4.1. Проект «Interhelios»

Российско-германский проект «Interhelios» разрабатывался в конце 1990-х годов и к 2005 году трансформировался в чисто российский проект «Интергелиозонд».

Проект предусматривал создание АМС для исследования Солнца с расстояния 12-30 солнечных радиусов. АМС должна была быть выведена на рабочую гелиоцентрическую орбиту путем многократного использования гравитационных маневров при пролете Венеры.

5.6.4.2. Программа «Solar-NET»

В марте 1998 года состоялся европейский симпозиум по проблемам солнечных исследований, организованный ESA. На симпозиуме было обсуждено несколько программ исследования Солнца, в частности, «Stereo», «Solar-NET», «Solar Probe», «Solar Orbiter» и «Polar Orbiter». Программа «Solar-NET» предусматривала детальное исследование солнечных бурь и солнечной короны с использованием комбинаций трех телескопов и интерферометра, что позволило бы получать изображения с разрешением в 40 раз выше, чем доступные ранее. В остальных программах предлагалось проводить исследования Солнца с использованием АМС.

5.6.4.3. Программа STIP

Программа STIP была предложена в конце 1990-х годов, как объединяющая усилия ученых США, Европы и России. Эта программа включала три проекта, образующие аббревиатуру STIP: «STereo» + «Interhelios» + «solar Probe»). Измерения и наблюдения одновременно с нескольких космических аппаратов позволили бы получить достоверную картину о состоянии окосолнечного пространства, о физических процессах, ответственных за нагрев солнечной короны и ускорение солнечного ветра.

5.6.4.4. Проект «Stereo»

Проект «Stereo» был предложен в конце 1990-х годов. Первоначально проект предусматривал выведение нескольких КА на гелиоцентрические орбиты. Проведенные с их помощью наблюдения дали бы возможность получать объемную картину процессов, происходящих на поверхности Солнца. В связи с тем, что аналогичный проект реализовывался в это время в NASA, европейским ученым было рекомендовано принять участие в работах по этому проекту вместе с американскими специалистами.

5.6.4.5. Проект «Solar Probe»

Проект «Solar Probe», также появившийся в конце 1990-х годов, предполагал запуск АМС к Солнцу, которая должна будет пройти через солнечную корону на высоте не более 2 млн. км, собрать там образцы атомов и измерить величины магнитных полей. Специальный теплозащитный экран должен был обеспечить функционирование аппаратуры АМС при температурах в 2500 раз больших, чем на Земле. АМС должна быть направлена к Солнцу с использованием гравитационного маневра у Юпитера и облететь Солнце на близком расстоянии в плоскости, перпендикулярной плоскости эклиптики.

Проект во многом повторял проект NASA с таким же названием, поэтому разработчикам так же, как в случае проекта «Stereo», было рекомендовано работать совместно с NASA.

5.6.4.6. Проект «Solar Orbiter Collaboration»

«Solar Orbiter Collaboration» (SOC) — дальнейшая эволюция проекта «Solar Probe». Разрабатывался совместно с NASA, которая должна была обеспечить запуск АМС и участвовать в научной программе полета. Задачей ESA было изготовление основных научных приборов и проведение работы с запущенной АМС. NASA вела работы по проекту SOC в 2009-2011 годах, после чего их финансирование было прекращено Конгрессом США. Дальнейшую разработку АМС ESA проводила самостоятельно, однако, название SOC осталось в употреблении.

5.6.4.7. Проект «Solar Polar Orbiter»

Проект КА для исследования процессов на Солнце. КА должен был иметь «солнечный парус» площадью 25 000 м², с помощью которого будет осуществляться маневрирование. Предлагалось к 2015 году вывести КА «Solar Polar Orbiter» на круговую полярную гелиоцентрическую орбиту радиусом 0,5 а.е. Запуск должен был быть осуществлен с космодрома Куру с использованием РН «Союз-2.1б» и РБ «Фрегат».

5.6.4.8. АМС «Solar Orbiter»

Проект, предложенный в октябре 2000 года, предусматривал создание АМС для исследования Солнца с близких расстояний – до 30 млн. км. АМС массой 1,35 т должна была нести до 100 кг научной нагрузки. Предполагавшаяся рабочая орбита АМС должна была иметь параметры: перигелий – 0,22 а.е. (45 радиусов Солнца, расстояние, равное половине радиуса орбиты Меркурия), период обращения – 150 суток. При нахождении в перигелии угловая скорость АМС почти совпадала бы с угловой скоростью вращения Солнца, и «Solar Orbiter», таким образом, как бы «зависал» на несколько суток над одним участком поверхности Солнца.

Выведение АМС на рабочую орбиту предполагалось произвести с помощью электроионного двигателя и с использованием нескольких гравитационных маневров при пролете Венеры и Земли, при этом наклонение к плоскости солнечного экватора должно было бы изменяться от 12° до 38°.

По состоянию на 2006 год еще не был определен состав научного оборудования, не была выбрана двигательная установка – на химическом топливе или же электроионные двигатели. Не была определена фирма, которая будет головной по изготовлению АМС. Не была решена проблема перегрева солнечных батарей.

На рис. ниже показаны концептуальные проекты двух фирм.

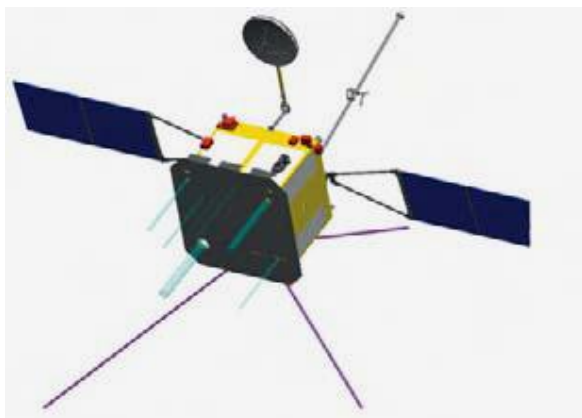


Рис. 3.71. АМС «Solar Orbiter»
(проект EADS-Astrium)

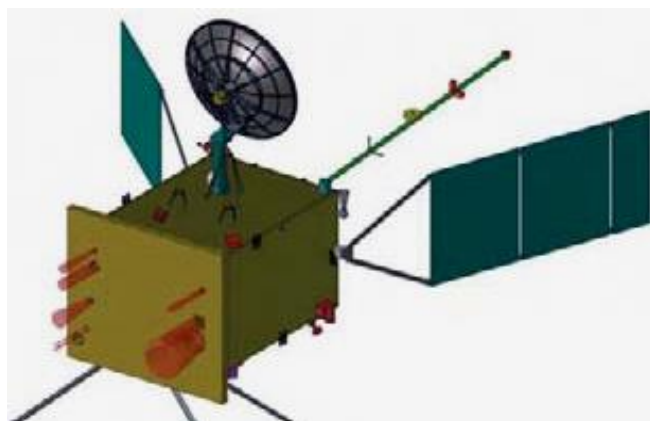


Рис. 3.72. АМС «Solar Orbiter»
(проект Alcatel Alenia Space)

АМС «Solar Orbiter» фирмы EADS-Astrium должна была иметь следующие характеристики: масса 1 243 кг, в т.ч. 313 кг топлива. Мощность солнечных батарей 700-825 Вт (в зависимости от расстояния до Солнца).

АМС «Solar Orbiter» фирмы Alcatel Alenia Space в соответствии с проектом имеет массу 1 169 кг, в т.ч. 309 кг топлива. Мощность, вырабатываемая солнечными батареями, равна 720-770 Вт.

Первоначально запуск планировалось осуществить в 2010-2012 годах с помощью РН «Союз-2.1б» и РБ «Фрегат» с космодрома Куру. В дальнейшем дата запуска была перенесена на 2015 год. В 2007 году проект АМС «Solar Orbiter» был включен в программу «Cosmic Vision 2015-2025»¹, а в октябре 2011 года ESA окончательно утвердила проект к реализации со сроком запуска 2017 год.

¹ См. п.5.10.5.

В апреле 2012 года ESA выдала контракт на создание АМС «Solar Orbiter» компании Astrium UK – британскому подразделению фирмы EADS Astrium. Размеры АМС 2,5 x 3,0 x 2,5 м. Стартовая масса АМС составила 1 800 кг.

Запуск АМС «Solar Orbiter» ракетой-носителем Atlas V состоялся 10.02.2020 года. АМС была успешно выведена на расчетную гелиоцентрическую орбиту. После нескольких гравитационных маневров при пролете Венеры и Земли АМС должна выйти на рабочую орбиту с перигелием около 42 млн. км (внутри орбиты Меркурия) и афелием 120-135 млн. км. Кроме того, гравитационные маневры около Венеры позволяют изменить наклон орбиты АМС до 22° от плоскости эклиптики, а в случае продолжения полета – и до 34°.



Рис. 3.73. АМС «Solar Orbiter»

Табл. 3.6. График полета АМС «Solar Orbiter»

№	Небесное тело	Дата	Событие
0	Земля	10.02.20	Старт.
2	Венера	27.12.20	Пролет Венеры.
3	Венера	09.08.21	Пролет Венеры на расстоянии 7 995 км от поверхности.
4	Земля	29.11.21	Пролет около Земли на расстоянии 460 км.

5.7. Исследования комет и астероидов

5.7.1. АМС «Giotto»

В конце 1970-х годов NASA разрабатывала АМС для полета к кометам Галлея и Темпель-2¹. Участвующая в этом проекте ESA должна была разрабатывать отделяющийся зонд для полета через область ядра кометы Галлея. Когда в 1980 году NASA вынуждена была прекратить работы по этому проекту в связи с бюджетными ограничениями, ESA приняла решение на базе проведенных работ по отделяющемуся зонду разработать полноценную АМС и запустить ее к комете Галлея самостоятельно. Проект получил название «Giotto» в честь итальянского художника эпохи Возрождения Джотто ди Бондоне, который наблюдал комету Галлея в 1301 году и изобразил ее на своем полотне «Поклонение волхвов» (рис. 3.75).

АМС «Giotto» – первый осуществленный межпланетный проект ESA, – была разработана на базе ИСЗ «Geos». Головным подрядчиком была фирма British Aerospace Dynamics Group (Бристоль, Англия). АМС предназначалась для исследования кометы Галлея (P/Halley).

Основные задачи АМС:

- получение цветных фотографий ядра кометы;
- определение химического и изотопного состава кометной комы;



Рис. 3.74. АМС «Giotto»

¹ См. том 2, часть 3, п.6.7.2.

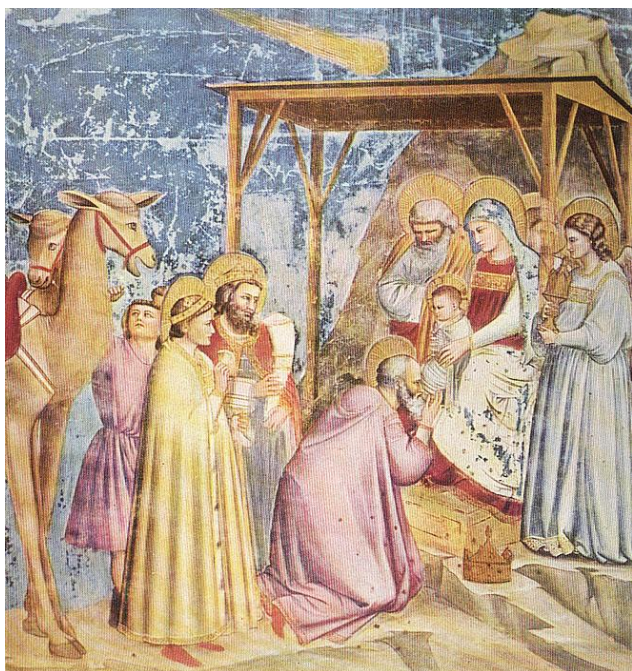


Рис. 3.75. «Поклонение волхвов»
Джотто ди Бондоне. 1303-1305. Роспись капеллы
Скровеньи, Падуя, Италия

- изучение химических и физических процессов, происходящих в атмосфере и ионосфере комет;
- определение химического и изотопного состава пылевых частиц в межпланетном пространстве;
- измерение количества газа и пыли, испаряемых с ядра кометы;
- исследование взаимодействия комы с солнечной плазмой.

Состав научных приборов АМС:

- узкоугольная цветная телекамера;
- масс-спектрометры для изучения ионов, нейтральных частиц и частиц пыли;
- фотополяриметр;
- оборудование для изучения плазмы;
- магнитометр;
- анализатор частиц высокой энергии;
- детектор столкновений с пылевыми частицами.

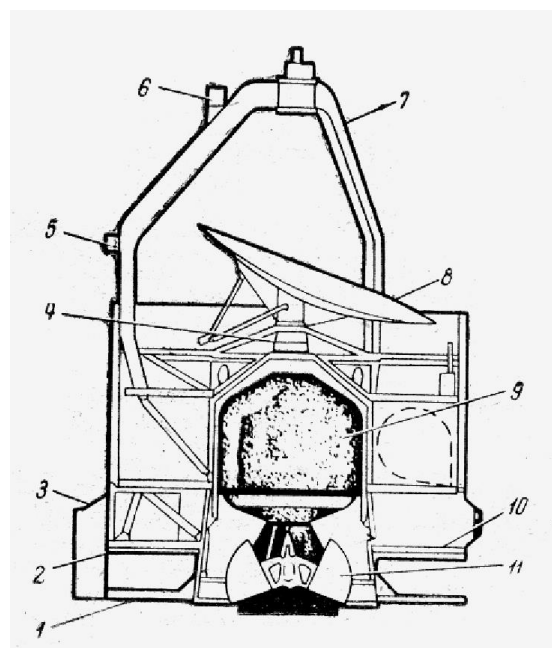
В состав конструкции АМС входит РДТТ, который предназначен для перевода АМС с опорной орбиты ИСЗ на траекторию полета к комете.

Для обеспечения энергопитания аппаратуры АМС имела солнечные батареи.

Для защиты от соударения с пылевыми частицами на АМС были смонтированы два защитных экрана, первый из 1 мм алюминиевого сплава, второй из 1 мм кевларовой пленки и 3,5 мм пеноматериала. Предполагалось, что частица при пробитии первого экрана испарится, а второй экран погасит энергию образовавшихся газов. Тем не менее, было решено,



Рис. 3.76. Ядро кометы Галлея.
Фото АМС «Giotto».



- 1, 2 – противопылевые экраны
- 3 – цветная телекамера
- 4 – механизм противовращения
- 5, 6 – магнитометры
- 7 – опорная конструкция
- 8 – остроуправленная антенна
- 9 – бортовой РДТТ
- 10 – платформа с приборами
- 11 – кожух сопла РДТТ

Рис. 3.77. АМС «Giotto» в разрезе

что риск повреждения АМС при пролете кометы достаточно велик, поэтому было предложено все данные передавать в режиме реального времени, не используя запоминающие устройства.

АМС стабилизируется вращением со скоростью 15 об/мин., при этом жестко закрепленная остронаправленная антенна, снабженная механизмом противовращения, постоянно нацелена на Землю.

Масса АМС «Giotto» с РДТТ 952 кг, без РДТТ – 583 кг, в т.ч. 58 кг научной аппаратуры.

АМС была запущена 02.07.85 г. ракетой-носителем Ariane 1.

13.03.86 года АМС прошла на расстоянии 596 км от кометы Галлея (расчетное расстояние равнялось 500 км). Относительная скорость сближения составила 68,37 км/с. Встреча произошла на расстоянии 0,89 а.е. от Солнца и 0,98 а.е. от Земли. При подлете к комете телекамерой было сделано 2 112 снимков ядра кометы. Последний снимок был сделан с расстояния 1 372 км. За 8 секунд до пролета точки минимального расстояния до ядра кометы АМС столкнулась с массивной частицей, вследствие чего ориентация АМС временно нарушилась. Как выяснилось, при столкновении был поврежден объектив телекамеры, в связи с чем телеизображений больше получить не удалось. Часть датчиков также была повреждена в результате столкновений с частицами пыли. Тем не менее, основная часть измерений была произведена, и полученные данные были переданы на Землю.

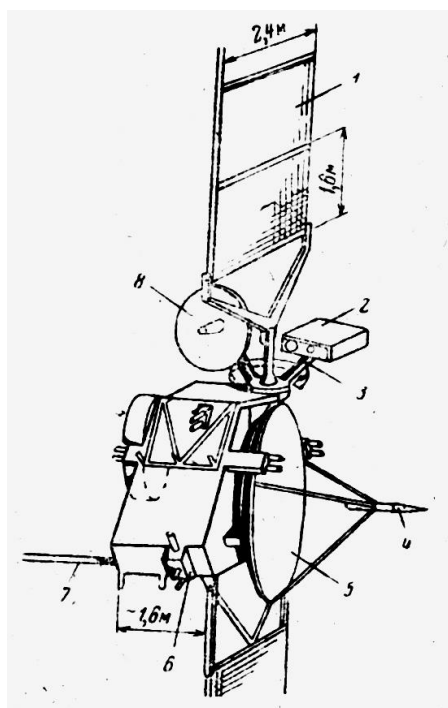
После завершения пролета кометы Галлея специалисты ESA, оценив состояние АМС и количество оставшегося топлива, приняли решение направить АМС к еще одной комете – Григга-Скьеллерупа (P/Grigg-Skjellerup). 02.07.90 года АМС выполнила гравитационный маневр, пролетев на расстоянии 22 731 км от центра Земли, и перешла на траекторию встречи с кометой Григга-Скьеллерупа. 10.07.92 года АМС сблизилась с кометой, при этом минимальное расстояние до ядра кометы составило около 200 км, хотя была сделана попытка направить АМС прямо в ядро кометы. Относительная скорость встречи составила 13,99 км/с. Расстояние до Солнца в момент встречи равнялось 1,01 а.е., расстояние до Земли – 1,43 а.е. За сутки до пролета кометы была включена научная аппаратура, были произведены измерения размеров ионосферы кометы и другие наблюдения. В связи с повреждением телекамеры, фотографирование кометы Григга-Скьеллерупа не производилось. 23.07.92 г., после исчерпания запаса топлива, работа с АМС была прекращена.

01.07.99 года АМС прошла на расстоянии 219 000 км от Земли, но уже как просто пассивное небесное тело.

5.7.2. ПРОЕКТ «ASTEREX»

ESA в 1982 году проводила выбор для реализации одну из предложенных программ в области исследования космоса. Одним из предложенных проектов был проект АМС «Asterex» для последовательного пролета около нескольких астероидов.

АМС «Asterex» должна была иметь трехосную ориентацию, использующую гироскопы, звездный и солнечные датчики. Исполнительными органами системы ориентации являлись микродвигатели, работающие на сжатом газе. Для коррекции траектории используется ЖРД на двухкомпонентном топливе.



- 1 – панель солнечных батарей
- 2 – поворотная платформа
- 3 – привод поворотной платформы
- 4 – ненаправленная антенна
- 5 – остронаправленная антенна
- 6 – микродвигатели
- 7 – штанга для выноса магнитометра
- 8 – радиоальтиметр

Рис. 3.78. АМС «Asterex»

Электропитание бортовой аппаратуры обеспечивается двумя панелями солнечных батарей и химической батареей небольшой емкости. Рассматривался вариант использования радиоизотопных источников энергии.

АМС имеет поворотную платформу, на которой устанавливается съемочная камера и инфракрасный спектрометр. Разрешающая способность камеры – 30 м с расстояния 1 000 км.

Согласно проекту, масса АМС 750 кг. Запуск АМС «Asterex» должен был осуществляться РН Ariane 4 с дополнительной ступенью (разгонным блоком). Перелет с околоземной орбиты до пояса астероидов должен продлиться примерно 8 месяцев. За три расчетных года эксплуатации АМС должна была совершить пролет около нескольких астероидов.

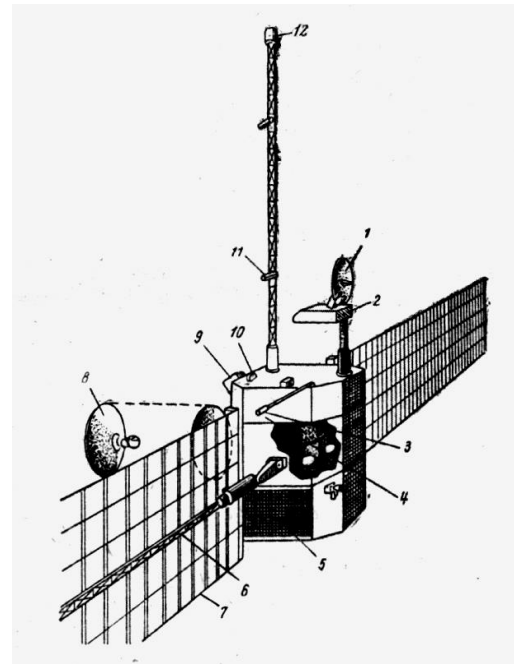
Проект АМС «Asterex» после рассмотрения был отклонен.

5.7.3. ПРОЕКТ «AGORA»

В конце 1982 года ESA начала рассмотрение 20 предложенных программ исследования космоса. В конце 1983 года было выбрано пять программ, из которых на следующем этапе рассмотрения должна была быть выбрана одна программа. Одной из пяти программ, прошедших во второй этап отбора, была программа «AGORA» (Asteroid Gravity, Optical and Radar Analysis – гравитационное, оптическое и радиолокационное изучение астероидов). Программой предусматривалось создание АМС, которая выполнит пролет около нескольких астероидов и проведет изучение их массы, формы и размеров, толщины слоя реголита, минералогического состава, топографии и пр. На АМС должны быть установлены телекамера с широкоугольным объективом, инфракрасный спектрометр, радиолокационный альтиметр и другие приборы. В составе научного оборудования предусмотрен отделяемый отражатель радиолокационного излучения. За двое суток до сближения с астероидом отражатель должен отделиться, и по его движению будут измерены гравитационное поле и масса астероида.

После пролета астероида производится коррекция траектории для направления АМС к следующему астероиду. Предполагалось, что за 3-5 лет АМС сможет сблизиться не менее чем с тремя астероидами на расстояние не более 500 км. Скорость пролета составит 6-7 км/с.

Масса полезного груза должна составлять 100-230 кг. Запуск АМС был рассчитан на РН Ariane-4.



- 1 – антенна радиоальтиметра
- 2 – широкоугольная камера
- 3 – гамма-спектрометр
- 4 – отсек полезной нагрузки
- 5 – радиатор
- 6 – штанга
- 7 – панель солнечных батарей
- 8 – отделяемый отражатель радиоизлучения
- 9 – регистратор заряженных частиц
- 10 – прибор для изучения солнечного ветра
- 11 – регистратор гамма-излучения
- 12 – магнитометр

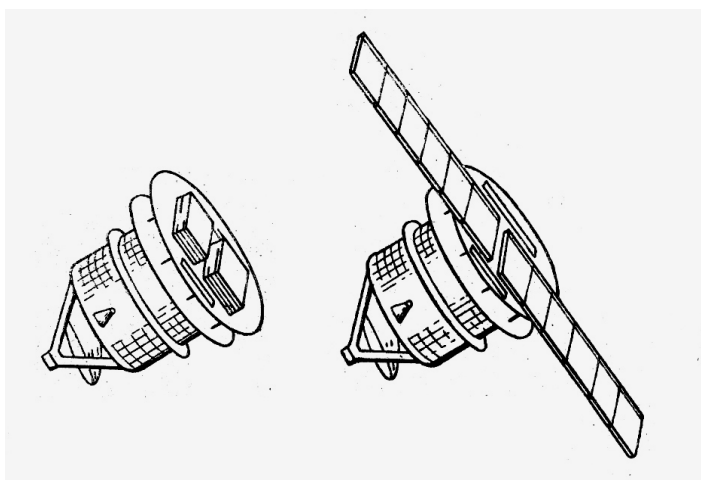
Рис. 3.79. АМС «AGORA»

5.7.4. ПРОЕКТ «CAESAR»

5.7.4.1. Проект на основе АМС «Giotto»

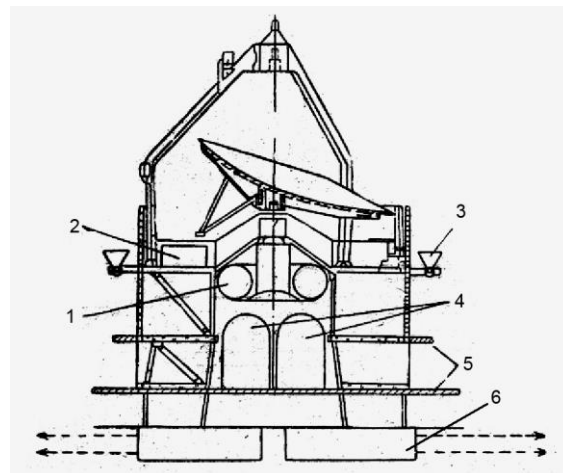
Проект «CAESAR»¹ (Comet Atmosphere and Earth Sample Return – доставка на Землю образца атмосферы и вещества кометы) предусматривал создание и запуск АМС для полета к комете, сбора газа и частиц пыли из головы кометы и возвращение к Земле.

¹ В 2019 году на конкурс NASA по программе «New Frontiers» был предложен проект с таким же названием CAESAR (см. том 2, часть 3, п.12.6).



a) на траектории перелета
b) при пролете через голову кометы

Рис. 3.80. AMC «CAESAR»



1 – баллон со сжатым газом
2 – электронное оборудование
3 – ЖРД коррекции и ориентации
4 – топливные баки
5 – защитный экран
6 – выдвижные панели с пробоотборниками

Рис. 3.81. AMC «CAESAR»

Предлагалось в качестве основы для AMC использовать конструкцию AMC «Giotto». На пылезащитном экране должны были монтироваться панели с пробоотборниками, раскрывающиеся перед пролетом через голову кометы.

Запуск AMC предполагалось выполнить ракетой-носителем Ariane 14.12.89 г. 04.05.90 г. AMC должна была пролететь со скоростью 13,9 км/с через голову кометы Швассмана-Вахманна-3, а в декабре 1990 года вернуться к Земле. У Земли панели с пробоотборниками отделяются, их должны подхватить космонавты из экипажа МТКК Space Shuttle и доставить на Землю.

Второй вариант схемы полета предусматривал запуск AMC в январе 1994 года, пролет через голову кометы Темпель-1 в июле 1994 года и возвращение к Земле в январе 1997 года.

Схематический вид и компоновка AMC «CAESAR» показаны на рис. 3.80 и 3.81. Общий вид AMC и схема отделения ВА показаны на рис. 3.82 и 3.83. На рис. 3.84 приведена компоновочная схема возвращаемого аппарата AMC «Caesar» по проекту 1987 года.

5.7.4.2. Проект 1987 года

В 1987 году стало ясно, что вариант подбора пробоотборников на орбите ИСЗ не может быть осуществлен, как из-за проблемности создания к этому времени ДОС, так и из-за отсутствия предполагавшихся ранее устройств для захвата объектов на орбите ИСЗ. В связи с этим был разработан новый проект AMC «Caesar», в котором предусматривалась доставка материалов, полученных из головы кометы, непосредственно на Землю. В состав AMC был включен возвращаемый аппарат с теплозащитным экраном, который обеспечивал сохранность аппарата при баллистическом входе в атмосферу Земли с последующим парашютным спуском.

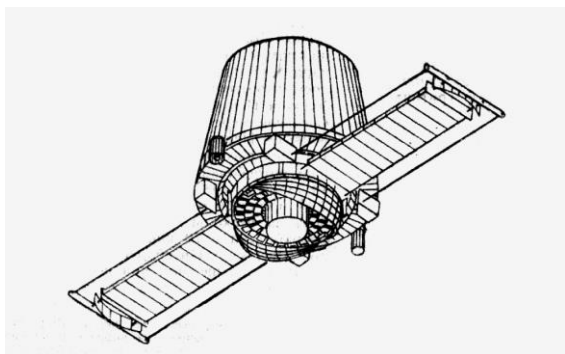


Рис. 3.82. AMC «CAESAR» (1987 г.)

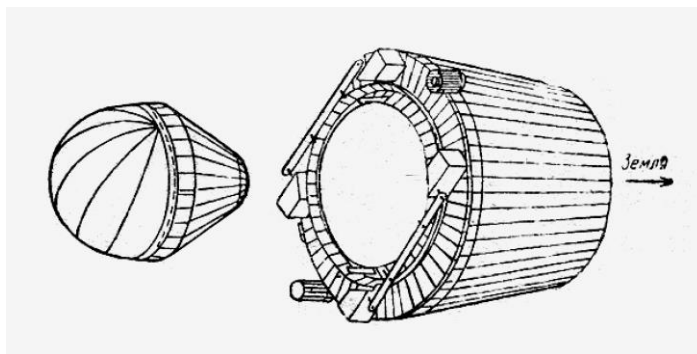
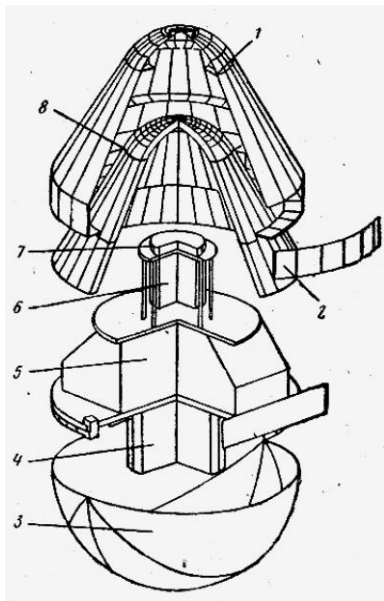


Рис. 3.83. Отделение ВА от AMC «CAESAR» (1987 г.)



- 1 – теплозащитный экран
- 2 – крышки люков для выдвижения пробоотборников
- 3 – сбрасываемый хвостовой обтекатель
- 4 – парашютный контейнер
- 5 – два контейнера для хранения кометной пыли
- 6 – электронное оборудование
- 7 – батарея
- 8 – теплоизоляция

Рис. 3.84. Компонетка ВА AMC «CAESAR» (1987 г.)

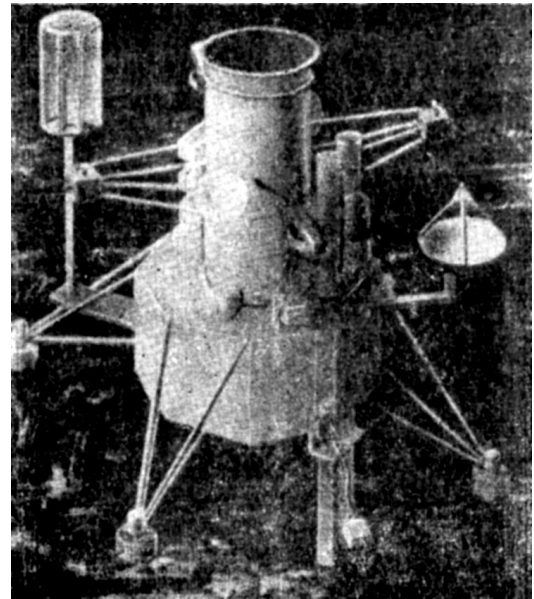


Рис. 3.85. AMC «CNRS»

5.7.5. ПРОГРАММА «CNRS / CSSRM»

Программа «CNRS» (Comet Nucleus Sample Return, доставка образца вещества ядра кометы) рассматривалась ESA в 1985 году. AMC, снабженная ионным двигателем, должна была выполнить посадку на ядро кометы для взятия образца вещества, с последующим возвращением на Землю. Осуществление проекта предполагалось возможным в середине 1990-х годов. К 1986 году уточненная программа получила название «CSSRM» – Comet Subsurface Sample Return Mission (полет для доставки на Землю подповерхностного образца вещества кометы). Назывался возможный срок запуска – 2000 год, с доставкой образца вещества кометы в 2007 году.

Одна из рассматривавшихся программ полета предусматривала запуск AMC 19.03.93 г. с использованием РН Titan 4. Сближение с кометой Уайлда-2 должно было произойти в 1997 году, посадка на ядро кометы – 07.04.97 г., взлет с ядра – 06.06.97 г., сближение с Землей 14.04.00 г. AMC должна была при возвращении выйти на околоземную орбиту высотой 20 000 – 30 000 км, где с помощью дополнительных средств была бы доставлена на ДОС или возвращена на Землю в МКК Space Shuttle.

Стартовая масса AMC 4,2 т, в том числе масса полезного груза 320 кг. Предлагалось оснастить AMC восемь ЭРД типа RIT-35, тягой по 0,02 кгс каждый. Электропитание должны были обеспечивать радиоизотопные источники и солнечные батареи. Для маневров около кометы устанавливались ЖРД, работающие на монометилгидразине и четырехокиси азота.

Специально разрабатываемое буровое устройство должно было обеспечить получение керна диаметром 5 см, который сохранялся бы в условиях вакуума и при температуре около 150°K. Предполагалось доставить на Землю около 10 кг вещества из ядра кометы.

5.7.6. ПРОЕКТ «ROSETTA»

5.7.6.1. Проект 1991 года

Первоначальный американско-европейский проект «Rosetta» предусматривал разработку двух AMC для доставки на Землю образцов вещества, взятого из ядра кометы. AMC, разрабатывавшаяся NASA, имела название «Shampollion»¹, а европейская AMC называлась по имени проекта «Rosetta».

¹ Шампольон, Жан-Франсуа – французский ученый, расшифровавший египетскую иероглифическую письменность благодаря двуязычной надписи, найденной на плите около города Розетта (Розеттский камень).

АМС «Rosetta» должна была состоять из перелетного блока и посадочного модуля.

Посадочный модуль состоял из посадочной секции и взлетной секции. В посадочной секции располагалось трехопорное шасси, двигатели посадки и оборудование, работающее на поверхности ядра кометы. Во взлетной секции находилась возвращаемая капсула, двигатели взлета и маневрирования, а также системы, необходимые для траекторных измерений и проведения коррекций.

После касания поверхности опоры шасси должны были фиксироваться в грунте с помощью выстреливаемых якорей-гарпунов. На модуле планировалось установить бурильную установку для взятия образцов вещества ядра кометы. С помощью вспомогательного устройства взятые образцы должны были перегружаться в специальные гнезда в возвращаемой капсуле.

После завершения работы на поверхности ядра кометы взлетная секция должна была отделяться и стартовать с ядра кометы. С помощью бортовых двигателей маневрирования АМС должна была быть направлена на траекторию полета к Земле. При подлете к Земле посадочная капсула должна была отделиться, затормозиться в атмосфере и совершить неуправляемый спуск.

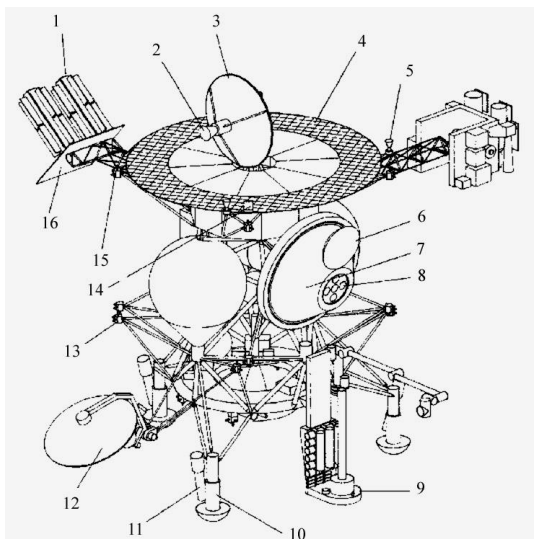
Запуск АМС рассчитывался на РН «Titan IV-Centaur».

5.7.6.2. Изменения проекта в 1992-1998 г.г.

В 1992 году бюджетные ограничения вынудили NASA отказаться от участия в проекте «Rosetta», прекратив также работу по своему проекту аналогичного назначения CRAF¹. Оставшись без партнера, ESA в 1993 году приняло решение ограничиться мягкой посадкой на ядро кометы, отказавшись от более дорогостоящего и сложного варианта доставки образцов вещества.

Переработанный проект АМС предусматривал доставку на ядро кометы двух посадочных модулей массой по 45 кг. Одним модулем должен был стать европейский модуль «RoLand» («ROsetta LANDer»), а вторым – американский модуль АМС «Shampollion», предложение об использовании которого NASA сделала в 1995 году. В ходе работ стало ясно, что доставка двух модулей выходит за возможности проекта, после чего ESA сообщило о конкурсном выборе посадочного модуля. Был выбран европейский проект посадочного модуля, после чего NASA вышла из проекта окончательно.

Корпус посадочного модуля «RoLand» представлял собой цилиндр высотой 450 мм и диаметром 800 мм. К корпусу крепились три опоры шасси. Наружная часть корпуса была покрыта элементами солнечной батареи.



- 1 – радиоизотопный термогенератор (2 шт.)
- 2 – средненаправленная антенна
- 3 – остронаправленная антенна
- 4 – солнечные батареи
- 5 – ДУ маневрирования (3 шт.)
- 6 – крышка люка возвращаемой капсулы
- 7 – возвращаемая капсула
- 8 – гнезда для образцов вещества
- 9 – буровое устройство
- 10 – опора посадочного шасси
- 11 – якорь шасси
- 12 – радар
- 13 – посадочные ДУ (8 шт.)
- 14 – ненаправленная антенна
- 15 – ДУ ориентации (8 шт.)
- 16 – теплозащитный экран

Рис. 3.86. Посадочный модуль АМС «Rosetta». Проект 1991 г.

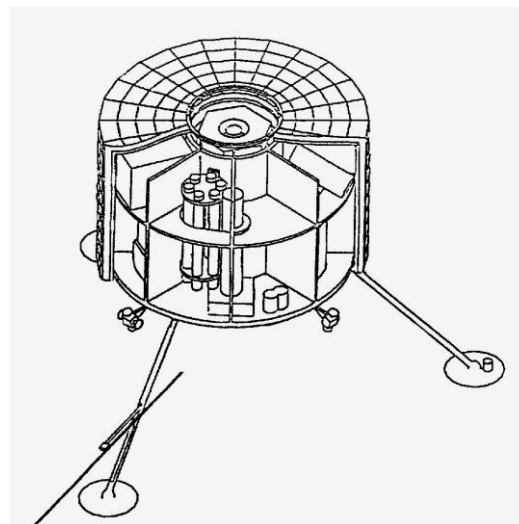


Рис. 3.87. Посадочный модуль «RoLand» (1994 г.)

¹ См. том 2, часть 3, п.6.9.

Переход на траекторию посадки и посадка должны были осуществляться с помощью основного двигателя, расположенного в центральной части верхнего днища корпуса, и управляющих двигателей. Кроме служебных систем, модуль нес телекамеры, устройство для взятия образцов грунта, анализаторы газов и твердых веществ, телемикроскоп. Масса модуля – 90 кг. Расчетное время работы посадочного модуля «RoLand» на поверхности ядра кометы – 1 год.

Программа полета по состоянию на сентябрь 1998 года предусматривала запуск ракетой-носителем Ariane 5 в январе 2003 года к комете Виртанена (46P/Wirtanen), при этом во время перелета АМС должна была выполнить пролет астероидов Мимистробелл и Родари. Позднее промежуточные цели были скорректированы – АМС должна была сблизиться с астероидами Отавара и Сива (4979 Otawara и 140 Siwa). После пролета астероидов АМС должна была выйти на орбиту вокруг ядра кометы Виртанена. Высота орбиты – 5-25 радиусов ядра. Посадка модуля на поверхность ядра должна была состояться не позднее декабря 2012 года.

Табл. 3.7. План полета АМС «Rosetta» (ред. 1998 г.)

№	Небесное тело	Дата	Событие
0	Земля	20.01.03	Старт.
2	Марс	28.05.05	Пролет Марса на расстоянии 200 км от поверхности.
3	Земля	26.10.05	Пролет Земли на расстоянии 3 400 км.
4	Астероид Отавара	10.07.06	Пролет астероида Отавара на расстоянии 1 000 км.
5	Земля	27.10.07	2-й пролет Земли на расстоянии 2 200 км от поверхности.
6	Астероид Сива	23.07.08	Пролет астероида Сива на расстоянии >1 000 км.
7	Комета Виртанена	август 2011	Маневр встречи с кометой.
8		27.11.11	Сближение и начало дрейфа около ядра кометы.
9		04.03.12	Конец фазы дрейфа.
10		конец 2012	Отделение посадочного модуля и его посадка на ядро кометы.
11		09.07.13	Прохождения перигелия и завершение работы с АМС.

5.7.6.3. АМС «Rosetta»

Концептуальное проектирование АМС «Rosetta» было завершено в 1998 году, после чего были начаты детальная разработка и выпуск рабочей документации.

Корпус АМС «Rosetta» выполнен в виде параллелепипеда со сторонами 2,8 х 2,1 х 2,0 м. На внешних сторонах корпуса размещены остронаправленная антенна диаметром 2,2 м и посадочный модуль. Внутренняя часть корпуса разделена на два отсека: отсек полезной нагрузки и служебный отсек. По двум боковым сторонам корпуса размещены панели солнечных батарей длиной по 14 м (размах 32 м, общая площадь 64 м²). Батареи генерируют мощность от 395 Вт на удалении от Солнца 5,25 а.е. до 8 700 Вт в перигелии траектории кометы (1,292 а.е.).



Рис. 3.88. АМС «Rosetta»

В отсеке полезной нагрузки размещено научное оборудование и механизмы раскрытия балок с измерительными приборами и датчиками.

Состав научной аппаратуры:

- видеокомплекс OSIRIS;
- видовой спектрометр видимого и инфракрасного диапазона VIRTIS;
- видовой ультрафиолетовый спектрометр ALICE;

- микроволновый спектрометр MIRO;
- масс-спектрометр газов и ионов ROSINA;
- анализатор выделения и скорости пылевых частиц COSIMA;
- газовый хроматограф MODULUS «Berenice»;
- атомный микроскоп для изучения частиц пыли MIDAS;
- радиозонд для изучения крупномасштабной структуры ядра CONSERT;
- анализатор плотности пыли GIADA;
- анализатор плазменных потоков PRC;
- аппаратура для радиоэкспериментов RSI.

В служебном отсеке размещены системы, обеспечивающие полет АМС и работу аппаратуры, а также радиосвязное оборудование. Там же размещены никель-кадмиевые аккумуляторы, топливные баки и двигательная установка. Запас топлива, монометилгидразина и тетраоксида азота, равный 1 720 кг, обеспечивает приращение характеристической скорости 2 200 м/с. Для обеспечения ориентации АМС используются 24 двигателя тягой по 1 кгс.

На корпусе АМС закреплен посадочный модуль «Philae» (рабочее название – SSP, Surface Science Package). Конструкция посадочного модуля несколько отличается от проекта «RoLand». Корпус имеет не круглую, а пятиугольную форму, изменена конструкция шасси. Поперечный размер посадочного модуля около 1 м, высота – 0,8 м. Расчетная скорость посадки – не более 5 м/с. При посадке модуля для прижима к поверхности используются реактивный двигатель. Дополнительными средствами удержания являются два гарпуна, выстреливаемые в грунт после посадки, а также три ввинчиваемых стопора в опорах. В корпусе модуля смонтирована выдвижная телескопическая штанга с видеокамерой. Энергопитание аппаратуры модуля обеспечивается солнечной батареей, размещенной на корпусе модуля, и двумя аккумуляторами.

Расчетный срок работы модуля на поверхности ядра кометы – не менее недели. Допускалось, что при благоприятных условиях модуль может проработать несколько месяцев.

Научная аппаратура посадочного модуля:

- альфа-протон-рентгеновский спектрометр APX;
- анализаторы элементного и изотопного состава газов COSAC и MODULUS «Ptolemy»;
- видеокамеры CIVA и ROLIS;
- электроакустический прибор SESAME;
- анализатор физических свойств MUPUS;
- магнитометр и монитор плазмы ROMAP;
- часть аппаратуры CONSERT;
- комплект микрокамер для съемки и спектрометрирования поверхности CIVA;
- ПЗС-камера для съемки при спуске и панорамной телесъемки поверхности ROLIS;
- установка для бурения и взятия образцов грунта SD2.

Масса посадочного модуля 100 кг, в т.ч. 21 кг научной аппаратуры.



Рис. 3.89. Посадочный модуль «Philae»



Рис. 3.90. Марс
Фото АМС «Rosetta»

Полная масса АМС при старте равна 3 065 кг, в том числе 1 650 кг – топливо, 165 кг – научное оборудование перелетного блока. Ракета-носитель – Ariane 5G+.

Из-за проблем с РН Ariane (авария РН Ariane 5ECA в конце 2002 года) старт был перенесен на 2004 год, в связи с чем программа полета была переориентирована на новую цель – комету Чурюмова-Герасименко (67 P/Churyumov-Gerasimenko). Во время полета АМС должна была сблизиться с астероидами Штейнс и Лютеция.

Старт АМС «Rosetta» состоялся 02.03.04 года. АМС была выведена на гелиоцентрическую орбиту, которая многократно корректировалась при пролетах Земли и Марса. График полета АМС приведен в табл. 3.7.

АМС дважды входила в пояс астероидов – в 2008 и 2010 годах. При первом входе АМС пролетела относительно недалеко от астероида 2867 Штейнс (801 км), размер которого составляет около 5 км. При пролете астероида Штейнс не включилась узкоугольная камера НАС, поэтому фотографии удалось получить только широкоугольной камерой.

При втором входе в пояс астероидов АМС прошла на расстоянии 3 162 км от астероида 21 Лютеция, но на этот раз была проведена съемка обеими камерами. Наилучшее разрешение фотоснимков – до 60 м.

В июле 2011 года АМС была переведена в «спящий» режим, из которого была выведена в январе 2014 года, за несколько месяцев до начала маневров по сближению с кометой Чурюмова-Герасименко.

В мае 2014 года начался рабочий процесс сближения АМС с кометой. 06.08.2014 года АМС «Rosetta» приблизилась к комете на расстояние 100 км, что было решено считать началом совместного полета АМС с кометой. Это произошло на расстоянии около 530 млн. км от Солнца, то есть, практически, за поясом астероидов. На таком удалении от Солнца испарения вещества кометы практически не происходило, и внешне ядро кометы походило на обычный астероид.

АМС некоторое время совершала полет почти по одной траектории с кометой, постепенно приближаясь к ней. Подробная съемка всей поверхности проводилась с орбиты высотой 10 км, близкой к круговой. По результатам телесъемки было выбрано место для посадки модуля «Philae», названное Agilkia.

В ноябре 2014 года АМС «Rosetta» выполнила ряд маневров для направления посадочного модуля в выбранную точку поверхности ядра кометы. 12.11.14 г. посадочный модуль «Philae» отделился от АМС и совершил посадку в выбранной точке. В момент касания был включен двигатель прижима, и выполнено выстреливание гарпунов для фиксации модуля на поверхности. Однако, загарпунивания не произошло, модуль отлетел примерно на 1 км от поверхности и снова опустился на комету, после чего еще раз подлетел вверх, теперь уже на небольшую высоту.

Передаваемая модулем информация ретранслировалась на Землю через основную АМС. После отскока модуль опустился на поверхность ядра кометы в нерасчетной точке, вычислить которую не удалось. Модуль оказался в тени и через короткий промежуток времени, когда его аккумуляторная батарея разрядилась, перестал отвечать на вызовы. Попытки обнаружить модуль на крупноформатных снимках поверхности ядра кометы, передаваемых АМС «Rosetta», успехом

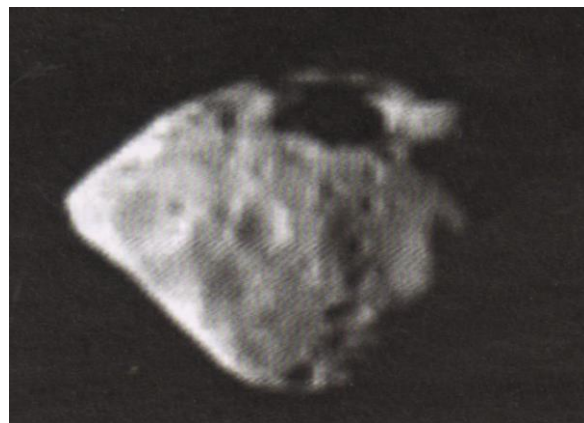


Рис. 3.91. Астероид 2867 Штейнс.
Фото АМС «Rosetta»

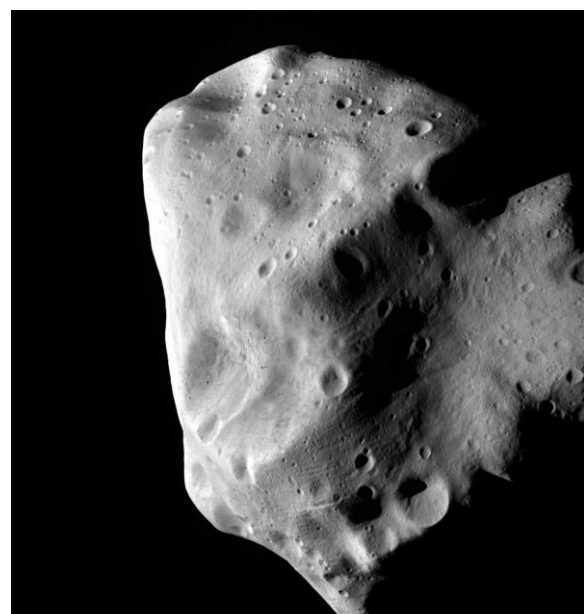


Рис. 3.92. Астероид 21 Лютеция.
Фото АМС «Rosetta»

не увенчались. Специалисты ESA рассчитывали на возобновление работы посадочного модуля, когда комета будет находиться ближе к Солнцу и солнечные батареи модуля «Philae» окажутся в этот период освещенными, что позволит модулю выполнить подзарядку батареи и снова начать функционирование.

13.06.15 г. сигнал от посадочного модуля был вновь получен, сеанс связи продолжался всего 85 с, однако, это позволило оценить состояние систем модуля, как вполне исправное, однако, устойчивой продолжительной связи с модулем так и не удалось добиться. Последний сигнал от модуля был получен 09.07.15 г.

05.09.16 г. ESA сообщила об обнаружении модуля «Philae». Снимки, сделанные телекамерами АМС «Rosetta», позволили установить, что модуль находится в одной из расщелин кометы, расположенных в тени. 26.09.16 г. на АМС «Rosetta» по команде с Земли был отключен блок связи с модулем «Philae». Это было сделано для экономии электроэнергии в связи со значительным удалением АМС от Солнца.

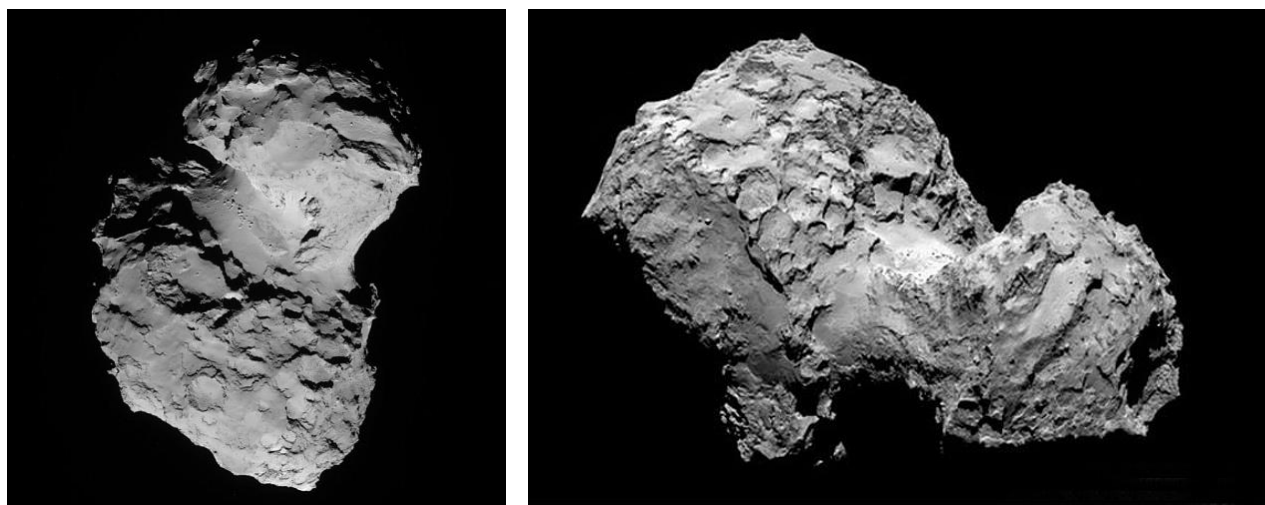


Рис. 3.93. Ядро кометы 67Р Чурюмова-Герасименко с расстояния около 80 км.
Фото АМС «Rosetta»

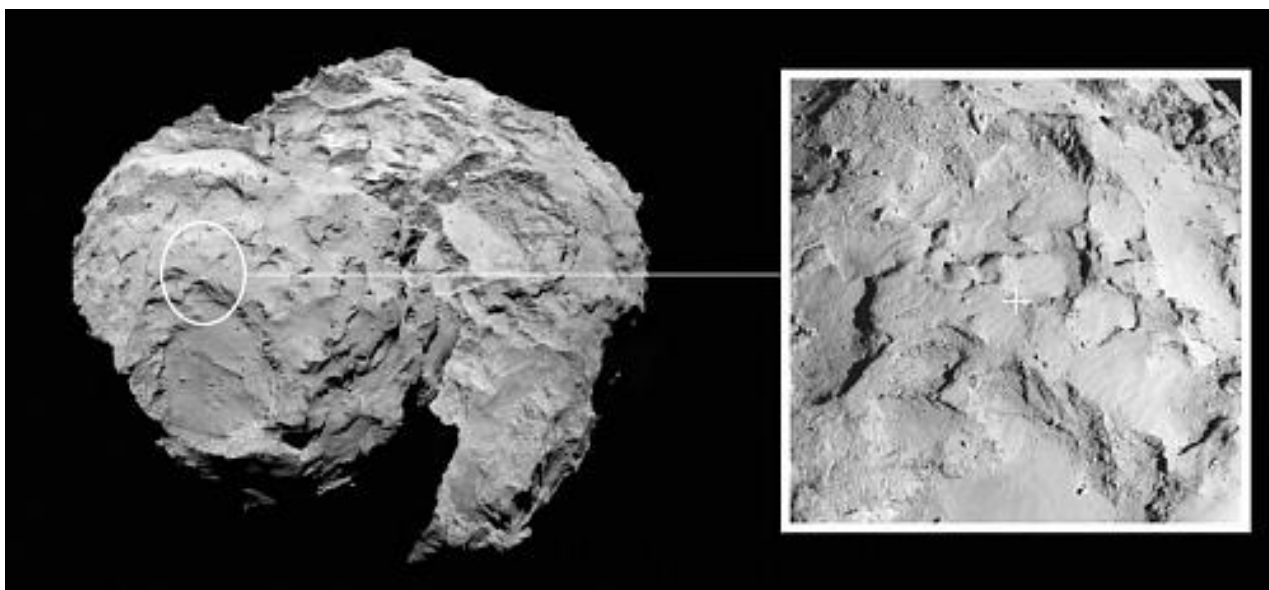
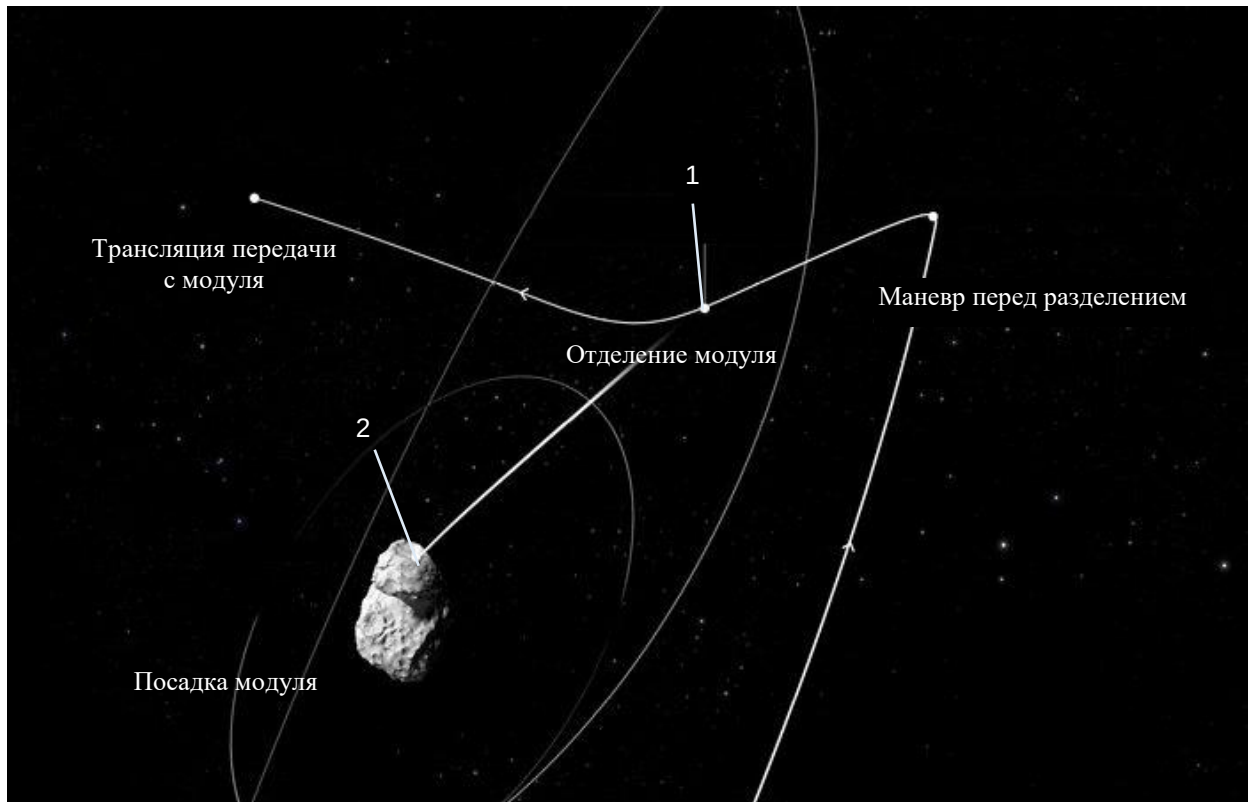


Рис. 3.94. Выбранная точка посадки модуля «Philae».



1 – АМС «Rosetta»
2 – модуль «Philae»

Рис. 3.95. Схема маневров АМС «Rosetta» при посадке модуля «Philae»

Первоначально назначенный срок завершения работы АМС «Rosetta» – декабрь 2015 года. В июне 2015 года ESA приняла решение о продлении работы с АМС до конца сентября 2016 г.

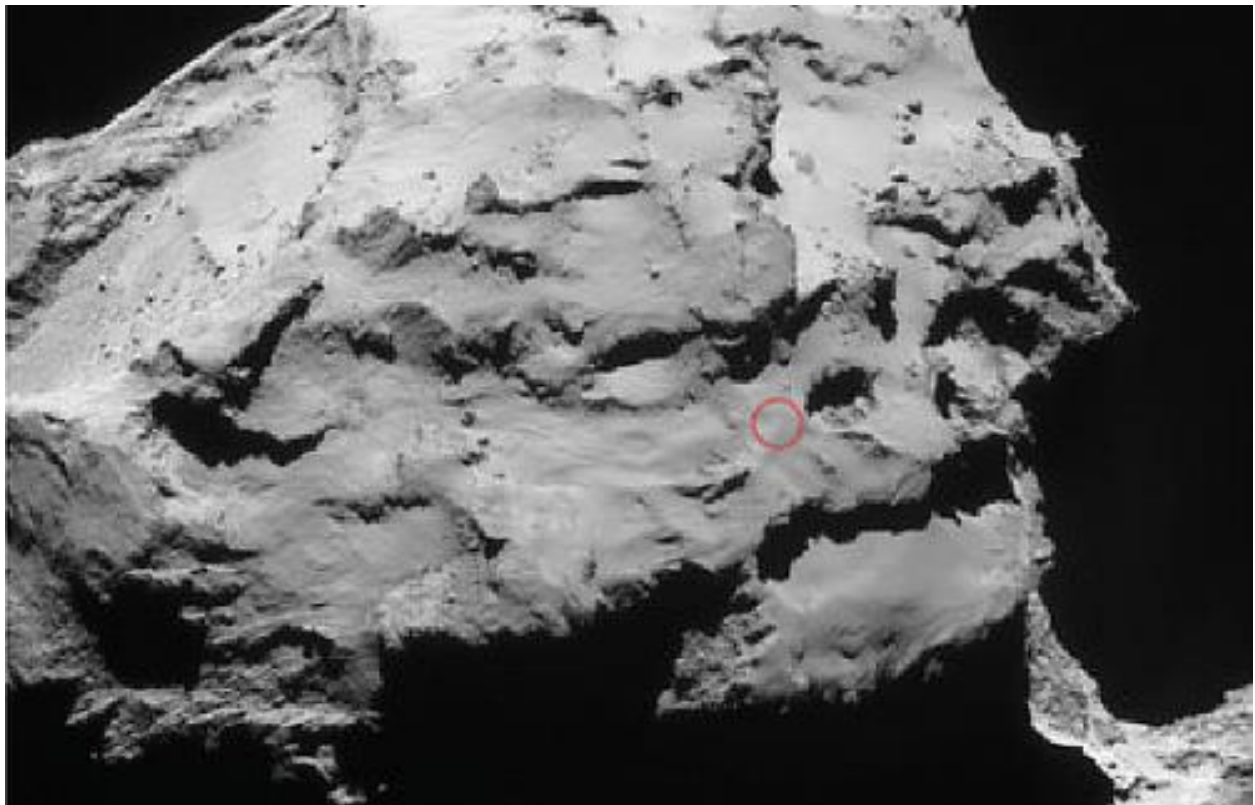


Рис. 3.96. Место падения АМС «Rosetta»

30 сентября 2016 года АМС «Rosetta» была направлена на столкновение с ядром кометы. Сближение произошло со скоростью менее 1 м/с, поэтому предполагается, что АМС получила минимальные повреждения (возможно, произошло разрушение панелей солнечных батарей) и осталась на поверхности ядра кометы. Параметры положения кометы на момент столкновения были следующими: расстояние от Солнца – около 573 млн. км (за поясом астероидов), расстояние от Земли – около 720 млн. км, скорость относительно Солнца – 14,39 км/с.

Одним из важнейших результатов полета АМС «Rosetta» явилось получение неопровержимых данных, что кометы рождались в очень холодной области протопланетного облака в эпоху стадии формирования Солнечной системы и не являются осколками от столкновений более крупных тел. Важно также, что, как оказалось, воды в кометных ядрах мало, а ее изотопный состав отличается от земного, на основании чего можно утверждать, что кометы не являлись источниками воды на Земле.

Табл. 3.8. График полета АМС «Rosetta»

№	Небесное тело	Дата	Событие
0	Земля	02.03.04	Старт.
1	Земля	05.03.05	1-й пролет Земли на расстоянии 1 955 км от поверхности.
2	Марс	25.02.07	Пролет Марса на расстоянии 251 км от поверхности.
3	Земля	13.11.07	2-й пролет Земли на расстоянии 5 295 км.
4	Астероид 2867 Штейнс	05.09.08	Пролет астероида Штейнс на расстоянии 800,7 км с относительной скоростью 8,62 км/с.
5	Земля	13.11.09	3-й пролет Земли на расстоянии 2 480 км от поверхности.
6	Астероид 21 Лютеция	10.07.10	Пролет астероида Лютеция на расстоянии 3 162 км с относительной скоростью 15 км/с.
7	Комета 67Р Чурюмова-Герасименко	май 2014	Начало маневров по сближению с кометой.
8		август 2014	Сближение и выход на орбиту вокруг ядра кометы.
9		12.11.14	Посадка модуля «Philae» и потеря связи с ним.
10		13.06.15	Восстановление периодической связи с модулем «Philae».
11		18.08.15	Прохождения перигелия
12		30.09.16	Столкновение с кометой, завершение работы.

5.7.7. ПРОЕКТ «DON QUIJOTE»

Задачей проекта является исследование возможности изменения орбит астероидов, угрожающих столкновением с Землей. Проект рекомендован Группой перспективных концепций ESA. Ожидалось проведение тендера в течение 2005-2006 года и выбор фирмы-победителя для реализации проекта.

В соответствии с утвержденной концепцией, должны быть созданы две АМС: «Sancho» и «Hidalgo», запускаемые одной РН «Союз-Фрегат». АМС выполняют полет по различающимся траекториям и выполняют разные миссии. Первым к выбранному астероиду прибывает АМС «Sancho», выходит на орбиту вокруг астероида и в течение 6-7 дней исследует астероид. АМС «Hidalgo» приходит к цели вторым на скорости около 10 км/с и врывается в астероид, аналогично сбрасываемому зонду-снаряду АМС «Deep Impact». Задачей «Sancho» после этого является определение масштабов повреждений астероида и отклонений от начальной траектории.



Рис. 3.97. АМС «Hidalgo» и «Sancho»

АМС «Sancho», разрабатываемая на базе АМС «SMART-1», несет следующую аппаратуру:

- телекамера для одновременных наблюдений в видимом и инфракрасном диапазонах;
- инфракрасный спектрометр;
- аппаратура для радиоконтроля орбиты;
- сбрасываемые пенетраторы с сейсмометрами, акселерометрами и датчиками температуры;
- сбрасываемые заряды для активного зондирования внутренней структуры астероида.

Масса АМС «Sancho» – 491 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры 20,6 кг, масса топлива 96 кг.

На АМС «Hidalgo» научная аппаратура не устанавливается. Для обеспечения точного попадания на АМС устанавливается видеокамера. АМС имеет более простую ДУ (по сравнению с АМС «Sancho»), но большой запас топлива. Масса АМС – 1 694 кг, в т.ч. 1 162 кг топлива.

Обе АМС оборудуются системами автономной навигации.

26.09.05 г. ESA утвердила два астероида в качестве кандидатов в мишень для проекта «Don Quijote». Это астероиды с временными обозначениями 2002 AT4 и 1989 ML. Второй астероид уже имеет постоянный номер 10302. Окончательное решение о выборе мишени должно было быть принято в 2007 году. Старт АМС «Sancho» и «Hidalgo» мог бы состояться между 2010 и 2015 годом.

Проект «Don Quijote» не был принят к реализации, но его логическим развитием стала программа «AIDA», к работе над которой ESA приступила в 2015 году.

5.7.8. ПРОГРАММА «AIDA»

В апреле 2015 года ESA сообщила о начале работ по программе «AIDA» (Asteroid Impact & Deflection Assessment – соударение с астероидом и оценка отклонения), предложенной еще в 2012 году. Цели программы – отработка технологий, призванных защитить Землю от падения потенциально опасных астероидов.

Программа «AIDA» образована объединением двух проектов: «AIM» (Asteroid Impact Mission – задача соударения с астероидом), работы по которому вела ESA, и «DART¹» (Double Asteroid Redirection Test – опыт по изменению орбиты двойного астероида), разрабатываемый NASA. Фактически программа является логическим развитием проекта «Don Quijote».

5.7.8.1. Проект «AIM» / «Hera»

Проект «AIM», разрабатывавшийся ESA, предполагал создание и запуск АМС к астероиду Дидим (Didymos 65803/1996 GT), который в 2022 году сближится с Землей до расстояния 11 млн. км. Размеры астероида составляют около 800 м в поперечнике. Вокруг Дидима на расстоянии около 1,1 км вращается спутник размером 150 м, названный Дидимун (Didi moon – луна Дидима)².

АМС «AIM» должна была сближиться с астероидом, выйти на орбиту вокруг него и выполнить визуальное, тепловое и радиолокационное картографирование. На поверхность Дидимуна должен быть высажен посадочный зонд «MASCOT-2». Также предлагалось отделить от АМС два неориентируемых мини-спутника класса CubeSat, которые, вращаясь по орбите вокруг двойного астероида, участвовали бы в получении научной информации.

Планировалось, что АМС «AIM» будет осуществлять наблюдения за соударением американской АМС «DART» со спутником астероида в октябре 2022 года и выполнять измерения последствий

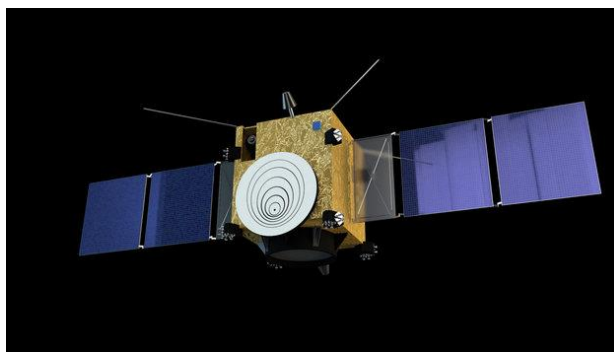


Рис. 3.98. АМС «AIM»

¹ См. том 2, часть 2, п.7.14.2.

² В июне 2020 года спутнику было присвоено официальное имя Диморф.

столкновения. При относительной скорости соударения 6,25 км/с столкновение должно привести к изменению скорости Дидимуна на величину около 0,4 мм/с. Двойной астероид был выбран для эксперимента по той причине, что предполагаемое незначительное изменение орбиты астероида будет достаточно сложно обнаружить, в то время как изменение периода вращения спутника астероида можно будет зафиксировать даже с помощью наземных наблюдений.

Орбита астероида Дидим не пересекается с орбитой Земли, поэтому минимальное изменение орбиты астероида, которое возникнет в результате соударения с АМС «DART», не приведет к опасности столкновения астероида с Землей. При запуске АМС «AIM» 22.10.20 г. АМС сблизилась бы с Дидимом 29.05.22 г.

В дальнейшей разработке проект получил наименование «Нега».

5.7.8.2. АМС «DART»

АМС «DART»¹ представляет собой импактор, разрабатываемый NASA, который должен будет 06.10.22 г. выполнить соударение с Дидимуном – спутником астероида Дидим. Для обеспечения точности попадания в расчетную точку астероида АМС оборудуется телекамерой с высокой разрешающей способностью. Дополнительная информация по проекту АМС «DART» приведена в томе 2, часть 3, п. 7.14.2.

Старт АМС «DART» был осуществлен 24.11.2021 года ракетой-носителем Falcon-9FT.

5.7.9. ПРОЕКТ АМС «MARCOPOLO-R»

Проект «MarcoPolo-R» был выдвинут в 2011 году в конкурсе ESA на третью миссию в М-классе. Проект предусматривал отправку АМС к одному из астероидов, чьи орбиты проходят вблизи от Земли. АМС должна выполнить забор грунта и доставить взятый грунт на Землю.

19.02.14 г. стало известно, что в конкурсе победил проект «Plato»², проект «MarcoPolo-R» был, таким образом, отклонен.

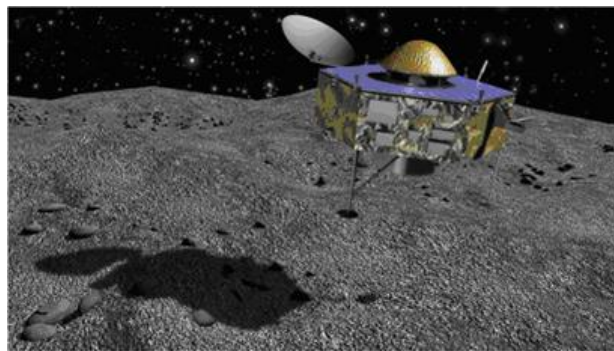


Рис. 3.99. АМС «MarcoPolo-R»

5.7.10. ПРОЕКТ «COMET INTERCEPTOR»

Проект «Comet Interceptor» (Перехватчик комет), принятый в рамках программы «Cosmic Vision 2015-2025»³, предусматривает разработку и запуск в 2028 году АМС для изучения пока еще не выбранного объекта. Ожидается, что это будет комета или ледяной астероид, впервые вошедший во внутреннюю область Солнечной системы из облака Оорта или пояса Койпера.

АМС «Comet Interceptor» будет выведена в точку Лагранжа L2 системы Солнце – Земля и оставлена там в режиме ожидания. Далее астрономы приступят к поискам подходящей кометы, совершающей свой первый визит в окрестности Солнца. После того, как такой объект обнаружат, АМС стартует с орбиты ожидания для сближения с ним по пролетной траектории. За несколько недель до сближения АМС отделит два модуля, каждый из которых оснащен набором научных инструментов. Ученые полагают, что такой эксперимент позволит составить трехмерный облик кометы, впервые приближающейся к Солнцу и поэтому имеющей исходный состав вещества, который не искажен испарениями летучих веществ при неоднократном приближении к Солнцу, как у уже известных комет.

Предполагается, что масса АМС «Comet Interceptor» не превысит 1 000 кг, что позволит запустить АМС в качестве попутного груза одновременно, например, с запуском телескопа «Ariel»⁴.

¹ См. п. 7.14.2.

² См. п. 5.9.4.

³ См. п. 5.10.5.

⁴ См. п. 5.9.6.

5.8. АМС в точках Лагранжа

5.8.1. ПРОЕКТ АМС «Disco»

В 1982 году в ESA рассматривался проект АМС «Disco», которая должна была быть выведена на орбиту вокруг точки либрации L1 или L2 системы «Солнце-Земля» для исследования Солнца. С помощью АМС предполагалось изучить:

- переменность излучения Солнца в видимой части спектра;
- изменение солнечной постоянной на орбите Земли;
- изменения спектрального потока в ультрафиолетовой, видимой и инфракрасной областях спектра.

Масса АМС «Disco» 900 кг, в т.ч. около 300 кг – масса РДТТ, обеспечивающего перевод АМС с околоземной орбиты на траекторию перелета к точке либрации. Выход на гало-орбиту вокруг точки либрации осуществляется с помощью однокомпонентных микро-ЖРД, работающих на гидразине.

АМС представляет собой цилиндрический корпус с закрепленными по торцам с одной стороны – диском солнечных батарей, и с другой стороны – блоком микро-ЖРД. Диаметр корпуса 1,2 м, длина 0,8 м. Диаметр диска солнечных батарей – 2,4 м. Элементы солнечных батарей расположены по периферии диска, а центральную часть диска занимает остронаправленная антенна. Общая площадь солнечных батарей – 3 м².

Для вывода АМС «Disco» на начальную околоземную орбиту должна была использоваться РН Ariane 2 или Ariane 3. Перелет с орбиты ИСЗ до точки либрации должен был занять около 120 суток.

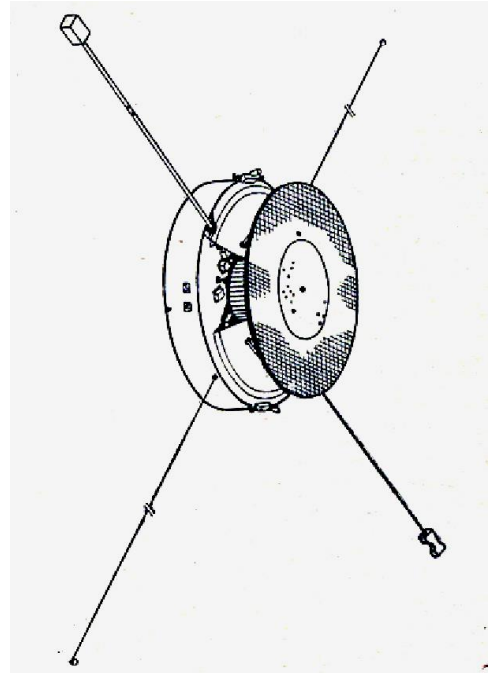


Рис. 3.100. АМС «Disco»

5.8.2. КА «SOHO»

5.8.2.1. Проект 1983 года

ESA в 1983 году рассматривала пять перспективных программ исследования космоса с помощью космических аппаратов, из которых планировалось выбрать одну для реализации. В числе рассматриваемых была программа КА «SOHO» (Solar Orbiting Heliospheric Observatory), целью которой являлось изучение динамики солнечной атмосферы и потери массы Солнцем.

КА, оснащенный системой трехосной ориентации, должен был нести научные приборы, предназначенные для решения следующих задач:

- исследование хромосферы Солнца и солнечной короны;
- исследование солнечного ветра и связанных с ним волновых явлений;
- изучение строения Солнца методом «гелиосейсмологии».

Запуск КА рассчитывался на РН Ariane 4.

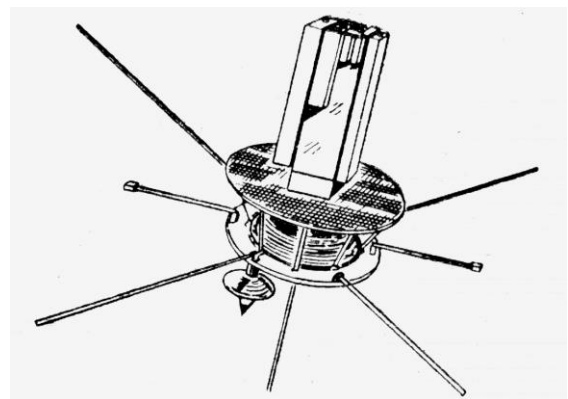


Рис. 3.101. КА «SOHO» (1983 год)

5.8.2.2. Финальный вариант

КА «SOHO» разрабатывался ESA с участием NASA. На КА были смонтированы как европейские, так и американские научные приборы. Научное оборудование КА «SOHO»:

- CDS (Coronal Diagnostics Spectrometer) – спектрометр для корональной диагностики;
- CELIAS (Charge, Element, and Isotope Analysis System) – система анализа зарядов, элементов и изотопов;
- COSTEP (Comprehensive Suprathermal and Energetic Particle Analyze) – анализатор горячих и энергичных частиц;
- EIT (Extreme ultraviolet Imaging Telescope) – ультрафиолетовый телескоп;
- ERNE (Energetic and Relativistic Nuclei and Electron experiment) – экспериментальное наблюдение релятивистских ядер и электронов;
- GOLF (Global Oscillations at Low Frequencies) – наблюдение низкочастотных глобальных колебаний Солнца;
- LASCO (Large Angle and Spectrometric Coronagraph) – широкоугольный спектрометрический коронограф;
- MDI/SOI (Michelson Doppler Imager/Solar Oscillations Investigation) – измеритель доплеровского смещения;
- SUMER (Solar Ultraviolet Measurements of Emitted Radiation) – инструмент для измерения потоков ультрафиолетового излучения;
- SWAN (Solar Wind Anisotropies) – измеритель анизотропии солнечного ветра;
- UVCS (Ultraviolet Coronagraph Spectrometer) – ультрафиолетовый спектрометр;
- VIRGO (Variability of Solar Irradiance and Gravity Oscillations) – инструмент для исследований солнечной постоянной и гравитационных колебаний.

Высота КА – 3,6 м, максимальный поперечный размер – 3,6 м, размах солнечных батарей – 9,5 м. Масса КА – 1 850 кг. Фирма-изготовитель Matra Marconi Space.

Запуск КА был осуществлен 02.12.95 г. американской РН Atlas IIAS.

14.03.96 г. КА вышел на гало-орбиту вокруг точки либрации L1 системы «Земля-Солнце». Параметры орбиты 200 000 x 600 000 км вокруг точки либрации, вне плоскости эклиптики.

25.06.98 г. из-за ошибки наземной службы связь с КА была потеряна. После длительной напряженной работы связь с «SOHO» удалось восстановить. Ориентация КА, необходимая для продолжения работы, была восстановлена 16.09.98 г., однако, к научным наблюдениям удалось приступить только несколько месяцев спустя, после проведения траекторных измерений и внесения необходимых поправок в траекторию КА вокруг точки либрации.

Первоначально планировалось, что КА «SOHO» будет эксплуатироваться в течение двух лет, затем расчетное время работы было увеличено до 6 лет. После выхода КА на рабочую гало-орбиту выяснилось, что запас топлива для двигателей системы ориентации значительно превосходит расчетное значение, что позволяло продолжать получать от КА научную информацию вплоть до 2020 года. Предполагается, что работа КА «SOHO» будет продлена до 2022 года.

За время работы КА «SOHO» передал большое количество научной информации по программе изучения Солнца. Кроме того, с помощью аппаратуры КА выполняются и другие наблюдения. Так, только до конца 2010 года с помощью КА «SOHO» было обнаружено более 2 000 комет.

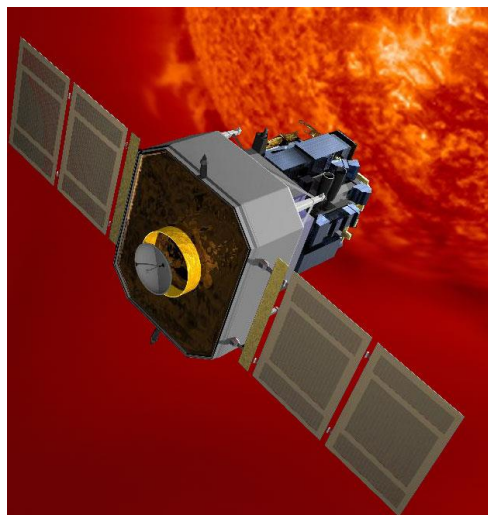


Рис. 3.102. КА «SOHO»

5.8.3. ПРОЕКТ «DARWIN»

Цели проекта:

- обнаружение и анализ планет земного типа;
- исследование таких планет на наличие атмосферы и поиск газов, которые могут указывать на присутствие жизни;
- изучение формирования звезд, планет и галактик;
- исследование черных дыр в центре галактики.

Планировалось вывести в точку либрации L2 системы «Земля-Солнце» комплекс из восьми КА: шесть инфракрасных телескопов, центральный КА, координирующий работу шести телескопов, и КА-ретранслятор (рис. 3.104).

Суммарная масса 8 КА – 4 240 кг. Все КА «Darwin» должны быть запущены одной РН Ariane 5. После достижения точки либрации КА занимают необходимое пространственное положение, используя собственные ДУ. Для обеспечения точности перемещений необходимы отработанные технологии определения расстояний между КА с высокой точностью и перемещения КА на расстояния, измеряемые микронами. Отработку таких технологий предполагалось выполнить в полете КА «SMART-2».

Предполагавшийся срок запуска комплекса «Darwin» - 2014 год.

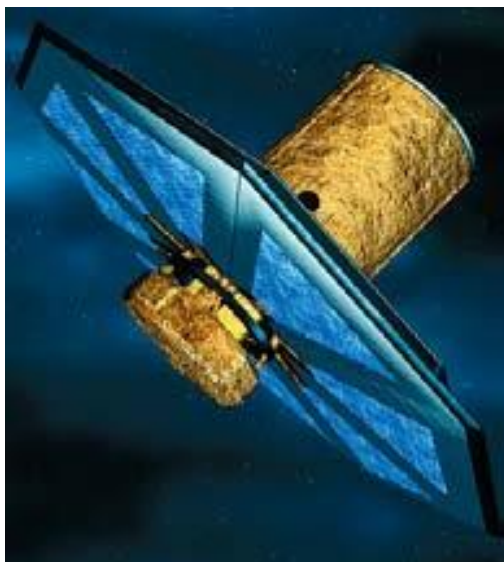


Рис. 3.103. КА «Darwin»-телескоп

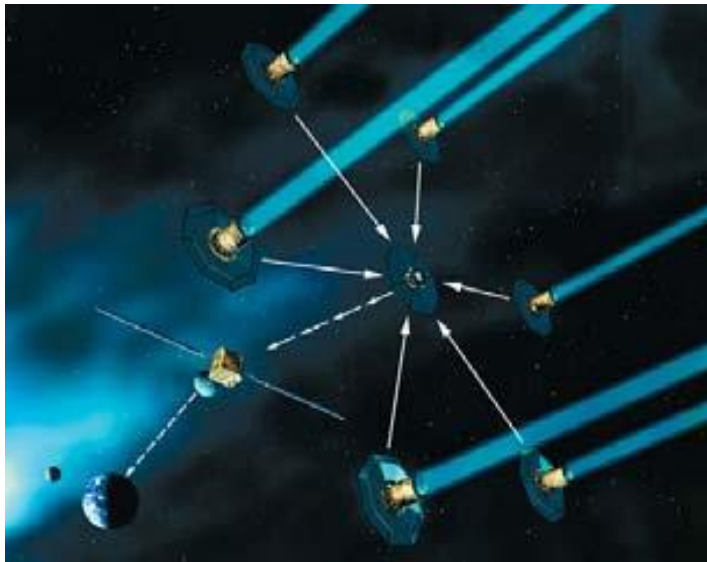


Рис. 3.104. Комплекс КА «Darwin»

5.8.4. ПРОЕКТ «LISA»

5.8.4.1. Начальный проект

«LISA» (Laser Interferometer Space Antenna, космическая антенна для лазерного интерферометра) – совместный проект ESA и NASA, задуманный еще в 1990-е годы. Серьезная работа над проектом началась в 2001 году. Предусматривалось выведение трех КА на орбиты, близкие к орбите Земли, но отстающие на 20° (точка Лагранжа L4 системы Земля-Солнце). КА должны образовывать правильный треугольник со стороной 5 млн. км, наклоненный к плоскости эклиптики на 60° . Каждый КА должен был иметь в своем составе два пробных тела – кубы со стороной 46 мм и массой 1,96 кг каждый,

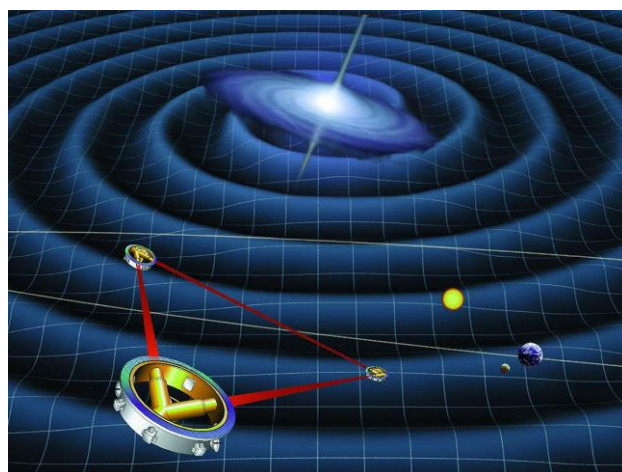


Рис. 3.105. Проект «LISA»

из немагнитного сплава золота и платины, положение которых внутри изолированных объемов должно было измеряться с высочайшей точностью так называемым местным интерферометром. Кроме того, КА должны были выполнять измерения взаимных относительных смещений с помощью высокоточной регистрации лазерных лучей.

Целью проекта «LISA» являлось не только детектирование гравитационных волн, но и измерение их поляризации, а также определение направлений на источники этих волн.

В 2011 году NASA заявила о выходе из проекта, после чего европейские разработчики предложили вместо проекта «LISA» менее дорогостоящий проект «NGO».

5.8.4.2. Проект «NGO/eLISA»

Проект «NGO» (New Gravitational wave Observatory – Новая обсерватория гравитационных волн) был предложен, как европейская альтернатива более дорогому европейско-американскому проекту «LISA» после отказа NASA от участия в проекте. Проект был выдвинут в рамках программы ESA «Cosmic Vision 2015 – 2025» как кандидат на миссию L-класса («флагманского»). После того, как миссией L1 был определен проект «JUICE», проект «NGO» под названием «eLISA» (european LISA) был повторно выдвинут кандидатом на миссию L3. В 2017 году после успешной работы КА «LISA Pathfinder» проект был принят к реализации.

Проект предусматривает запуск трех КА, одного основного и двух вспомогательных на траектории, аналогичные определенным в проекте «LISA». Лазерные интерферометры связывают основной КА с вспомогательными (по проекту «LISA» все три КА должны быть связаны между собой попарно). Расстояния между КА уменьшены до 2,5 млн. км (по другим данным – до 1 млн. км). Количество пробных тел во вспомогательных аппаратах также уменьшено до одного.

Для запуска КА предлагается использовать две РН Ariane 5, первая выводит на орбиту ИСЗ основной КА, вторая РН – два вспомогательных. Каждый аппарат оборудован разгонным блоком, который обеспечивает доставку КА в расчетную точку траектории, после чего отделяется и уводится на безопасное расстояние.

Технической сложностью проекта является необходимость учета и компенсации таких малых воздействий, как тепловые воздействия от нагрева Солнцем и со стороны бортовых приборов, накопление электрического заряда, а также собственное гравитационное поле КА. Предложенные технические решения должны быть отработаны на экспериментальных аппаратах. Такими аппаратами могли стать КА «Smart-2». После отмены проекта «Smart-2» было принято решение провести отработку технологий на КА «LISA Pathfinder».

Предполагается, что осуществление проекта «NGO/eLISA» будет возможно не ранее 2034 года.

5.8.4.3. КА «SMART-2»

В задачи экспериментальных АМС «SMART-2» входила отработка технологий для двух фундаментальных европейских проектов – «Darwin» и «LISA». К этим технологиям относились, в частности, двигатели микроньютоновой тяги, которые должны были бы обеспечивать

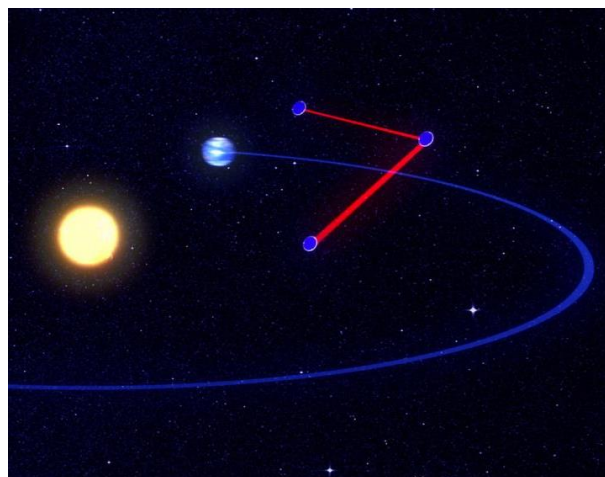


Рис. 3.106. Проект «NGO/eLISA»

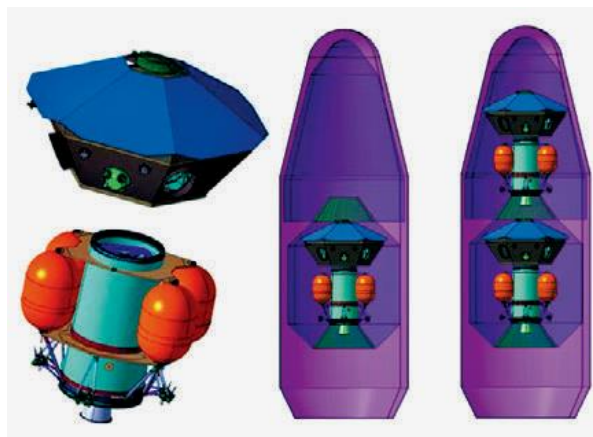


Рис. 3.107. Комплекс КА «NGO/eLISA»

невозмущающее перемещение КА на микронные расстояния, а также технология определения дальности в радиодиапазоне с точностью до 1 см и более точная лазерная система, обеспечивающая точность в доли нанометра. Без их предварительного испытания реализация проектов «Darwin» и «LISA» не представлялась возможной. Планировалось запустить две АМС «SMART-2» на орбиты спутника Солнца с небольшим отставанием от Земли, либо вокруг одной из точек Лагранжа системы Солнце–Земля. Расчетная длительность функционирования – 12 месяцев.

В 2004 году проект КА «SMART-2» был переименован в «LISA Pathfinder».

5.8.4.4. КА «LISA Pathfinder»

КА «LISA Pathfinder» («LPF») – это технологический демонстратор для отработки технологии управления КА, способного обеспечить «свободный» полет пробной массы, а также для высокоточного измерения текущего расстояния между пробными массами, находящимися в двух разделенных отсеках КА. КА построен компанией EADS Astrium (в настоящее время – Airbus Defence and Space Ltd.).

КА «LISA Pathfinder» состоит из двух модулей – экспериментального и двигательного. В стартовой конфигурации КА имеет высоту 2,9 м, максимальный диаметр 2,1 м и массу около 1 900 кг.

Двигательный модуль конструктивно состоит из силового цилиндра, вокруг которого размещены четыре цилиндрических топливных бака. Масса модуля 1 420 кг, в т.ч. 1 200 т – запас топлива (НДМГ и тетраоксид азота) и сжатого гелия для вытеснительной системы подачи топлива. ДУ модуля включает маршевый ЖРД тягой около 41 кгс и четыре пары ЖРД ориентации тягой по 1 кгс.

Экспериментальный модуль КА «LISA Pathfinder» имеет форму восьмиугольной призмы высотой 1,0 м и максимальным поперечным размером корпуса 2,9 м. Масса модуля 480 кг, в т.ч. 57 кг – запас рабочего тела для микродвигателей, работающих на холодном газе. На верхнем торце корпуса размещена панель солнечных батарей площадью 2,8 м², вырабатывающая электрический ток мощностью 650 Вт.

Внутри изолированного объема «в свободном полете» находится тестовый объект из сплава золота и платины – куб с ребром 4 см, – который изолирован от всех воздействий, кроме гравитационного. Сверхточные датчики отслеживают перемещения тестового объекта и выдают команды на изменение движение КА, чтобы его траектория совпадала с траекторией тестового объекта, не допуская соприкосновения объекта со стенками КА. На КА «LISA Pathfinder» размещается два таких тестовых объекта в изолированных объемах.

Запуск КА планировался на 2008 год, затем на 2010 г. Проект выдвигался на конкурс в рамках программы «Horizon 2000+»¹, но из-за возросшей стоимости был перенесен в программу «Cosmic Vision 2005-2015»².

Запуск КА «LISA Pathfinder» ракетой-носителем Vega был произведен 03.12.2015 г. Параметры начальной орбиты составили 206 х 1 520 км, наклонение 5,97 град. Многократными включениями маршевого ЖРД, выполнявшимися в перигее, апогей орбиты КА был поднят до высоты, достаточной для выхода на орбиту типа Лиссажу (гало-орбита) вокруг точки либрации L1 системы «Земля–Солнце».

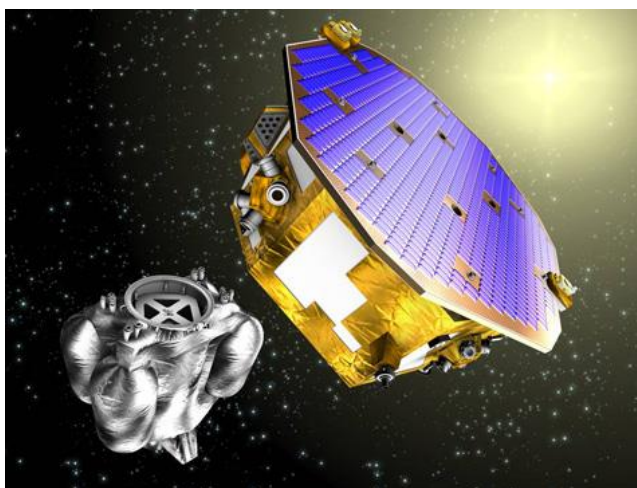


Рис. 3.108. КА «LISA Pathfinder»

¹ См. п.5.10.3.

² См. п.5.10.4.

22.01.16 г. КА «LISA Pathfinder» вышел на гало-орбиту около точки L1, после чего двигательный модуль был отброшен. В течение двух недель выполнялась стабилизация КА (экспериментального модуля) с помощью микродвигателей. 01.03.16 г. тестовые объекты были освобождены из захватов, а 09.03.16 г. ESA сообщила о начале выполнения научной программы.

07.06.16 г. ESA представила результаты первых двух месяцев работы. В них было показано что технология, разработанная для научной гравитационной обсерватории, превзошла ожидания. Два кубических объекта в центре космического корабля, находясь только под влиянием сил тяготения и не испытывая воздействий никаких других сил, позволили достичь точности измерений гравитационных возмущений, в пять раз превосходящей начальные требования.

30.06.17 г. сбор научных данных от КА «LISA Pathfinder» был прекращен в связи с исчерпанием запасов топлива. Остатков топлива хватило для перевода КА с гало-орбиты вокруг точки либрации L1 на гелиоцентрическую орбиту. 18.07.2017 года на КА была передана команда на полное выключение всей аппаратуры.

5.9. Космические телескопы

5.9.1. КА «HERSCHEL»

КА «Herschel» представляет собой инфракрасный телескоп (начальное название – FIRST, Far InfraRed Space Telescope) с системами охлаждения и служебным модулем, который обеспечивает получение команд с наземного пункта управления, точное наведение на заданный объект, стабилизацию аппарата и передачу полученной информации на Землю.

Основными задачами для КА «Herschel» являются:

- исследование формирования галактик и их эволюции на ранней стадии образования Вселенной, изучение источников энергии активных галактик;
- изучение областей формирования звезд и физики межзвездной среды Млечного пути и других галактик;
- исследование химического состава в атмосферах комет, планет и их спутников в Солнечной системе.

Основной инструмент КА «Herschel» – телескоп Кассегрена с основным зеркалом диаметром 3,5 м.

Стартовая масса КА – 3,4 т, длина – 7,5 м, поперечные размеры – 4 х 4 м.

КА «Herschel» был запущен 14.05.09 г. совместно с КА «Planck» одной РН Ariane 5 ESA. КА направлен в район точки либрации L2 системы Земля-Солнце.

После почти четырех лет успешной работы запас жидкого гелия, использовавшегося для охлаждения детекторов инфракрасного излучения, был исчерпан.

Еще в июле 2012 г. было выдвинуто предложение после исчерпания ресурса направить КА на Луну – для повторения эксперимента LCROSS¹ по поиску лунных запасов воды. При падении КА «Herschel» должен был образоваться кратер глубиной 5 м и диаметром 30 м. Предложение после анализа и обсуждения было отклонено.

13.05.2013 г. бортовые двигатели КА «Herschel» были включены для перевода КА на гелиоцентрическую орбиту. 18.06.13 г. аппаратура КА по команде с Земли была выключена.

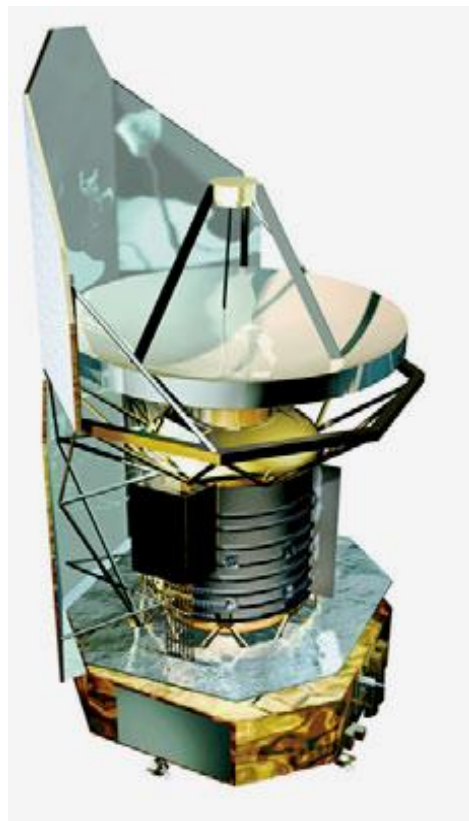


Рис. 3.109. КА «Herschel»

¹ См. том 2, часть 3, п.1.19.2.

5.9.2. КА «Planck»

КА «Planck» (начальное название – Cobras/Samba) несет на борту инфракрасный телескоп. Размеры главного зеркала 1,9х1,5 м, размеры вторичного зеркала – 1,1х 1,0 м. Стартовая масса КА – 1,92 т, длина – 4,2 м, максимальный поперечный размер – 4,2 м. КА стабилизируется вращением со скоростью 1 об/мин.

Задачей КА «Planck» являлось исследование с высокой точностью космического микроволнового (реликтового) излучения и составление карты реликтового излучения.

КА «Planck» был запущен 14.05.09 г. совместно с КА «Herschel» одной РН Ariane 5 ECA. КА был направлен в район точки либрации L2 системы Земля-Солнце, куда прибыл в июле 2009 года. По окончании работы КА был переведен на гелиоцентрическую орбиту, и был выключен по команде с Земли 23.10.13 г.

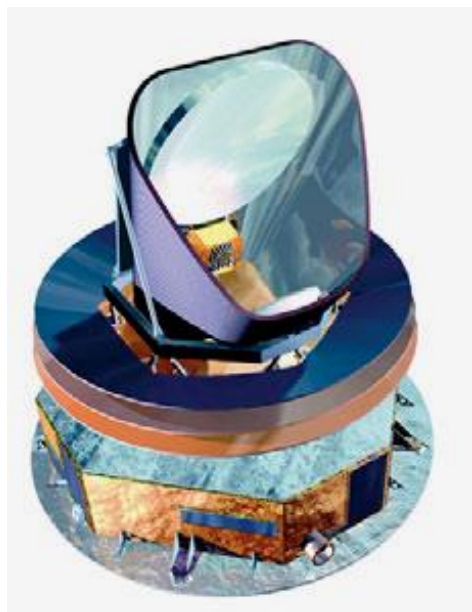


Рис. 3.110. КА «Planck»

5.9.3. КА «GAIA»

«GAIA» (Global Astrometric Interferometer for Astrophysics – Глобальный астрометрический интерферометр для астрофизики) – КА, разрабатывавшийся ESA с начала 2000-х годов. КА «Gaia», имеющий на борту три телескопа, должен составить новую трехмерную карту нашей Галактики с беспрецедентной точностью, исследовав около миллиарда звезд. В пределах Солнечной системы КА должен также вести в оптическом диапазоне поиск астероидов и занептунных объектов.

КА имеет раскрываемый экран диаметром 10,2 м для защиты аппаратуры от теплового излучения Земли и Солнца. В транспортном положении КА имеет форму цилиндра диаметром 3,8 м и высотой 4,4 м. Масса КА – 2 030 кг. Энергопитание аппаратуры обеспечивается солнечными элементами, расположенными на днище КА и на раскрываемом теплозащитном экране, общая площадь солнечных батарей – 12,8 м².

19.12.13 г. (вместо июня 2010 г. по первоначальным планам) КА «Gaia» выведен на высокоэллиптическую орбиту ракетой-носителем «Союз-ST-Б» с РБ «Фрегат-МТ».

20.12.13 г. КА начал движение по траектории выхода в точку либрации L2 системы Земля-Солнце (1,5 млн. км от Земли в сторону, противоположную направлению на Солнце). 14.01.14 г. КА «Gaia» был зафиксирован на так называемой гало-орбите в районе точки L2 с периодом около 180 суток. РБ «Фрегат-МТ» после отделения от КА «Gaia» отправлен на гелиоцентрическую орбиту.

Расчетный срок работы КА «Gaia» – 5 лет. По состоянию на середину 2020 года КА продолжал работать.



Рис. 3.111. КА «Gaia»

5.9.4. КА «PLATO»

Проект PLATO (PLANetary Transits and Oscillations of stars – Планетные транзиты и звездные осцилляции) ставит задачу поиска и изучения экзопланет всех типов, в первую очередь, сходных по характеристикам с Землей. Проект принят к разработке по программе «Cosmic Vision 2015-2025» в 2007 году и утвержден к реализации в 2017 году.

КА «PLATO» должен быть оснащен 12 телескопами, одновременно ведущими наблюдение за двумя участками небесной сферы общей площадью 1 800 квадратных градусов. Ожидается, что под наблюдением в течение двух лет окажутся более 50 000 звезд.

КА должен быть запущен с помощью РН «Союз-2.1Б» и доставлен в точку либрации L2 системы Земля-Солнце. По состоянию на начало 2014 года запуск планировался на 2024 год, затем был отодвинут на 2026 г.



Рис. 3.112. КА «PLATO»

5.9.5. КА «EUCLID»

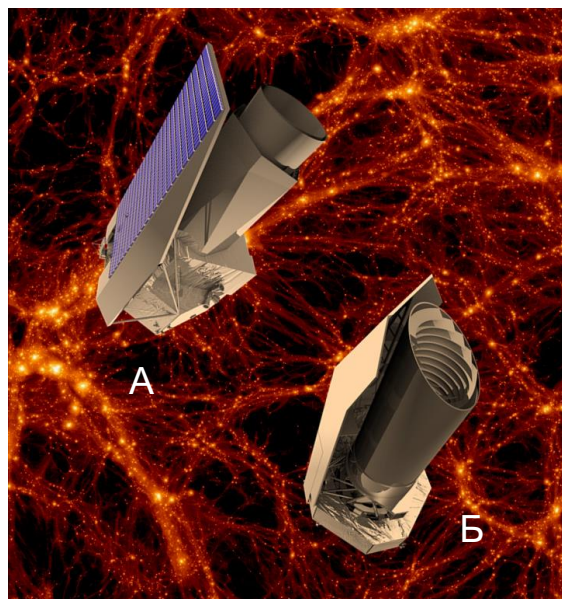
Проект Космического телескопа «Euclid» является результатом слияния двух научных проектов – DUNE (Dark Universe Explorer) и SPACE (Spectroscopic Allsky Cosmology Explorer), – посвященных исследованию проблемы «темной» материи. Проект утвержден к разработке по программе «Cosmic Vision 2015-2025»¹ в 2011 году, ожидаемый срок запуска – 2019 год. Запуск должен быть произведен с космодрома Куру ракетой-носителем «Союз».

КА должен быть доставлен в точку либрации L2 системы Солнце-Земля. Расчетный срок работы КА составляет шесть лет.

Масса КА «Euclid» – 2 100 кг, диаметр главного зеркала – 1,2 м.

В январе 2013 года NASA сообщила о своем присоединении к проекту «Euclid». США изготовят часть научных приборов для КА и примут участие в обработке получаемой научной информации.

Одновременно стало известно, что запуск перенесен на 2020 год.



А – проект Thales Alenia Space
Б – проект EADS Astrium

Рис. 3.113. КА «Euclid»

5.9.6. КА «ARIEL»

КА «ARIEL» (Atmospheric Remote-sensing Infrared Exoplanet Large-survey mission — Большая обзорная миссия по дистанционному зондированию атмосфер экзопланет в инфракрасном диапазоне) – проект ESA, предусматривающий запуск в 2028 году (по состоянию на 2018 год) космического телескопа для исследования экзопланет.

¹ См. п.5.10.5.

Размер зеркала составляет 1,1 x 0,7 м. Телескоп должен иметь три фотометрических приемника и три спектрометра, с помощью которых будет проводиться анализ химического состава атмосфер экзопланет.

Проектная масса КА – 1 300 кг. Запуск КА «ARIEL» будет производиться ракетой-носителем Ariane 6 в конфигурации с двумя боковыми ускорителями.

Телескоп «ARIEL» должен быть доставлен в точку либрации L2 системы Земля-Солнце.

Расчетный срок работы КА – четыре года.

5.9.7. КА «SPICA»

КА «SPICA» (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics) – совместный европейско-японский проект по изучению эволюции галактик и образования планетных систем.

КА должен быть выведен в точку либрации L2 системы Солнце-Земля. Стартовая масса 3,6 т, высота КА 5,8 м.

Проект был выбран в мае 2018 года в числе трех миссий класса M5 на первом этапе конкурса ESA.

Для запуска КА планируется использовать японскую РН H-III. Запуск предполагается осуществить в 2032 г.

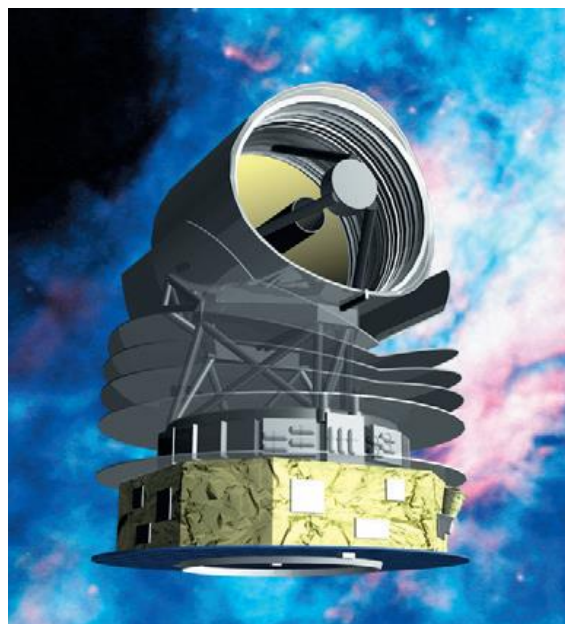


Рис. 3.114. КА «SPICA»

5.10. Тематические программы

5.10.1. ПРОГРАММА «SMART»

В 1999 году Европейское космическое агентство (ESA) объявило о новом подходе к созданию АМС. Аналогично программе NASA «New Millenium»¹ должна быть создана серия малых АМС. Целью программы является отработка новых технологий, которые будут в дальнейшем использоваться в новых космических аппаратах. Программа получила название «SMART» (Small Missions for Advanced Research in Technology – небольшие миссии для передовых исследований в технологии).

5.10.1.1. АМС «SMART-1»

АМС «SMART-1» являлась первой из предполагаемой серии АМС «SMART». На этапе проектирования изучалась возможность отправки АМС к различным астероидам. После закрытия проекта «ЕуроМоон» было решено использовать АМС для исследования Луны с орбиты ИСЛ. Подробная информация по АМС «SMART-1» приведена в п. 5.1.6.

5.10.1.2. Проект КА «SMART-2»

В задачи экспериментальной АМС «SMART-2» входила отработка технологий для двух фундаментальных европейских проектов – «Darwin» (запуск в 2015 г.) и «LISA» (2011 г.). Планировалось запустить две АМС «SMART-2» на орбиты спутника Солнца с небольшим отставанием от Земли либо вокруг одной из точек Лагранжа системы Солнце–Земля.

В 2004 году проект КА «SMART-2» был переименован в «LISA Pathfinder» (см. п. 5.8.4).

¹ См. том 2, часть 3, п.12.7.

5.10.2. ПРОГРАММА «HORIZON 2000»

«Horizon 2000» - первая долгосрочная программа исследований Солнечной системы и дальнего космоса, была принята Комитетом ESA по научным программам в 1984 году. Программа включала исследования, проводимые как с околоземной орбиты, так и межпланетными аппаратами. Одним из пунктов программы было создание и запуск АМС «Rosetta»¹ для исследования ядра кометы с близкого расстояния.

5.10.3. ПРОГРАММА «HORIZON 2000+»

Вторая долгосрочная программа космических исследований, являющаяся развитием программы «Horizon 2000». В рамках программы рассматривались проекты LISA и IXO/XEUS, но из-за роста стоимости решение об их реализации задерживалось, и оба проекта передвинулись в следующую перспективную программу-

5.10.4. ПРОГРАММА «COSMIC VISION 2005-2015»

Третья долгосрочная программа в области космической астрономии и исследований Солнечной системы «Cosmic Vision 2005-2015» была утверждена в мае 2002 года. Все проекты в рамках программы делятся на три класса:

- L (Large) – «флагманские» проекты большой стоимости (около 650 млн. €);
- M (Medium) – проекты средней стоимости (300 млн. €);
- S (Small) – проекты минимальной стоимости (до 50 млн. €).

Конкурс проектов был объявлен в марте 2007 года. Необходимо было выбрать для реализации два проекта – один средней стоимости и один «флагманский».

На конец 2010 года по классу «флагманский» было отобрано четыре проекта, в том числе:

- Laplace – проект АМС для детального изучения спутника Юпитера Европы (п. 5.5.3);
- TANDEM – проект АМС для изучения спутников Сатурна Титана и Энцелад (п. 5.5.6);
- LISA – проект комплекса КА для обнаружения гравитационных волн (п. 5.8.4);
- IXO/XEUS – рентгеновский телескоп.

В 2008 году между ESA и NASA было достигнуто соглашение о совместной работе по проектам EJSM (Europa Jupiter System Mission) и TSSM (Titan Saturn System Mission)². Вкладом ESA, как составной частью, являлись проекты Laplace и TANDEM. В начале 2009 года были объявлены итоги выбора NASA между этими проектами – победителем стал проект EJSM.

Выбор международного проекта EJSM предопределил и решение ESA о «флагманском» проекте программы «Cosmic Vision 2005-2015» – им был определен проект Laplace.

Однако, в апреле 2011 года стало известно, что NASA не включила в бюджет средства на EJSM, в связи с чем вопрос о «флагманских» проектах вновь был поставлен на пересмотр, уже в рамках программы «Cosmic Vision 2015-2025».

В классе М-проектов (средней стоимости) к концу 2008 г. числилось шесть проектов:

- Cross-Scale – исследование солнечно-земных связей;
- SPICA – исследование туманностей, звездных скоплений и планетных систем (п. 5.9.7);
- Euclid – изучение далеких галактик, туманностей и звезд (п. 5.9.5);
- MarcoPolo-R – доставка на Землю образцов грунта одного из астероидов (п. 5.7.9);
- PLATO – поиск экзопланет (п. 5.9.4).
- Solar Orbiter – изучение Солнца с близкого расстояния (п. 5.6.4.8);

¹ См. п. 5.7.6.

² См. том 2, часть 3, п.5.14.8.

В феврале 2010 года ESA объявила о завершении сравнительного анализа выдвинутых проектов. К дальнейшему рассмотрению были приняты три проекта: PLATO, Euclid и Solar Orbiter, из них два должны были быть утверждены к реализации с запуском в 2017-2018 годах.

Итоги первого конкурса были подведены в октябре 2011 г. Для реализации окончательно были утверждены проекты АМС «Solar Orbiter» (миссия М1, планировавшийся срок запуска 2017 год) и космического телескопа «Euclid» (миссия М2, планировавшийся срок запуска 2019 год).

В июле 2010 г. ESA объявила о конкурсе на миссию М3 со сроком запуска 2022 год. Из числа поданных заявок для дальнейшего анализа было выбрано четыре:

- EChO (The Exoplanet Characterisation Observatory) – КА в точке Лагранжа L2 системы Земля-Солнце для поиска признаков жизни в атмосферах экзопланет;
- LOFT (The Large Observatory For X-Ray Timing) – рентгеновская обсерватория для наблюдения «черных дыр» и нейтронных звезд;
- STE-QUEST (The Space-Time Explorer and Quantum Equivalence Principle Space Test) – для точных измерений влияния гравитации на время и материю;
- MarcoPolo-R – доставка на Землю грунта с одного из астероидов (п. 5.7.9).

В дополнение к этим четырем проектам претендентом оставался проект PLATO.

5.10.5. ПРОГРАММА «COSMIC VISION 2015-2025»

В связи с постоянным сдвигом планируемых сроков программа «Cosmic Vision 2005-2015» к 2012 году плавно трансформировалась в программу «Cosmic Vision 2015-2025».

Первым решением в рамках этой программы стал выбор в мае 2012 года миссии L-класса («флагманского»). Рассматривалось три проекта:

- JUICE (JUperiter ICy moon Explorer – исследователь ледяных лун Юпитера) – наследник проектов Laplace и EISM (п. 5.5.5);
- ATHENA (Advanced Telescope for High-Energy Astrophysics) – проект рентгеновской обсерватории, ранее называвшийся IXO;
- NGO (New Gravitational wave Observatory) – проект обсерватории для поиска гравитационных волн, ранее называвшийся eLISA (п. 5.8.4.2).

К реализации был утвержден проект АМС «JUICE» (миссия L1). Проекты «ATHENA» и «NGO» были предварительно одобрены к реализации с возможными датами запуска 2031 и 2034 год, соответственно.

В феврале 2014 года ESA определила выбор миссии М3 – им стал проект «PLATO», ранее бывший в числе трех кандидатов на выбор миссий М1 и М2.

Миссией М4 в марте 2018 года был назван проект «ARIEL» (см. п. 5.9.6), космический телескоп для обнаружения экзопланет, с планируемой датой запуска 2028 год. Конкурентами у этого проекта на втором этапе отбора были:

- THOR (Turbulence Heating Observer);
- XIPE (X-ray Imaging Polarimetry Explorer).

Оба этих проекта были нацелены на околоземные научные исследования.

В апреле 2016 года был объявлен конкурс на выбор миссии М5, а в мае 2018 года состоялся первый этап отбора. Из 25 кандидатов были выбраны три проекта:

- SPICA (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics) – проект инфракрасного телескопа, выдвигавшийся ранее, но отклоненный в 2010 году при выборе из шести претендентов (п. 5.9.7);
- THESEUS (Transient High Energy Sky and Early Universe Surveyor) – КА для изучения транзиентных высокоэнергетических явлений в небе и ранней Вселенной;
- EnVision – АМС для изучения природы и текущего статуса геологической активности на поверхности Венеры и ее взаимосвязи с венерианской атмосферой.

Окончательный выбор миссии М5 должен быть сделан в 2021 году.

ГЛАВА 6. КИТАЙ

6.1. Исследования Луны

6.1.1. ПРОЕКТ «MOON RABBIT»

В середине 2002 года в китайской печати появлялись сообщения о планах запуска к Луне небольшой АМС, названной «Moon Rabbit» («Лунный кролик»).

Конструктивно АМС должна была состоять из двух модулей – орбитальный (ОМ) и посадочный (ПМ).

Орбитальный модуль создавался на базе научного ИСЗ «Double Star». На ОМ планировалось установить двухкомпонентный ЖРД для орбитальных маневров. Научное оборудование ОМ:

- телекамеры с ПЗС-матрицами видимого и инфракрасного диапазонов;
- радиолокационный высотомер;
- радиометр.

Посадочный модуль должен был оснащаться РДТТ для схода с орбиты и выполнения мягкой посадки. Из оборудования на ПМ предполагалось установить только телекамеру и устройство для развертывания китайского флага площадью 60 м², который должен был быть виден в телескоп с Земли.

Схема полета АМС «Moon Rabbit» выглядела следующим образом. АМС выводится на орбиту ИСЗ, переходную к геостационарной, откуда с помощью своей ДУ АМС переходит на траекторию полета к Луне. При подлете к Луне АМС повторно включает ДУ для выхода на орбиту ИСЛ высотой 100-200 км. На окололунной орбите происходит разделение ОМ и ПМ, после чего ПМ совершает посадку на поверхность Луны.

Общая масса АМС – 330 кг.

Проект не был реализован в связи с разработкой и принятием долгосрочной программы исследования Луны «Чанъэ». Вероятно, проект «Moon Rabbit» являлся частью проработок, выполненных на этапе формирования программы «Чанъэ».

6.1.2. ПРОГРАММА «ЧАНЪЭ»

В марте 2003 года в китайских СМИ был опубликован долгосрочный план исследования Луны автоматическими станциями. План назывался «Проект Чанъэ» (Chang'e)¹.

Проект состоял из трех этапов:

- вывод АМС на окололунную орбиту для составления детальной трехмерной карты лунной поверхности, дистанционного анализа химсостава грунта, измерения плотности почвы и мониторинга окружающей среды;
- посадка на Луну дистанционно управляемых самоходных АМС для разведки местности, сбора и анализа образцов грунта;
- посадка на Луну АМС с возвратной ракетой, обеспечивающей доставку на Землю собранных образцов лунного грунта.

Все три этапа должны быть выполнены до середины 2020-х годов. Фактически выполнение всех задач программы было завершено полетом АМС «Чанъэ 5» в декабре 2020 года.

23.01.04 г. Госсовет Китая утвердил первый этап этого плана.

¹ Имя «Чанъэ» взято из китайской мифологии – так звали девушку, которая выпила эликсир бессмертия, принадлежавший ее мужу, богатырю, и вознеслась на небо. С тех пор Чанъэ живет в лунном дворце вместе с нефритовым зайцем, который под деревом гуйхуа круглый год толчет в ступе волшебное снадобье «черный иней».

6.1.3. Этап I

6.1.3.1. АМС «Чанъэ 1»

АМС «Чанъэ 1» (Chang'e 1) стала первой китайской автоматической станцией из серии АМС, предназначенных для исследования Луны.

Основное назначение АМС – отработка технологий для будущих космических аппаратов и изучение окололунного пространства, а также лунной поверхности.

АМС разработана на базе конструкции стационарного спутника связи DFH-3. Размеры основного блока АМС 2,2 x 1,72 x 2,0 м, размах солнечных батарей 18,1 м. АМС оснащена бортовой ДУ тягой 50 кгс.

Масса АМС около 2 350 кг, в т.ч. 1 200 кг топлива, 130,4 кг научного оборудования.

В состав научной аппаратуры входят:

- стереокамеры для съемки лунной поверхности с разрешением до 100 м (с рабочей орбиты);
- лазерный высотомер для точного измерения расстояния до лунной поверхности;
- гамма-лучевой/рентгеновский спектрометр для исследования состава пород;
- микроволновый радиометр для измерения толщин реголита;
- система мониторинга солнечного ветра и физического состояния окололунного пространства.

Расчетная длительность работы – 1 год.

Запуск АМС «Чанъэ 1» ракетой-носителем CZ-3А (Чанчжэн-3А) состоялся 24.10.07 г. АМС была выведена на околоземную орбиту высотой 205 x 50 930 км, с которой путем трех последовательных включений ДУ была переведена на траекторию полета к Луне. 05.11.07 г. АМС была успешно выведена на полярную орбиту ИСЛ высотой 212 x 8 617 км, после чего началось формирование круговой рабочей орбиты высотой 200 км.

С 20.11.07 г. по 12.05.08 г. АМС выполнила полную съемку поверхности Луны, к 01.07.08 г. была также проведена съемка полярных районов. На основании полученных данных была составлена полная стереокарта поверхности Луны.

После завершения заявленного срока работы на орбите ИСЛ – 1 год, – в связи с хорошим состоянием аппаратуры АМС было решено выполнить ряд экспериментальных работ, в том числе снижение орбиты до высоты 100 км и съемку поверхности с разрешением 65 м. 18.12.08 г. периселений орбиты был снижен до 15 км, что, вероятно, являлось отработкой элементов мягкой посадки. 20.12.08 г. АМС была возвращена на круговую орбиту высотой 100 км.

01.03.09 г. работа с АМС «Чанъэ 1» была завершена. По команде с Земли АМС была сведена с орбиты и упала на поверхность Луны в точке с координатами 1,50° ю.ш., 52,36° в.д.

6.1.3.2. АМС «Чанъэ 2»

Для постройки АМС «Чанъэ 2» был использован технологический экземпляр «Чанъэ 1», переоборудованный и дооснащенный. В частности, была установлена телекамера с более высоким разрешением, чем на АМС «Чанъэ 1», – до 7 м с высоты 100 км и до 1 м с орбиты высотой 15 км.

Размеры корпуса АМС – 2,2 x 1,72 x 2,0 м. Размах панелей солнечных батарей – 18,1 м. АМС оснащена бортовой ДУ тягой 50 кг и 12 ЖРД ориентации, объединенных в два контура.

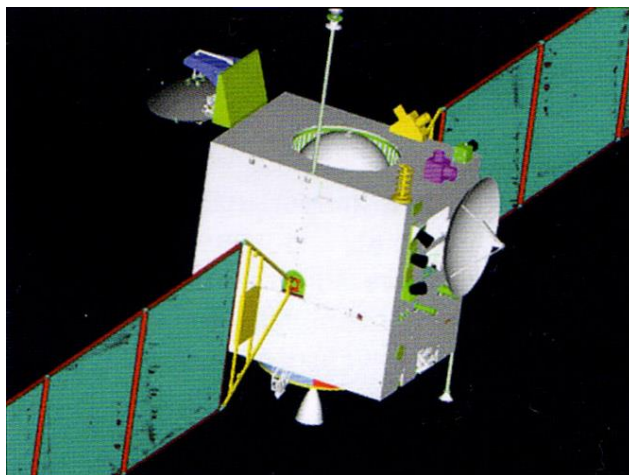


Рис. 3.115. АМС «Чанъэ 1»

Состав научной аппаратуры:

- стереокамера TDI-CCD;
- лазерный высотомер для построения детальной трехмерной карты поверхности Луны;
- гамма-спектрометр GRS;
- флуоресцентный рентгеновский спектрометр XRS;
- микроволновый радиометр MRM;
- детектор солнечных энергичных частиц HPD;
- детектор ионов солнечного ветра SWID.

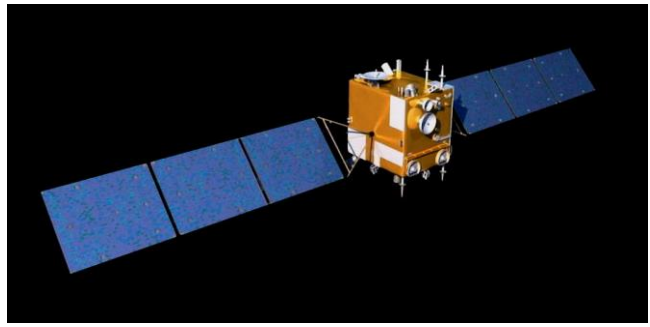


Рис. 3.116. АМС «Чанъэ 2»

Масса научных приборов – 140 кг. Стартовая масса АМС – 2 480 кг, в т.ч. 1 310 кг топлива. Расчетное время работы на орбите Луны – шесть месяцев.

АМС «Чанъэ 2» была запущена 01.10.10 г. по более быстрой траектории перелета к Луне, благодаря чему длительность перелета составила 5 суток вместо 12 суток у АМС «Чанъэ 1». АМС благополучно выполнила программу работ на орбите Луны, отсняв район предполагаемой посадки АМС следующего этапа в Океане Бурь с разрешением 1,0-1,3 м с периселения орбиты 15 x 100 км.

После завершения фотосъемки поверхности Луны были предприняты сверхплановые эксперименты с АМС «Чанъэ 2». Так, 09.06.11 г. двигательная установка АМС была снова включена, переводя АМС на траекторию полета к точке Лагранжа L2 системы Земля-Солнце (1,5 млн. км от Земли в сторону от Солнца), куда АМС «Чанъэ 2» и прибыла 25.08.11 г.

В августе 2011 г. руководители полета сообщили, что АМС «Чанъэ 2» останется в точке L2 навсегда. Однако, позднее было решено продолжить эксперименты с АМС, т.к. запас оставшегося топлива позволял это сделать. Рассматривались варианты посещения точек либрации L1 и L4, многократных пролетов около Земли и Луны, полеты к малым телам Солнечной системы. После обсуждений было решено направить АМС к астероиду Таутатис (4179 Toutatis).

Максимальный размер астероида Таутатис – 4,6 км. Он отнесен к наиболее опасным объектам Солнечной системы, т.к. периодически сближается с Землей до очень близких расстояний, а из-за возмущающих влияний Юпитера и Земли его траектория плохо поддается расчету и прогнозированию.

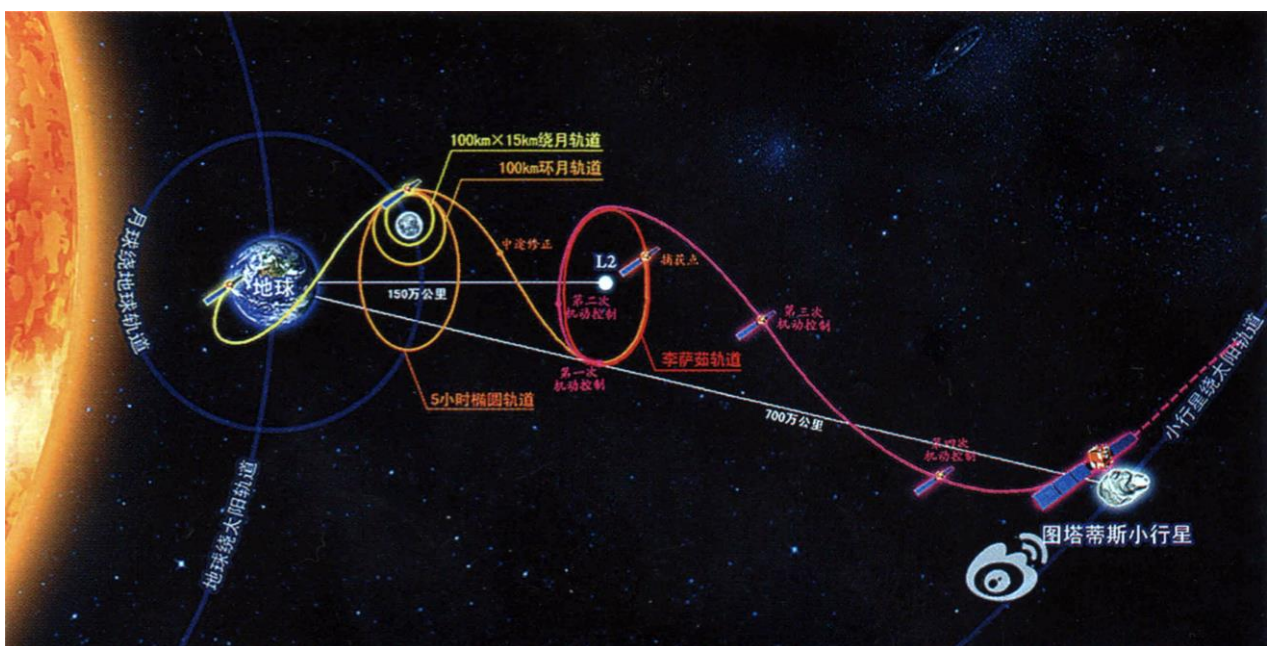


Рис. 3.117. Схема полета АМС «Чанъэ 2»
(Земля – Луна – точка L2 – астероид Таутатис)

15 апреля 2012 года АМС с помощью бортовой ДУ покинула точку Лагранжа и перешла на траекторию полета к астероиду.

13.12.12 г. АМС «Чанъэ 2» сблизились с астероидом Таутатис. Минимальное расстояние до поверхности астероида во время пролета составило, по уточненным данным, 770 ± 120^1 м, относительная скорость пролета – 10,73 км/с. В связи с тем, что высококачественная научная камера TDI-CCD не была рассчитана на съемку при такой скорости пролета, было решено использовать служебную камеру, предназначавшуюся для отслеживания раскрытия солнечных батарей после выведения АМС на траекторию полета к Луне. Эта камера может делать в секунду 5 снимков размером 1 024 x 1 024 пиксела с временем экспозиции 1/15 с. Было получено более 400 снимков, пригодных для изучения. Наилучшее разрешение на полученных снимках достигало 3 м.



Рис. 3.118. Астероид Таутатис.
Фото АМС «Чанъэ 2»

После сближения с астероидом АМС «Чанъэ 2» продолжила движение по гелиоцентрической орбите. На конец ноября 2013 года расстояние от Земли до АМС составляло более 60 млн. км. По данным телеметрии, на этот момент бортовое оборудование АМС находилось по-прежнему в рабочем состоянии.

Табл. 3.9. Полеты АМС «Чанъэ» (Этап I)

№ п/п	АМС	Масса	Этап полета	Даты	Примечание
1	Чанъэ 1	2 350	Старт	24.10.07	
			Работа на орбите ИСЛ	05.11.07-01.03.09	Полярные орбиты: 212 x 8 617 км, 200 x 200 км, 100 x 100 км, 15 x 100 км, 100 x 100 км.
			Завершение полета	01.03.09	АМС сведена с орбиты. Точка падения – 1,50° ю.ш., 52,36° в.д.
2	Чанъэ 2	2 480	Старт	01.10.10	
			Работа на орбите ИСЛ	06.10.10-09.06.11	Полярные орбиты: 119 x 8 631 км, 86 x 1 830 км, 101 x 103 км, 15 x 100 км.
			Перелет в точку L2 системы Земля-Солнце	09.06.11-25.08.11	
			Наблюдения за Солнцем из точки Лагранжа L2	25.08.11-15.04.12	
			Перелет из точки L2 к астероиду Тутатис	15.04.12-13.12.13	АМС после пролета астероида находится на гелиоцентрической орбите.

¹ Планировавшееся расстояние до поверхности астероида при пролете – 15 км. После пролета было объявлено, что наименьшее расстояние составило 3,2 км.

6.1.4. Этап II

Второй этап лунной программы Китая (ранее назывался «Чанъэ II») предусматривал доставку на Луну двух луноходов с помощью посадочных АМС «Чанъэ 3» и «Чанъэ 4». Правительство Китая одобрило второй этап программы 15.02.08 г.

6.1.4.1. АМС «Чанъэ 3»

АМС «Чанъэ 3» представляет собой платформу для осуществления мягкой посадки на Луну и доставки полезного груза. Корпус АМС выполнен в виде восьмигранной призмы, с четырьмя широкими и четырьмя узкими гранями. Размер корпуса по широким граням – 2,5 м, высота корпуса – около 1,4 м. Просвет между корпусом и грунтом составляет (на ровной поверхности) 0,83 м. Максимальный диаметр АМС – 3,65 м, высота – 3,435 м. Четырехопорное шасси АМС имеет диаметр по центрам опор 4,76 м.



Рис. 3.119. АМС «Чанъэ 3»

На нижней грани корпуса установлен посадочный ЖРД, имеющий переменную тягу от 153 кгс до 765 кгс. Блоки двигателей ориентации и стабилизации, размещенные на узких боковых гранях корпуса, включают 16 ЖРД тягой по 15,3 кгс и 8 ЖРД тягой по 1,0 кгс.

Система посадочной навигации обеспечивает посадку АМС на Луну с вертикальной скоростью не более 3,8 м/с и с горизонтальной скоростью не более 1,0 м/с. Отклонение продольной оси АМС от местной вертикали при касании не более 3°.

АМС «Чанъэ 3» впервые в мире оснащена системой автоматического анализа рельефа в зоне посадки и уклонения от препятствий. При спуске АМС зависает на высоте около 100 м, и лазерная сканирующая система за 0,25 с выполняет замеры расстояний до 200 000 точек лунной поверхности в поле зрения 30°x30° с точностью лучше 5 см. По полученным данным бортовой компьютер строит трехмерную модель поверхности и определяет место для безопасной посадки, исключая зоны с уклоном более 8° и места с наличием камней крупнее 20 см.

Основной полезной нагрузкой АМС «Чанъэ 3» являлся луноход «Юйту» с аппаратами для его схода на грунт. Луноход в перелетном состоянии закреплен на боковой грани корпуса АМС. Кроме того, на борту АМС было установлено следующее оборудование:

- десантная телекамера LCAM, предназначенная для обеспечения посадки. Выполняет съемку на высотах от 4 км до 4 м с частотой до 10 кадров в секунду на матрицу 1024 x 1024 пикс. При посадке было получено 4 673 снимка;
- топографическая камера TCAM для детальной съемки района посадки. Позволяет выполнять съемку в пределах 340° по азимуту и 120° по высоте с качеством 4 Мпикс. Может выполнять видеосъемку с частотой 10 кадров в секунду. За первый лунный день камерой было передано 342 снимка;
- LUT – лунный ультрафиолетовый телескоп для астрономических наблюдений в ультрафиолетовом диапазоне;
- EUV – камера крайнего ультрафиолетового диапазона для наблюдений за ионосферой и плазмосферой Земли;
- ловушка для накопления лунной пыли и изучения ее свойств.

Стартовая масса АМС «Чанъэ 3» составила 3 780 кг, в том числе около 2 500 кг – запас топлива, 200 кг – масса полезного груза. Запуск АМС производился ракетой-носителем CZ-3В.

По состоянию на 2007 год сроком запуска «Чанъэ 3» назывался 2012 г., к 2010 году этот срок сместился на 2013 г. Фактически запуск АМС «Чанъэ 3» с луноходом «Юйту» произведен 01.12.13 г.

АМС вышла на окололунную орбиту 06.12.13 г. Посадка на Луну выполнена 14.12.13 г. Координаты посадки: 44,1214° с.ш. 19,5117° з.д., в 395 км от места посадки советской АМС «Луна-17», доставившей на Луну в ноябре 1970 года «Луноход-1».

После схода на грунт доставленного лунохода «Юйту» аппаратура посадочной ступени АМС «Чанъэ 3» продолжала сбор информации и передачу ее на Землю. Радиокомплекс посадочной ступени выполнял функции транслятора для лунохода «Юйту». Топографическая камера вышла из строя в результате воздействия низких температур во время первой лунной ночи. Остальная аппаратура продолжала исправно работать, как минимум, до октября 2014 года.

6.1.4.1.1. Луноход «Юйту»

Автоматическая лунная станция «Юйту» («Нефритовый заяц») была доставлена на Луну 14.12.13 г. посадочной АМС «Чанъэ 3».

Корпус лунохода выполнен в виде параллелепипеда, нижняя половина которого занята служебной аппаратурой, а в верхнюю убирается на ночь штанга с телекамерами. В верхнем отсеке установлены также звездные датчики, а на боковых ребрах корпуса закреплены откидывающиеся панели солнечных батарей, которые закрывают на ночь корпус с убранной мачтой с телекамерами. На мачте закреплены навигационная и панорамной стереокамеры, остронаправленная и три всенаправленные антенны, работающие в разных диапазонах. На передней панели корпуса установлены две телекамеры обнаружения препятствий, лазерная матрица подсветки пути и некоторые другие приборы. В нижней части передней панели находится узел крепления манипулятора, несущего датчик рентгеновского спектрометра.

Длина «Юйту» 1,5 м ширина без учета солнечных батарей – 1 м, высота с мачтой и телекамерами – 1,1 м. Луноход имеет шестиколесное шасси, диаметр колес – 30 см, ширина обода – 15 см.

Масса лунохода – 140 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры около 20 кг. Предполагалось, что луноход сможет преодолеть путь около 10 км, удаляясь от посадочной ступени на расстояние не более 3 км. Луноход оснащен компьютером с системой автоматического обхода препятствий. Движение выполняется со скоростью 200 м/ч «шагами» по 7 м. Расчетный срок работы АЛС – от 3 до 12 месяцев.

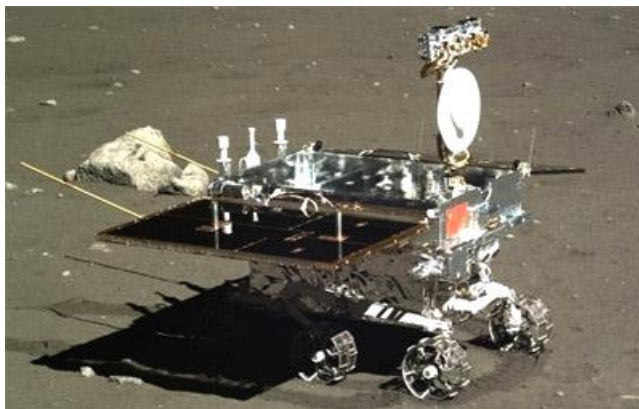


Рис. 3.120. Луноход «Юйту»

В состав научного оборудования АЛС «Юйту» входят:

- РСАМ - две панорамных камеры с возможностью съемки в пределах 360° по азимуту и 90° по высоте и фокусированием от 3 м до бесконечности. Размер кадра 2 352 x 1 728 пикс. Панорамными камерами к июню 2014 года было сделано 698 снимков;
- GPM – подповерхностный радар для зондирования лунной коры;
- VNIS - видовой инфракрасный спектрометр для регистрации спектра лунных пород и определения их минерального состава;
- APXS - альфа-рентгеновский спектрометр для определения элементного состава образцов грунта. Датчик спектрометра расположен на манипуляторе.

Энергопитание аппаратуры обеспечивается двумя панелями солнечных батарей и двумя радиоизотопными источниками энергии российского производства мощностью по 120 Вт. Тепло, выделяемое радиоизотопными источниками, используется в системе терморегулирования для сохранения работоспособности аппаратуры лунной ночью.

Пройдя за первый лунный день 115 м, «Юйту» приготовился к «ночевке» расчетным образом. После первой ночи, длившейся с 26.12.13 г. по 11.01.14 г., «пробуждение» лунохода произошло нормально, но, как позже выяснилось, возникли проблемы с управлением механизмами. В результате, за второй лунный день «Юйту» прошел всего около 40 м. В конце второго лунного

дня не удалось сложить мачту с телекамерами и закрыть верхний отсек корпуса. Позже было сообщено, что возникла неисправность в ходовой части, из-за чего луноход не только потерял возможность продолжать движение, но и не смог принять положение, необходимое для обеспечения нужного температурного режима во время лунной ночи. В результате после 15.01.14 г., «Юйту» потерял возможность двигаться и продолжал работу, как стационарная АЛС.

03.08.16 г. было сообщено, что работа с луноходом «Юйту» прекращена.

6.1.4.2. АМС «Цюэцяо»

21.05.2018 г., за полгода до планируемого запуска АМС «Чанъэ 4», которая должна была совершить посадку на невидимой стороне Луны, Китай произвел запуск к Луне АМС-ретранслятора «Цюэцяо» («Queqiao»; в переводе с китайского «Сорочий мост»). На этапе разработки АМС имела название «Chang'e 4 Relay» («Чанъэ 4 Рилэй»). Задачей АМС является обеспечение двусторонней связи «Чанъэ 4» и доставленного ей лунохода с наземной станцией управления.

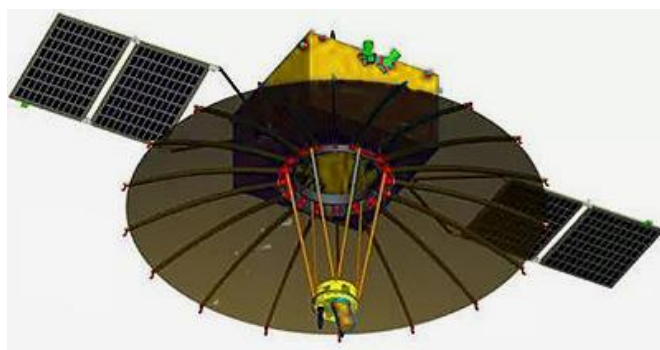


Рис. 3.121. АМС «Цюэцяо»

Как и первые китайские лунные АМС, «Цюэцяо» создана на базе связного ИСЗ

DFH-3 (CAST100). Кроме ретрансляционного оборудования, на АМС установлены некоторые научные приборы. Энергопитание бортового оборудования обеспечивают две панели солнечных батарей.

Корпус АМС имеет форму прямоугольной призмы со сторонами 1,4 x 1,4 x 0,85 м. Двигательная установка состоит из четырех маршевых ЖРД тягой по 2 кгс и 12 ЖРД ориентации и стабилизации тягой по 0,5 кгс. Все ЖРД работают на однокомпонентном топливе – гидразине. Запас гидразина составляет 100 кг и обеспечивает приращение характеристической скорости более 500 м/с.

Масса АМС «Цюэцяо» – 448 кг. Запуск произведен ракетой-носителем CZ-4С.

АМС обогнула Луну и 14.06.2018 г. вышла на гало-орбиту вокруг точки либрации L2 системы Земля-Луна¹. Радиус орбиты составляет около 13 000 км. Параметры гало-орбиты выбраны таким образом, что место посадки АМС «Чанъэ 4» и почти все невидимая сторона Луны будут в поле зрения «Цюэцяо», и в то же время АМС будет видна с Земли. В связи с неустойчивостью такой гало-орбиты каждые 7 дней должна выполняться коррекция траектории АМС.

В дальнейшем АМС-ретранслятор будет обеспечивать связь с другими АМС, доставленными на невидимую сторону Луны. Расчетный срок работы АМС – не менее пяти лет.

6.1.4.3. АМС «Лунцзян»

В качестве попутной нагрузки совместно с АМС «Цюэцяо» к Луне отправлены две однотипных малых АМС: «Лунцзян-1» и «Лунцзян-2» («Longjiang» – «Драконья река»), называвшиеся в процессе разработки «DSLWP 1» и «DSLWP 2» (а также «DSLWP A» и «DSLWP B»), соответственно. Задачей этих АМС являются астрономические наблюдения в диапазоне сверхдлинных радиоволн.

АМС имеют трехосную стабилизацию, обеспечиваемую с помощью четырех однокомпонентных ЖРД тягой по 0,02 кгс. Для коррекции траектории и торможения при выходе на окололунную орбиту каждая АМС имеет по четыре ЖРД тягой по 0,5 кгс. Энергопитание обеспечивает неподвижно закрепленная солнечная батарея. АМС «Лунцзян» разработаны Харбинским технологическим институтом.

Масса каждой АМС – 47 кг, размеры около 50 x 50 x 40 см. Расчетная орбита 200 x 9 000 км.

¹ Точка L2 находится на расстоянии 65 000 км над невидимой стороной Луны.

Фактически на окололунную орбиту удалось вывести только АМС «Лунцзян-2». Высота орбиты составила 350 x 13 800 км. АМС «Лунцзян-1» из-за проблем в бортовом оборудовании не смогла выдать тормозной импульс и пролетела мимо Луны.

31.07.2018 года АМС «Лунцзян-2» упала на поверхность Луны внутри кратера Ван Гент в точке с координатами 16,6956° с.ш., 159,517° в.д. Точка падения была определена по снимкам с американской АМС «LRO», на которых в рассчитанном районе был обнаружен новый кратер размером 4x5 м.

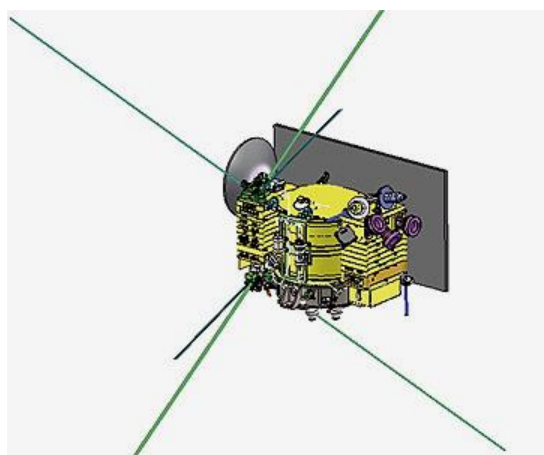


Рис. 3.122. АМС «Лунцзян»

6.1.4.4. АМС «Чанъэ 4»

После успешной доставки на Луну АЛС «Юйту» автоматической станцией «Чанъэ 3», руководители китайской космической программы заявили, что Этап II программы «Чанъэ» успешно завершен, и необходимость запуска АМС «Чанъэ 4» для доставки следующего лунохода отпала. Изготовленная АМС «Чанъэ 4» должна будет использоваться для отработки ключевых технологий доставки лунного грунта в интересах Этапа III программы «Чанъэ».

Однако, после неудачной работы лунохода «Юйту» было решено повторить доставку лунохода в конце 2015 – начале 2016 года. Позднее срок сместился на конец 2018 года. На этот раз задача была усложнена: АМС «Чанъэ 4» должна была доставить луноход на невидимую сторону Луны. Местом посадки был выбран кратер Карман диаметром 186 км. Центр кратера имеет координаты 44.8° ю.ш., 175.9° в.д.

Конструктивно АМС «Чанъэ 4» и луноход «Юйту-2», доставленный АМС на Луну, аналогичны АМС «Чанъэ 3» и луноходу «Юйту», за исключением внесенных усовершенствований. АМС и луноход имеют в составе оборудования радиоизотопные источники энергии, которые кроме выработки электроэнергии обеспечивают поддержание температурного режима оборудования во время лунной ночи, когда температура падает до минус 190°C.

В состав научного оборудования АМС входят:

- десантная камера LCAM с полем зрения 45x45° и матрицей 1 024x1 024 пикс.;
- топографическая камера TCAM с полем зрения 22,9x16,9° и матрицей 2 352x1 728 пикс.;
- низкочастотный спектрометр LFS;
- детектор нейтронов и дозиметр LND;
- спектрометр линейной передачи энергии LET;
- мини-биосфера – в контейнере объемом 0,8 л находятся семена хлопка, картофеля, рапса и арабидопсиса, а также грунт, воздух, вода и питательный раствор.

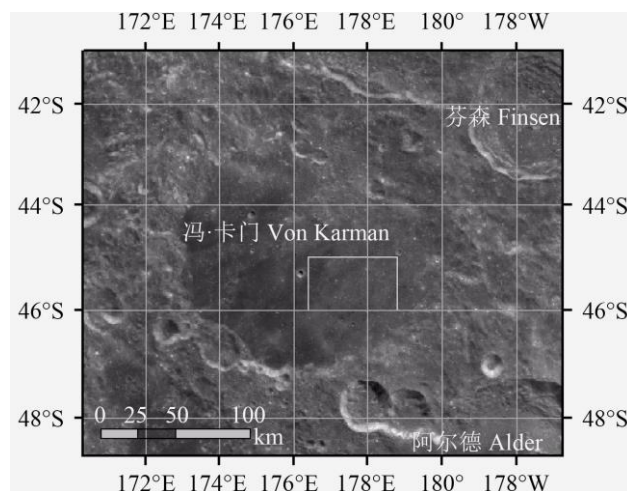


Рис. 3.123. Зона посадки АМС «Чанъэ 4»

Маршевый ЖРД имеет регулируемую тягу в пределах от 153 кг до 765 кг. Стартовая масса АМС 3 780 кг, в т.ч. около 2 500 кг топлива. Высота АМС 2,2 м, с луноходом – 3,4 м. Диаметр окружности, проходящей по центрам опор посадочного шасси – 4,8 м.

Запуск АМС «Чанъэ 4» ракетой-носителем CZ-3В состоялся 07.12.2018 г.

12.12.2018 г. АМС вышла на окололунную орбиту с высотой 100 x 400 км. Вскоре АМС была переведена на круговую орбиту высотой 100 км. 03.01.2019 г. АМС «Чанъэ 4» успешно совершила мягкую посадку в заданном районе. Координаты посадки: 45,45647° ю.ш. 177,58859° в.д. Вскоре после посадки АМС луноход «Юйту-2» съехал по направляющим на лунную поверхность и приступил к выполнению научной программы.

Также 03.01.2019 г. в мини-биосфере был начат эксперимент по проращиванию семян – была подана вода в грунт с семенами. Наблюдение за семенами велось в течение всего лунного дня. 07.01.2019 г. был обнаружен один росток хлопка. В контрольном эксперименте на Земле проросло только одно семя рапса. Предположительно, были использованы некачественные семена.

6.1.4.4.1. Луноход «Юйту-2»

Луноход «Юйту-2» аналогичен своему предшественнику – луноходу «Юйту», который был доставлен на Луну с помощью АМС «Чанъэ-3» в декабре 2013 года. Отличие заключается в конструктивных усовершенствованиях, а также в замене альфа-протонного спектрометра APXS на малый анализатор нейтральных атомов ASAN.

Масса лунохода – 140 кг, длина 1,5 м, ширина 1,0 м, высота 1,1 м (с мачтой и телекамерами).

К середине августа 2019 года «Юйту-2» прошел 271 м. На 04.11.2019 года – конец 11-го лунного дня пребывания на обратной стороне Луны, – луноход прошел почти 319 м, удалившись от АМС «Чанъэ-3» на 218 м. После 23-го лунного дня пребывания на Луне (на 23.10.2020 г.) общий пройденный путь луноходом «Юйту-2» составил 566 м.



Рис. 3.124. АМС «Чанъэ 4»

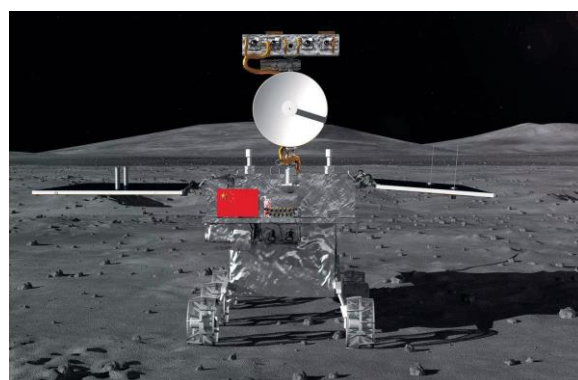


Рис. 3.125. Луноход «Юйту-2»

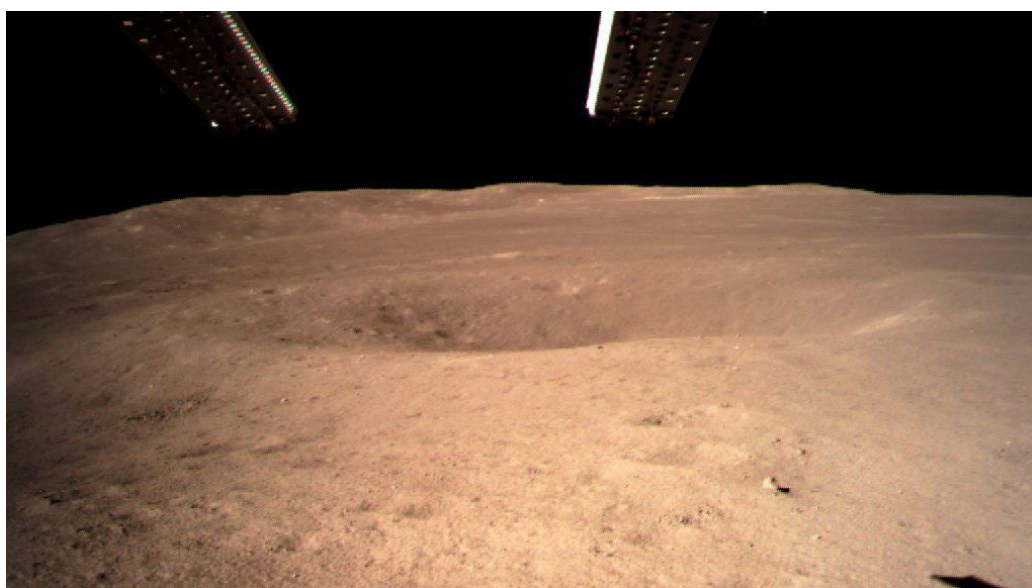


Рис. 3.126. Поверхность Луны.
Фото АМС «Чанъэ 4»

Табл. 3.10. Полеты АМС «Чаньэ» (Этап II)

№ п/п	АМС	Масса	Этап полета	Даты	Примечание
3	Чаньэ 3/ Юйту	3 780	Старт	01.12.13	Промежуточная орбита: 210 x 369 100 км, 28,5 град.
			Выход на орбиту ИСЛ	06.12.13	Полярная орбита: 100 x 100 км, 15 x 100 км.
			Посадка на поверхность Луны	14.12.13	Координаты места посадки: 44,1214° с.ш. 19,5116° з.д.
	Юйту	140	Сход лунохода «Юйту» на поверхность Луны	16.12.13	
			Работа на поверхности Луны	16.12.13- 17.12.13, 20.12.13- 26.12.13	Первый лунный день. С 17.12.13 г. по 20.12.13 г. работа лунохода была приостановлена в связи с опасностью перегрева.
				15.01.14	Потеря подвижности лунохода.
				03.08.16-	Прекращение работы с луноходом.
4	Цюэцяо	425	Старт	21.05.18	
			Выход на гало-орбиту около точки L2	14.06.18	
	Лунцзян-1	47	Старт	21.05.18	
			Пролет мимо Луны	26.05.18	Не включилась тормозная ДУ.
	Лунцзян-2	47	Старт	21.05.18	
			Выход на орбиту ИСЛ	26.05.18	Параметры орбиты: 350 x 13 700 км.
			Падение на Луну.	31.07.18	Падение на поверхность Луны в точке с координатами 16,6956° с.ш., 159,517° в.д.
5	Чаньэ 4/ Юйту-2		Старт	07.12.18	
			Выход на орбиту ИСЛ	12.12.18	Полярная орбита: 100 x 100 км, 15 x 100 км.
			Посадка на поверхность Луны	03.01.18	Координаты места посадки: 45,47084° ю.ш. 177,60563° в.д.
	Юйту-2		Сход лунохода «Юйту» на поверхность Луны	03.01.18	
			Работа на поверхности Луны	03.01.18	Начало работы лунохода «Юйту».
					Прекращение работы с луноходом.

6.1.5. Этап III

На третьем этапе лунной программы создавалась АМС для доставки на Землю образцов лунного грунта. По состоянию на начало 2014 года в рамках третьего этапа планировалось изготовить три АМС:

- «Чанъэ 5 Т1» – для отработки возвращения ВА после облета Луны, срок запуска – 2014 год.
- «Чанъэ 5» – основная АМС для доставки лунного грунта, 2017 год;
- «Чанъэ 6» – резервная АМС для доставки лунного грунта, 2019 год.

6.1.5.1. АМС «СЕ-5Т1»

Для отработки техники управления КА, возвращающегося на Землю со 2-й космической скоростью был создан КА «Чанъэ 5 Т1» («Чанъэ 5» Технологический №1), состоящий из перелетного блока и возвращаемого аппарата АМС «Чанъэ 5». КА также кратко обозначался как «СЕ-5Т1» – от английского написания «Chang'E 5 Test 1». Неофициально этой АМС было дано наименование «Сяофэй».

Перелетный блок (ПБ) разработан на базе АМС «Чанъэ 2». Размеры блока 2,2 x 1,72 x 2,0 м. К перелетному блоку с двух сторон прикреплены трехсекционные панели солнечных батарей, имеющие размах 18,1 м и суммарную площадь 46,7 м².

АМС оснащена бортовой ДУ тягой 50 кгс и 12 ЖРД системы ориентации.

На верхней грани ПБ закреплен возвращаемый аппарат (ВА), имеющий форму «фары», аналогичную форме СА КК «Шеньчжоу», но меньших размеров (высота 1,25 м, максимальный диаметр 1,26 м). Масса ВА – 330 кг.

Масса ПБ без ВА составляет около 2,2 т, в т.ч. 1,065 т – масса топлива. Полная стартовая масса АМС – около 2,52 т. Запуск АМС «СЕ-5Т1» производился ракетой-носителем CZ-3C/E.

Запуск АМС «СЕ-5Т1» был осуществлен 23.10.14 г. АМС облетела Луну на минимальном расстоянии 12 000 км от поверхности и вернулась к Земле. Перед приближением к Земле ВА был отделен, выполнил управляемый спуск в атмосфере с двойным погружением и парашютную посадку в заданном районе Китая. Схема полета показана на рис. 3.128.

АМС «СЕ-5Т1» после отделения ВА вышла на эллиптическую орбиту высотой 600 x 540 000 км. С помощью двух коррекций траектории АМС была выведена к точке либрации L2 системы Земля-Луна, которой она достигла 27.11.14 г. АМС совершила три витка



Рис. 3.127. АМС «СЕ-5Т1»

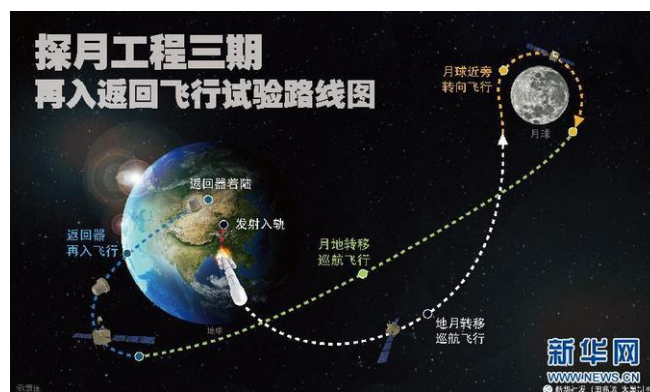


Рис. 3.128 Схема полета АМС «СЕ-5Т1»



Рис. 3.129. Возвращаемый аппарат АМС «СЕ-5Т1»

вокруг точки L2 и 04.01.15 г. была направлена к Луне, где 11.01.15 г. вышла на селеноцентрическую эллиптическую орбиту. Выполнив три коррекции, АМС «СЕ-5Т1» к 13.01.15 г. вышла на круговую окололунную орбиту высотой около 200 км и с периодом обращения 127 минут.

В период с 3 по 7 марта 2015 года АМС «СЕ-5Т1» выполнила серию маневров, имитирующую встречу орбитального аппарата «Чанъэ 5» со взлетной ступенью, несущей образцы лунного грунта. На первом этапе АМС была переведена на эллиптическую орбиту 18 x 180 км, а на втором этапе имитировала полет взлетной ступени, начиная с высоты 18 км над Луной. АМС «СЕ-5Т1» совершала необходимые развороты и маневры, имитируя захват орбитального модуля и полет к точке встречи и стыковки на орбите.

Табл. 3.11. Полет АМС «Сяофэй СЕ-5Т1» (Этап III)

№ п/п	АМС	Масса	Этап полета	Даты	Примечание
6	СЕ-5Т1 (ПБ+ВА)	2 520	Старт	23.10.14	
			Облет Луны	28.10.14	Минимальная высота – 12 000 км.
			Посадка ВА	01.11.14	ВА совершил управляемый спуск и посадку в заданном районе.
	СЕ-5Т1 (ПБ)	2 200	Выход перелетного блока на орбиту около точки L2	27.11.14	
			Уход перелетного блока из точки L2	04.01.15	
			Выход перелетного блока на окололунную орбиту	11.01.15-13.01.15	200 x 5 300 км, 200 x 200 км, 43,7 град.
			Имитация маневров посадочной ступени АМС «Чанъэ 5»	06.02.15-07.02.15	200 x 200 км, 15 x 200 км, 200 x 200 км
			Имитация маневров взлетной ступени АМС «Чанъэ 5»	03.03.15-07.03.15	200 x 200 км, 18 x 200 км, 200 x 200 км
			Телесъемка поверхности Луны с высоким разрешением	28.05.15-	
			Завершение работы с ПБ		

6.1.5.2. Проект АМС «Чанъэ 5» 2007 г.

На ранней стадии проектирования предполагалось создать АМС, аналогичную советским АМС типа Е8-5 («Луна-16» и др.). АМС должна была состоять из посадочного модуля и взлетной ракеты с небольшим возвращаемым аппаратом конической формы.

Ориентировочная проектная масса АМС – 1,3 т.

Макет АМС был показан на одной из выставок в 2007 году (рис. 3.130).



Рис. 3.130. АМС «Чанъэ 5» (проект 2007 г.)

6.1.5.3. АМС «Чанъэ 5»

В 2013 году был опубликован новый проект АМС «Чанъэ 5». АМС состоит из двух комплексов: перелетного и лунного. Каждый из комплексов, в свою очередь, образован двумя блоками: перелетный комплекс (ПК) состоит из служебного модуля (СМ) и возвращаемого аппарата (ВА), лунный комплекс (ЛК) – из посадочной (ПС) и взлетной ступеней (ВС).

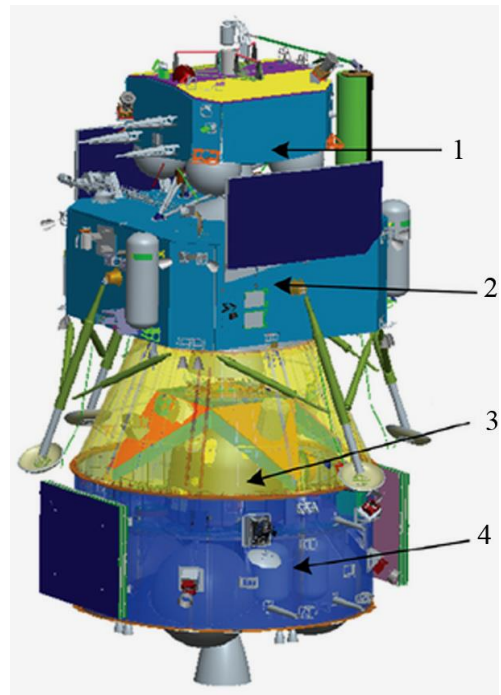
Перелетный комплекс соединен с посадочной ступенью лунного комплекса через переходник конической формы, который отбрасывается после разделения комплексов на орбите ИСЛ. Служебный модуль перелетного комплекса имеет форму плоского цилиндра диаметром 3,1 м. На корпусе СМ размещены две раскрываемые панели солнечных батарей. Внутри СМ расположены четыре топливных бака, а по центру установлен маршевый ЖРД тягой около 306 кгс.

Посадочная ступень ЛК «Чанъэ 5» практически идентична посадочной ступени АМС «Чанъэ 3». Корпус имеет форму восьмигранной призмы и оснащен четырехопорным шасси. На двух противоположных гранях закреплены панели солнечных батарей. Топливные компоненты находятся в четырех сферических баках. ЖРД посадочной ступени имеет регулируемую тягу в пределах от 153 до 765 кгс. На верхней поверхности посадочной ступени закреплены взлетная ступень и манипулятор для забора грунта. Масса заправленной ступени составляет 3,8 т, в том числе масса топлива – 2,8 т.

ВС имеет конструкцию, аналогичную посадочной ступени, но меньших размеров. ЖРД взлетной ступени имеет тягу 306 кгс, топливо для него размещено в четырех сферических баках. Старт взлетной ступени выполняется следующим образом: пружинный толкатель подбрасывает ступень вверх, после чего включается ЖРД взлетной ступени. Такая схема выбрана для того, чтобы при включении ЖРД ВС свести к минимуму повреждения посадочной ступени, которая должна продолжать научные наблюдения на поверхности Луны и передачу информации на Землю. Масса взлетной ступени 509 кг.

ВА имеет форму «фары», аналогичную форме СА КК «Шеньчжоу». Высота ВА 1,24 м, наибольший диаметр 1,26 м. Масса около 300 кг. Посадка ВА выполняется на однокупольном парашюте.

В задачи СМ перелетного комплекса входит обеспечение перелета с промежуточной орбиты ИСЗ к Луне и выхода АМС на окололунную орбиту. На окололунной орбите происходит отделение от АМС лунного комплекса, который с помощью ДУ посадочной ступени выполняет мягкую посадку в заданной точке лунной поверхности. На посадочной ступени размещено оборудование для бурения грунта и забора образцов. Извлеченный грунт загружается в контейнер взлетной ступени. После завершения операций по забору грунта взлетная ступень выполняет старт и выход на орбиту ИСЛ, где сближается с перелетным комплексом. Взлетная ступень пристыковывается к ВА, после чего контейнер с грунтом перемещается в возвращаемый аппарат, а взлетная ступень отбрасывается. Вновь включается ДУ служебного модуля, переводя перелетный комплекс



- 1 – взлетная ступень
- 2 – посадочная ступень
- 3 – возвращаемый аппарат
- 4 – служебный модуль

Рис. 3.131. АМС «Чанъэ 5»



Рис. 3.132. Лунный комплекс АМС «Чанъэ 5»

на траекторию полета к Земле. Перед входом в атмосферу ВА отделяется от СМ, выполняет управляемый спуск с двойным погружением в атмосферу и посадку на парашюте на территории Китая.

Стартовая масса АМС «Чанъэ 5» составляет около 8,25 т.

Запуск АМС «Чанъэ 5» был осуществлен 23.11.2020 года (24.11.2020 года по пекинскому времени). Для запуска использовалась РН CZ-5В. Задержка на три года от начального плана была вызвана необходимостью доработки РН SZ-5 после аварии 02.07.2017 года. АМС успешно выполнила выход на орбиту ИСЛ, прилунение посадочной ступени, бурение и забор грунта с поверхности, старт взлетной ступени, сближение и стыковку с перелетным комплексом, перегрузку грунта в возвращаемый аппарат. После этого взлетная ступень была отстыкована и включением ДУ сброшена на поверхность Луны, а перелетный комплекс стартовал к Земле.

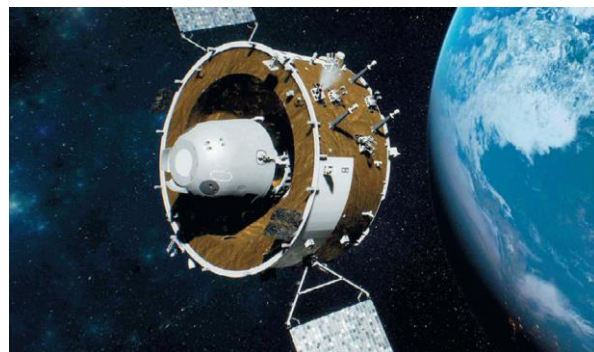


Рис. 3.133. Перелетный комплекс АМС «Чанъэ 5»

Возвращаемый аппарат успешно приземлился 16.12.2020 в заданном районе Китая, доставив 1 731 грамм лунного грунта. СМ перелетного комплекса АМС «Чанъэ 5» после пролета около Земли направлен на гало-орбиту около точки либрации L1 системы Солнце Земля.

Ход полета АМС показан в табл. 3.11.

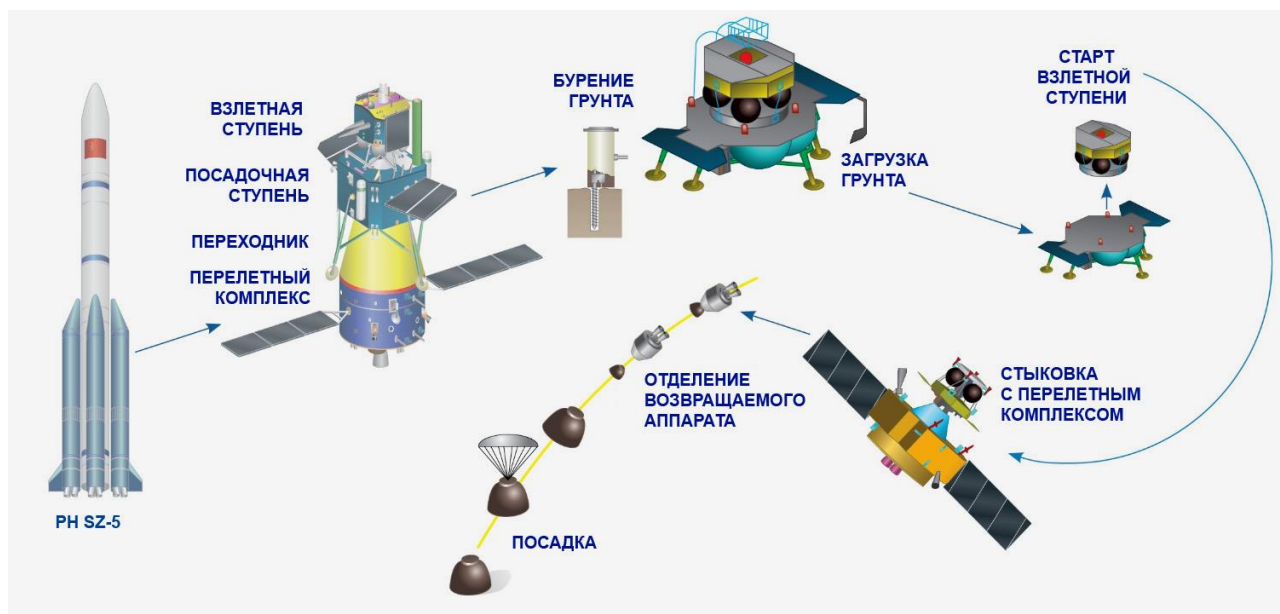


Рис. 3.134. Схема полета АМС «Чанъэ 5»

Табл. 3.12. Полет АМС «Чанъэ-5» (Этап III)

№ п/п	АМС	Масса	Этап полета	Даты	Примечание
7	Чанъэ 5	8 250	Старт	23.11.20	
			Выход АМС на орбиту ИСЛ	28.11.20	
		3 800	Отделение ЛК	29.11.20	Посадка произведена в точке с координатами 43°03'27" с.ш. 51°54'58" з.д.
			Посадка на Луну	01.12.20	
		509	Старт взлетной ступени	03.12.20	
			Стыковка ВС и ПК на орбите ИСЛ	06.12.20	
			Отстыковка ВС от ПК	06.12.20	
			Падение ВС на Луну	08.12.20	Включение ЖРД для торможения и падения ступени на Луну по команде с Земли.
		ПК	Отлет к Земле	13.12.20	
		ВА	Посадка ВА	16.12.20	Доставлено 1 731 г лунного грунта.
		СМ	Переход к точке либрации L1 системы Солнце-Земля	16.12.20-15.03.21	
		СМ	АМС уведена из точки L1.	07.09.21	

6.1.6. ДАЛЬНЕЙШИЕ ЛУННЫЕ ПЛАНЫ

6.1.6.1. Планы 2016 года

По состоянию на начало 2016 года планы Китая по запуску лунных АМС выглядели следующим образом:

- 2017 г. – «Чанъэ-5», доставка лунного грунта (реализовано в 2020 году);
- 2018 г. – «Чанъэ-4», доставка лунохода на невидимую сторону Луны (реализовано в 2018 году);
- 2020 г. – «Чанъэ-6», доставка лунного грунта (дублер АМС «Чанъэ-5», запуск по необходимости);
- 2023 г. – доставка лунного грунта с невидимой стороны Луны;
- 2025 г. – доставка лунохода в район южного полюса Луны;
- 2027 г. – посадка АМС в районе северного полюса Луны.

Из этой программы вовремя был реализован только полет АМС «Чанъэ-4» с доставкой лунохода «Юйту-2» на обратную сторону Луны. Задержка запуска АМС «Чанъэ-5» для доставки лунного грунта объяснялась проблемами с отработкой тяжелой РН CZ-5.

6.1.6.2. Планы 2019 года

В начале 2019 года заместитель директора Китайской национальной космической администрации CNSA У Яньхуа огласил планы дальнейших исследований Луны, которые выглядели следующим образом:

- конец 2019 г. – «Чанъэ-5», доставка 2 кг лунного грунта из Океана Бурь (выполнено в 2020 году);
- 2023 г. – «Чанъэ-7», доставка лунохода в район южного полюса Луны;
- 2024 г. – «Чанъэ-6», доставка лунного грунта из южной полярной области Луны;
- 2027 г. – «Чанъэ-8», тестирование ключевых технологий для создания лунной базы.

6.1.7. ПРОЕКТ «LUNANET»

Проект был предложен в 2016 году университетом Циньхуа. Цель проекта – создание сети лунных посадочных АМС для изучения свойств лунного грунта и окружения в обширных районах лунной поверхности.

Проект предусматривал создание двух АМС: носителя посадочных зондов и спутника-ретранслятора. Вероятность реализации проекта «LunaNet» не ясна.

6.1.7.1. Носитель посадочных зондов «LunaNet»

АМС должна быть выведена на окололунную полярную орбиту. АМС комплектуется 16 посадочными зондами, которые будут сбрасываться по трассе полета АМС в двух взаимно перпендикулярных плоскостях (поворот орбиты произойдет за счет вращения Луны при движении вокруг Земли).

Посадочные зонды будут использовать для мягкой посадки надувные амортизаторы, рассчитанные на скорость падения 12-22 м/с. На зондах будет устанавливаться оборудование:

- телекамера;
- датчики температуры;
- регистраторы космического излучения;
- пенетрометр;
- магнитометр;
- другие научные инструменты.

Масса одного посадочного зонда – 28 кг.

6.1.7.2. Ретранслятор «LunaNet»

АМС-ретранслятор должна быть выведена на сильно вытянутую эллиптическую орбиту с перигеем 6 000 км, расположенным над видимой стороной Луны. АМС будет получать информацию от посадочных зондов и орбитальной АМС (носитель посадочных зондов) и ретранслировать ее на Землю.

6.2. Межпланетные планы Китая

6.2.1. ПРОГРАММА МЕЖПЛАНЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ 2014 ГОДА

В 2014 году Китайская академия наук опубликовала программу межпланетных исследований китайскими АМС до 2030 года. Программа состояла из трех этапов.

Первый этап (2017-2018 годы):

- запуск АМС к одному из астероидов, сближающихся с Землей, и посадка на него (2017);
- запуск АМС на орбиту спутника Марса для глобального дистанционного зондирования (2018);
- доставка небольшого самоходного аппарата на Марс (2018).

Второй этап (2021-2024 годы):

- запуск АМС на орбиту спутника Венеры для глобального дистанционного зондирования (2021);
- доставка на Марс большого марсохода (2023);
- выведение АМС на полярную гелиоцентрическую орбиту (2024);
- АМС для доставки грунта с Цереры (2024).

Третий этап (2025-2028 годы):

- запуск АМС к Юпитеру для изучения Европы (2025);
- запуск нескольких АМС для панорамного наблюдения за солнечными вспышками (2027);
- доставка грунта с Марса (2028).

6.2.2. ИЗУЧЕНИЕ МАРСА

6.2.2.1. Проект «Инхо-1»

«Инхо-1» («Светлячок-1») – китайская АМС, предназначавшаяся для изучения Марса с орбиты ИСМ. Разработчик – НИИ № 509 Шанхайского аэрокосмического бюро.

Основные научные задачи, возлагавшиеся на АМС:

- разведка космической среды на орбите спутника Марса;
- исследование механизма исчезновения поверхностных вод Марса;
- выявление особенностей эволюции планет земной группы.

Научная аппаратура на борту АМС включала:

- анализатор электронов;
- два анализатора ионов;
- масс-спектрометр;
- индукционный магнитометр;
- двухчастотный приемник для экспериментов по просвечиванию атмосферы;
- узкоугольная CMOS-камера с полем зрения $20 \times 38^\circ$ и минимальным разрешением 200 м;
- широкоугольная CMOS-камера общего назначения.

Предполагалось выполнить запуск АМС «Инхо-1» на одной РН вместе с российской АМС «Фобос-Грунт»¹. АМС «Инхо-1» должна была находиться «в качестве пассажира» в течение всего перелета и отделиться от АМС «Фобос-Грунт» после выхода на околомарсианскую орбиту с минимальной высотой 400-800 км, максимальной высотой 74 000-80 000 км и наклоном 5 град.

Размеры АМС «Инхо-1» составляли 75 x 75 x 60 см, масса 115 кг. Размах панелей солнечных батарей – 6,85 м. АМС имела трехосную систему ориентации с жидкостными микродвигателями. Расчетный срок работы АМС составлял – два года, включая время полета до Марса и год работы на орбите ИСМ.

Запуск планировался на 2009 год, но был отложен на 2011 год из-за неготовности российской АМС.

08.11.11 г. запуск АМС «Фобос-Грунт» с АМС «Инхо-1» был произведен, но из-за отказа бортовых систем АМС «Фобос-Грунт» не смогла выдать разгонный импульс и осталась на орбите ИСЗ. Полет завершился 15.01.12 г. разрушением АМС в атмосфере и падением обломков в Тихий океан.



Рис. 3.135. АМС «Инхо-1»



Рис. 3.136. АМС «Инхо-1» в составе АМС «Фобос-Грунт»

¹ См. том 1, часть 3, п.5.12.6.

6.2.2.2. АМС «Хосин-1» («Тяньвэнь-1»)

В январе 2016 года Госсовет КНР утвердил план создания марсианского автоматического комплекса «Хосин-1» (Huoxing-1) и запуск его к Марсу в 2020 году. Комплекс включает орбитальную АМС и посадочный аппарат с марсоходом.

В апреле 2020 года программе межпланетных исследований было присвоено название «Тяньвэнь»¹. («Tianwen»). Запуск АМС, получившей в связи с этим обозначение «Тяньвэнь-1», был произведен 23.07.2020 года с космодрома Вэньчан с помощью РН CZ-5В.

На орбитальной АМС установлены следующие приборы:

- камера среднего разрешения (менее 100 м с высоты 400 км);
- камера высокого разрешения (до 2,5 м/пикс. в многоцветном режиме; до 10 м/пикс. в ч/б режиме);
- подпочвенный радар (возможность зондирования до 100 м в глубину);
- спектрометр;
- магнитометр;
- детекторы нейтральных и энергетических частиц.

На марсоходе установлены приборы:

- радар для зондирования почвы на глубину до 10 м;
- RGB-камера для съемки в видимом диапазоне (2 048 x 2 048 пикс.);
- многоспектральная камера (2 048 x 2 048 пикс.);
- лазерный оптико-эмиссионный спектрометр;
- инфракрасный спектрометр;
- магнитометр;
- метеорологическая станция.

Масса АМС около 5 т, в т.ч. 3,7 т – орбитальный модуль, 1,3 т – посадочный аппарат с марсоходом. Масса марсохода – 240 кг.

10.02.21 года АМС вышла на орбиту спутника Марса высотой 400 x 180 000 км. В феврале-марте 2021 года проводился ряд коррекций орбиты для формирования рабочей орбиты высотой 265 x 12 000 км. 14.05.2021 года выполнено отделение посадочного аппарата и его посадка на Марс в северном полушарии, в районе южнее Равнины Утопия. Посадочный модуль после баллистического торможения ввел в действие сверхзвуковой парашют и реактивные посадочные двигатели. На высоте 100 м теплозащитный кожух был отброшен, и модуль перешел в режим зависания, во время которого при помощи лидара была построена трехмерная карта поверхности. Система управления выбрала ровный участок и выдала команду на снижение до высоты 20 м. На заключительном этапе посадки для исключения попадания на камень использовалась оптическая система наведения. Координаты точки посадки: 25,1°с.ш., 109,9°в.д.



Рис. 3.137. АМС на этапе Земля-Марс

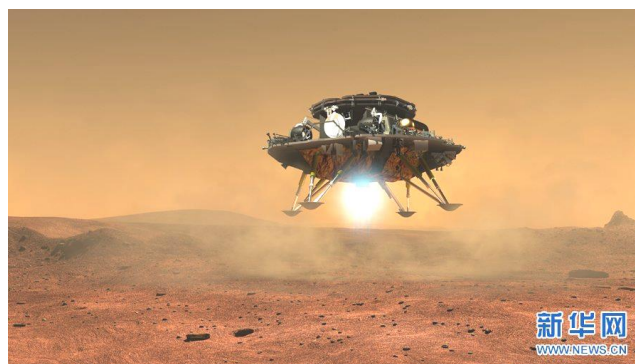


Рис. 3.138. Посадка АМС на Марс

¹ «Тяньвэнь» («Вопросы к Небу», китайск.) – поэма Цюй Юаня, одного из величайших поэтов древнего Китая (около 340-278 до н.э.).

Марсоход, названный «Чжужун» (Бог огня), 22.05.21 года спустился с посадочной ступени и приступил к выполнению программы исследований. На 30.08.21 года марсоход преодолел путь длиной 1 064 м.

6.2.2.3. Доставка марсианского грунта

В случае успеха марсианской миссии 2020 года можно ожидать утверждения программы разработки АМС для доставки на Землю марсианского грунта. Запуск такой АМС возможен в 2028 году.



Рис. 3.139. Марсоход на посадочной ступени

6.2.3. АМС к астероиду

6.2.3.1. АМС к астероиду Апофис

В 2010-х годах Китай планировал выполнить разработку и запуск АМС к астероиду Апофис. Возможная схема полета выглядела следующим образом:

- 17.03.2022 г. - старт;
- 18.03.2023 г. - сближение с Апофисом;
- 24.10.2024 г. - отлет от Апофиса;
- 10.06.2025 г. - пролет астероида 2002EX11;
- январь 2027 г. - сближение с астероидом 1996FG3;
- июнь 2027 г. - посадка на астероид 1996FG3.

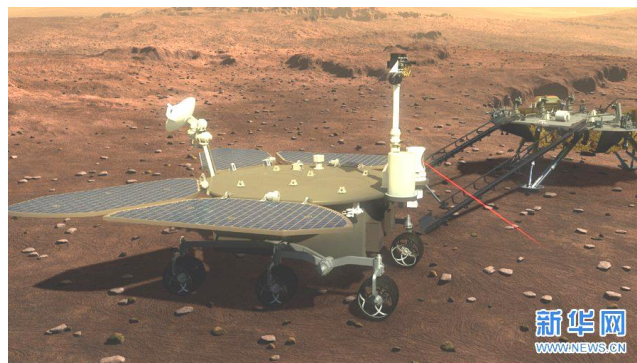
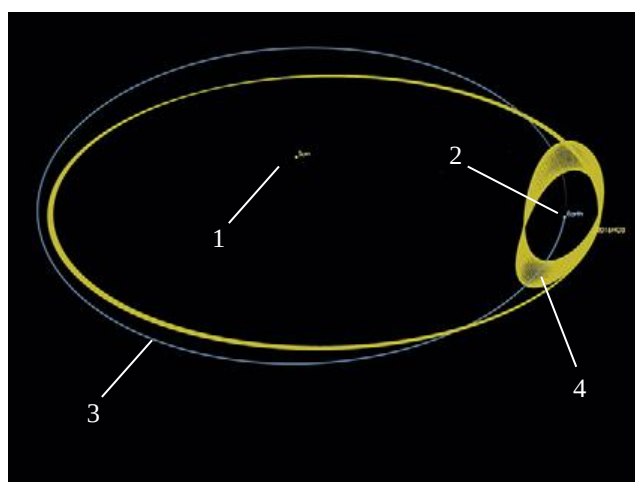


Рис. 3.140. Марсоход «Чжужун»

6.2.3.2. АМС «ЧжэнХэ»

В конце 2019 года агентство Синьхуа сообщило о планах Китая разработать АМС «ЧжэнХэ¹» («ZhengHe») для полета к астероиду Камоалева². Астероид Камоалева называется также квазиспутником Земли, так как обращается вокруг Солнца по орбите, близкой к орбите Земли, и удаляется от Земли на расстояние от 14,4 до 38 млн. км, в связи с чем выглядит, как очень далекий спутник Земли. На рис. 3.141 показана орбита астероида относительно Земли. Размер астероида оценивается от 40 до 100 м. АМС должна выполнить посадку на астероид для взятия образцов материала и вернуться к Земле. Образцы будут доставлены на Землю в посадочной капсуле, а АМС продолжит полет.



- 1 – Солнце
- 2 – Земля
- 3 – орбита астероида относительно Солнца
- 4 – орбита астероида относительно Земли

Рис. 3.141. Орбита астероида Камоалева

¹ АМС названа в честь китайского путешественника и флотоводца Чжэн Хэ (1371—1435), возглавлявшего семь крупномасштабных морских военно-торговых экспедиций, посланных императорами Минской династии в страны Индокитая, Индостана, Аравийского полуострова и Восточной Африки.

² Ранее астероид носил обозначение (469219) 2016 НО₃.

После пролета Земли АМС выполнит также гравитационный маневр около Марса и направится в астероидный пояс, где сблизится с объектом, имеющим обозначение 133P/Эльст-Писарро. Этот объект имеет характеристики как кометы, так и астероида. Орбита объекта целиком располагается внутри пояса астероидов, но при прохождении перигелия у него появляется газовый хвост, как у кометы. В связи с двойственностью проявляемых свойств объекта он носит двойное обозначение: как комета – 133P/Elst-Pizarro, а как астероид – (7968) Elst-Pizarro. Поперечный размер этого астероида-кометы оценивается в 5,4 км при плотности 1,4 г/см³.

Первоначально запуск АМС планировался на 2022 год, возвращение капсулы с веществом астероида Камоалева – на 2024 год, исследование объекта 133P/Elst-Pizarro – на 1930-1931 годы. В 2019 году стало известно о переносе запуска на 2024 год.

6.2.4. НА ГРАНИЦЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Как стало известно в 2020 году, китайские специалисты и ученые планируют создать две АМС, которые будут запущены к Юпитеру и, выполнив гравитационный маневр, удалятся за пределы Солнечной системы. Точные сроки этого эксперимента пока не называются. Возможно, эта работа проводится в соответствии с планом китайской Академии наук (см. п. 6.2.1), в котором называлась АМС для полета к спутнику Юпитера Европе с запуском в 2025 году.

ГЛАВА 7. ЯПОНИЯ

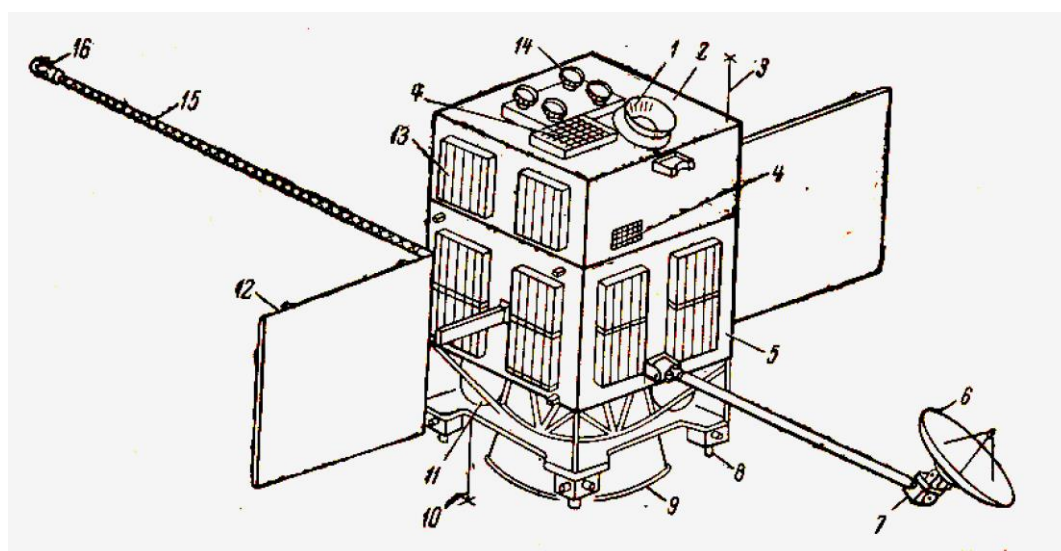
7.1. Исследования Луны

7.1.1. ПРОЕКТ 1982 ГОДА

Японские специалисты разработали в 1982 году проект АМС для исследования Луны с полярной селеноцентрической орбиты. Основное назначение АМС – изучение гравитационного поля Луны, картирование содержания различных элементов в породах поверхности Луны, а также другие наблюдения с окололунной орбиты.

На АМС должны были быть установлены следующие научные приборы:

- гамма-спектрометр;
- флуоресцентный рентгеновский спектрометр;
- спектрометр отражения;
- стереоскопический спектрометр;
- магнитометр;
- альтиметр.



- | | |
|-----------------------------------|--|
| 1 – бленда спектрометра отражения | 9 – переходник |
| 2 – отсек полезной нагрузки | 10 – ненаправленная антенна |
| 3 – ненаправленная антенна | 11 – топливный бак |
| 4 – флуоресцентный спектрометр | 12 – панель солнечных батарей |
| 5 – отсек служебных систем | 13 – жалюзи системы терморегулирования |
| 6 – остронаправленная антенна | 14 – объектив стереоспектрометра (4 шт.) |
| 7 – механизм поворота антенны | 15 – штанга для выноса приборов |
| 8 – микродвигатель | 16 – гамма-спектрометр |

Рис. 3.142. АМС 1982 года

Предполагалось, что АМС будет выведена ракетой-носителем N-1A непосредственно на траекторию полета к Луне, без выхода на промежуточную орбиту ИСЗ, в январе 1987 года.

Через 109 часов полета АМС с помощью РДТТ переходит на окололунную орбиту с высотой периселения 100-150 км, высотой апоселения 3 000-4 000 км и наклоном 85-90 град. На этой орбите АМС остается в течение месяца, пока с наземных радиолокаторов проводятся траекторные изменения, позволяющие рассчитать характеристики гравитационного поля Луны.

Затем АМС переводится на круговую орбиту высотой 100 км. С этой орбиты в течение 10-12 месяцев выполняется картирование поверхности Луны различными приборами.

После завершения этапа картирования АМС переводится на круговую орбиту высотой 50 км для более детального изучения некоторых участков поверхности. Длительность этого этапа – 2-3 месяца.

После завершения исследований АМС остается на орбите до момента, когда под воздействием неоднородностей гравитационного поля Луны высота орбиты в периселении не снизится настолько, что АМС упадет на Луну.

7.1.2. АМС «Hiten» («Muses-A»)

АМС «Muses» (Mu Space Engineering Spacecraft – экспериментальный космический аппарат, запускаемый РН Mu) – серия АМС, предназначенных для экспериментальной отработки новых технологий. Первым таким аппаратом стала АМС «Muses-A».

АМС «Muses-A» разработана во второй половине 1980-х годов Институтом космических и астронавтических наук (ISAS) для испытаний и отработки технологий для будущих лунных и межпланетных автоматических станций.

Основные цели запуска АМС:

- отработка гравитационных маневров при пролете Луны;
- выведение микроспутника «Hagoromo» («Покрывало ангела») на орбиту Луны;
- проведение экспериментов по оптической навигации на АМС, стабилизированной вращением;
- испытания надежности бортового компьютера и телеметрической системы;
- проведение экспериментов по изменению орбиты путем аэродинамического торможения в верхних слоях атмосферы Земли;
- обнаружение и измерение масс и скорости микрометеоритных частиц.

После выполнения основного цикла исследований были проведены дополнительные эксперименты:

- полет к точкам Лагранжа L4 и L5 системы Земля-Луна;
- полет по орбите спутника Луны;
- падение на Луну.

АМС имела форму цилиндра диаметром 1,4 м и 0,8 м высотой. На боковой поверхности были размещены элементы солнечной батареи. Микроспутник «Hagoromo» до отделения закреплялся на одном из днищ корпуса.

АМС стабилизировалась вращением со скоростью 10-20,5 об/мин. Двигательная система АМС «Muses-A» включала 8 двигателей тягой 2,3 кгс и 4 двигателя тягой 0,3 кгс. Все двигатели работали на гидразине.

Масса АМС 197 кг, в том числе топливо – 42 кг; микроспутник «Hagoromo» - 12 кг.

Запуск АМС «Muses-A» был произведен 24.01.90 г. ракетой-носителем Му-3SII-5. После запуска АМС получила название «Hiten» («Звездная дева»).

Программой предусматривалось вывести АМС на высокоэллиптическую орбиту с апогеем 476 000 км. При выведении произошел недобор скорости на 50 м/с, в результате АМС оказалась на орбите с апогеем всего 290 000 км. С помощью бортовых двигателей высота траектория была увеличена до расчетной.

11.04.93 г. АМС «Hiten» после выработки всего запаса топлива упала на поверхность Луны. График полета АМС показан в табл. 3.12.

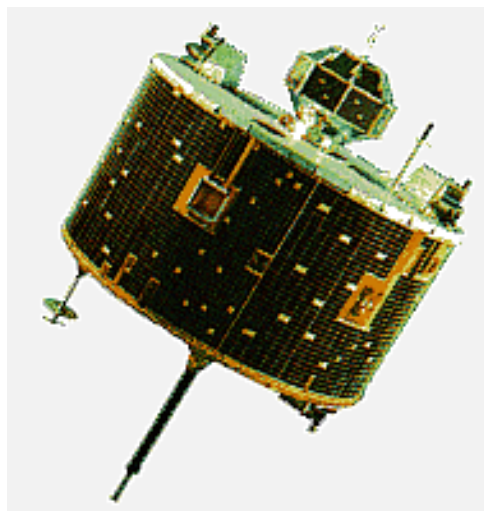


Рис. 3.143. АМС «Hiten»

Табл. 3.13. Полет АМС «Muses-A» («Hiten»)

№	Дата	Событие	Примечание
1	24.01.90	Запуск АМС «Muses-A»	
2	19.03.90	1-й пролет около Луны	Пролет на расстоянии 16 472,4 км. Отделение микроспутника «Hagoromo».
3	10.07.90	2-й пролет около Луны	
4	04.08.90	3-й пролет около Луны	
5	07.09.90	4-й пролет около Луны	
6	02.10.90	5-й пролет около Луны	
7	03.01.91	6-й пролет около Луны	
8	27.01.91	7-й пролет около Луны	
9	03.03.91	8-й пролет около Луны	
10	19.03.91	Пролет около Земли	Пролет около Земли на высоте 125,5 км со скоростью 11,0 км/с. Скорость уменьшена на 1,7 м/с, высота апогея снижена на 8 665 км.
11	30.03.91	Пролет около Земли	Пролет около Земли на высоте 120 км. Скорость уменьшена на 2,8 м/с, высота апогея снижена на 14 000 км.
12	26.04.91	8-й пролет около Луны	
13	02.10.91	9-й пролет около Луны	Апогей повышен до 1 532 000 км. АМС вышла на циклическую орбиту, проходящую через точки либрации L4 и L5. Намечалось оценить количество мелких частиц, захваченных этими гравитационными ловушками. Однако, какого-либо отличия по плотности пыли от остального пространства обнаружить не удалось.
14	15.02.93	10-й пролет около Луны, выход на орбиту ИСЛ	На расстоянии 423 км от Луны была включена ДУ, АМС вышла на орбиту ИСЛ.
15	11.04.93	Падение на Луну.	Включением двигателей АМС была сведена с орбиты ИСЛ и упала на поверхность Луны в точке с координатами 34,3° ю.ш., 55,6° в.д.

7.1.2.1. Микроспутник «Hagoromo»

Микроспутник «Hagoromo» имел форму полиэдра с 26 гранями. Размер «Hagoromo» – 36 см по противоположным граням. На 16 гранях были размещены элементы солнечной батареи. Научная аппаратура на борту микроспутника отсутствовала. Были установлены датчик температуры и радиосвязное оборудование. Для выдачи тормозного импульса при выходе на орбиту ИСЛ микроспутник был оснащен РДТТ массой 4 кг. Масса «Hagoromo» – 12 кг.

Микроспутник был отделен от АМС «Hiten» 18.03.90 г., при первом пролете около Луны на минимальном расстоянии 16 472,4 км. Несмотря на то, что передатчик микроспутника вышел из строя еще 21.02.90 г., включение тормозного РДТТ «Hagoromo» было подтверждено наблюдением с Земли. Однако, осталось неизвестным, вышел ли микроспутник на расчетную окололунную орбиту 7 400 x 20 000 км.

7.1.3. АМС «MUSES-B»

На этапе разработки АМС «Muses-A» (1985 год) допускалось, что в дальнейшем будет разработана АМС «Muses-B», которая, в отличие от «Muses-A», доставит на Луну комплект научных приборов. В дальнейшем под таким названием был разработан и выведен на высокоэллиптическую околоземную орбиту радиотелескоп. По японской традиции, космический аппарат в дополнение к рабочему названию после запуска получает имя собственное. Так, ИСЗ «Muses-B» стал называться «Halca».

7.1.4. ПРОЕКТ АМС «LME»

В 1992 году специалисты NASDA сообщили о проекте доставки на Луну аппарата «LME» («Lunar Mobile Explorer» - «Лунный самоходный исследователь»). Были проработаны возможные маршруты движения лунохода как к Северному, так и к Южному полюсам Луны.

7.1.5. АМС «LUNAR A»

«Lunar A» – японская АМС для исследования Луны, разрабатывавшаяся ISAS с 1990 года. Основное назначение АМС:

- фотосъемка поверхности Луны;
- наблюдение за сейсмическими колебаниями;
- измерение тепловых свойств грунта и тепловых потоков;
- изучение лунного ядра и внутреннего строения Луны.

Корпус АМС представляет собой цилиндр диаметром 120 см и высотой 111 см. АМС оборудована монохроматической телевизионной системой с разрешающей способностью 30 м. АМС стабилизируется вращением. Управление ориентацией и скоростью вращения выполняется с помощью управляющих двигателей, работающих на монометилгидразине. Орбитальные маневры выполняются с помощью КТДУ, работающей на гидразине и четырехокиси азота. Энергопитание бортовой аппаратуры АМС осуществляется от солнечных батарей, размещенных по бокам корпуса.



Рис. 3.144. АМС «Lunar A»

АМС доставляет к Луне два пенетратора длиной 90 см и диаметром 14 см. В исходном проекте планировалось использовать три пенетратора, но из-за весовых проблем, возникших при доработках по результатам испытаний, один пришлось снять. В полетном состоянии пенетраторы закреплены на противоположных сторонах корпуса АМС между панелями солнечных батарей. Для схода с орбиты пенетраторы снабжены небольшим РДТТ, который включается после отделения пенетратора от АМС. РДТТ и система управления отбрасываются перед падением пенетратора на Луну. В пенетраторы вмонтированы сейсмометры и устройства для измерения тепловых потоков. Литиевая батарея пенетратора рассчитана на работу в течение года. Конструкция и аппаратура пенетратора выдерживают ударные перегрузки до 10 000 g. Масса каждого пенетратора 13 кг.

Стартовая масса АМС – 520 кг.

Схема полета выглядит следующим образом. АМС «Lunar A» выводится на парковочную орбиту ИСЗ. После уточнения фактических параметров орбиты, АМС должна быть переведена на высокоэллиптическую орбиту, охватывающую и Землю, и Луну. После четырех с половиной витков по этой орбите, АМС будет переведена на орбиту с апогеем 1 185 000 км. После одного оборота по такой орбите АМС «Lunar A» снова сближится с Луной и будет переведена на орбиту спутника Луны с минимальной высотой 40 км и наклоном 30°. С этой орбиты поочередно будут отделены пенетраторы, которые, врезавшись в поверхность Луны со скоростью 250-300 м/с, углубятся в грунт на 1-3 м, после чего орбита АМС будет поднята до высоты 200-300 км. Один пенетратор было запланировано сбросить в экваториальной зоне видимого полушария Луны, недалеко от мест посадки лунных модулей экспедиций «Apollo-12 и -14». Второй пенетратор будет сброшен в экваториальной зоне невидимой стороны Луны. Собираемые данные будут накапливаться в запоминающих устройствах, и передаваться на АМС «Lunar A» каждые 15 дней, когда АМС будет пролетать над местом падения пенетратора.

Планировалось, что запуск АМС «Lunar A» будет произведен в 2004 году, но срок неоднократно переносился, и в конечном счете в январе 2007 проект был закрыт.

7.1.6. ПРОГРАММА «LUNAR PRECURSOR»

В 1996 году агентство NASDA совместно с институтом ISAS разработали проект серии АМС «Lunar Precursor» («Лунный предвестник»). В дальнейшем программа была переименована в проект «Selene» ((SELEnological and ENgineering Explorer).

7.1.6.1. АМС «Lunar Precursor-1»

АМС «Lunar Precursor-1» должна была состоять из орбитального и посадочного модулей. Начальная масса АМС – 2,8 т. АМС с помощью РН Н-2 запускается на окололунную переходную орбиту, после чего с помощью ДУ орбитального модуля переводится на полярную селеноцентрическую орбиту высотой 100-300 км и наклоном 95 град. Посадочный модуль массой около 350 кг отделяется и выполняет посадку, а орбитальный модуль в течение года продолжает исследование Луны и окололунного пространства, а также картографирование лунной поверхности. Запуск АМС «Lunar Precursor-1» планировалось выполнить в 2002-2003 году.

7.1.6.2. АМС «Lunar Precursor-2»

АМС «Lunar Precursor-2» должна была доставить на Луну шестиколесный луноход массой 500 кг. Луноход, оборудованный панелями солнечных батарей суммарной мощностью 200 Вт, должен был иметь возможность передвигаться по поверхности Луны со скоростью до 1 км/ч и за год работы пройти до 1 000 км. Управлять луноходом предполагалось с Земли, но обнаружение препятствий должно было выполняться в полуавтоматическом режиме с использованием лазерного дальномера. На борту лунохода должны были устанавливаться спектрометры, работающие в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном диапазоне, а также альфа- и гамма-спектрометры. Луноход планировалось оснастить манипулятором для взятия образцов, которые должны были исследоваться в бортовой установке.

Стартовая масса АМС – 2,8 т. Запуск АМС «Lunar Precursor-2» предполагалось осуществить в 2005 году.

7.1.6.3. АМС «Lunar Precursor-3»

Задачей АМС «Lunar Precursor-3» являлась доставка на Землю образцов лунного грунта. В состав АМС входили три модуля:

- орбитальный модуль;
- навесной топливный бак;
- посадочный блок.

Посадочный блок в свою очередь состоял из посадочной и взлетной ступеней. В состав взлетной ступени входила возвращаемая капсула.

Расчетная масса АМС при старте должна была составить 7,7 т.

Программа полета АМС «Lunar Precursor-3» выглядела следующим образом. Модифицированная АМС РН Н-2А выводит АМС на траекторию полета к Луне. АМС включением ДУ орбитального модуля переводится с перелетной траектории на окололунную орбиту, при этом топливо расходуется из навесного топливного бака, после чего навесной бак отбрасывается. На окололунной орбите происходит разделение орбитального модуля и посадочного блока. Посадочный блок выполняет торможение и мягкую посадку в заданной точке Луны. В течение пяти суток выполняется сбор образцов грунта (возможно, с помощью мини-ровера), которые загружаются в контейнер возвращаемой капсулы, затем взлетная ступень стартует и выходит на траекторию полета к Земле. При приближении к Земле возвращаемая капсула отделяется и совершает баллистическое торможение и посадку.

Разработку АМС планировалось завершить к 2007 году.

7.1.7. ПРОЕКТ АМС «SELENE» (1997 г.)

7.1.7.1. АМС «Selene-1»

Проект АМС «Selene» был разработан в 1997 году как реализация первого этапа программы «Lunar Precursor». По проекту «Selene» (или, как позднее стали называть, «Selene-1») представляла собой комплекс из трех АМС:

- орбитальный блок;
- посадочный модуль;
- спутник-ретранслятор.

АМС в 2002-2003 году должна была быть запущена с помощью РН Н-2 и выведена на селеноцентрическую орбиту высотой 100 км. В состав научного оборудования орбитального блока планировалось включить 14 приборов, в том числе:

- рентгеновский и гамма-спектрометры для точного определения состава вещества поверхности Луны;
- аппарат радиолокационного зондирования для определения структурного строения до глубины 5 км от поверхности;
- многоспектральный видеограф с разрешением 20 м;
- стерео-топографическая камера с разрешением 10 м.

Масса орбитального блока – 1,5 т.

Спутник-ретранслятор массой 30 кг отделяется от АМС после выхода на окололунную орбиту. Аппаратура, установленная на спутнике-ретрансляторе, вместе с приборами орбитального блока по измерениям эффекта Доплера предназначалась для составления точной карты гравитационных полей обратной стороны Луны.

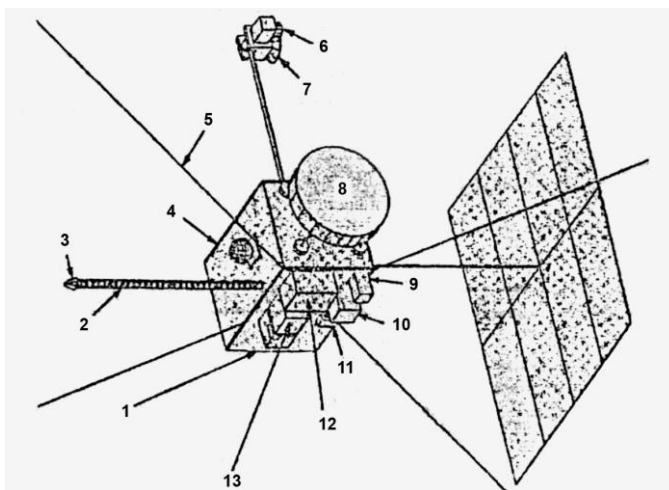
Посадочный модуль массой 410 кг должен отделяться также на окололунной орбите. Основное назначение модуля – отработка аппаратуры во время проведения посадки на Луну.

Стартовая масса комплекса оценивалась в 2,8 т при сухом весе 2,0 т.

7.1.7.2. АМС «Kaguya»

В процессе работы на проекте «Selene-1» в конструкцию АМС был внесен ряд изменений. В частности, было решено отказаться от установки посадочного модуля. Окончательно разработанный комплекс состоял из трех блоков, каждый из которых представлял собой фактически отдельную АМС:

- главный орбитальный блок;
- малый спутник-ретранслятор «Relay», также называемый «RStar»;
- малый VLBI-спутник (Very Long Baseline Interferometer), обозначаемый также «VRAD» или «VStar».



- 1 – детектор плазмы, гамма-спектрометр, анализатор пыли
- 2 – штанга магнитометра
- 3 – магнитометр
- 4 – АМС-ретранслятор
- 5 – антенна радиозондирования (4 шт.)
- 6 – плазменный видеоскоп
- 7 – антенна
- 8 – посадочная АМС
- 9 – лазерный высотомер
- 10 – рентгеновский спектрометр
- 11 – видеокамера
- 12 – спектрометр видимого и ИК-диапазонов
- 13 – видеоскоп

Рис. 3.145. АМС «Selene-1» (1997 г.)

При выведении на орбиту и при полете к Луне малые спутники закреплены на передней торцевой стороне орбитального блока.

По традиции, АМС после запуска получила название «Kaguya» – в честь лунной принцессы из японской сказки X века. Имена собственные получили и малые спутники после отделения от основной АМС: «Relay/Rstar» стал называться «Okina», «VRAD/Vstar» – «Ouna». Согласно той же сказке, так звали старика-дровосека и его жену, которые нашли будущую принцессу в бамбуковой чаше и вырастили её.

Главный орбитальный блок АМС «Kaguya» выполнен в виде параллелепипеда высотой 4,1 м и боковыми сторонами по 2,1 м. Конструктивно главный блок выполнен в виде двух модулей: переднего, длиной 2,8 м, в котором установлена научная аппаратура, и заднего двигательного модуля, длиной 1,3 м. На левой грани установлена поворотная панель солнечной батареи площадью 22 м², на верхней грани – стойка с узконаправленной антенной диаметром 1,3 м.



Рис. 3.146. АМС «Kaguya»

В двигательном модуле расположена двигательная установка, состоящая из основной ДУ и вспомогательных ЖРД, а также топливные баки. Тяга основной ДУ, работающей на гидразине и тетраоксиде азота, составляет 51 кг. Орбитальное маневрирование и ориентация АМС осуществляется 12 двигателями, работающими на тех же компонентах, что и основная ДУ, и имеющими тягу по 2 кг. Развороты АМС по крену осуществляются 8 двигателями тягой по 0,1 кг, работающими на моногидразине.

На блоке установлена научная аппаратура:

- телекамеры: многодиапазонная MI, топографическая TC;
- телекомплекс высокого разрешения HDTV;
- камера съемки верхней атмосферы и плазмы UPI;
- радиолокационный зонд LRS;
- лазерный альтиметр LALT;
- рентгеновский спектрометр XRS;
- магнитометр LMAG;
- спектрометр заряженных частиц CPS;
- анализатор плазмы PACE;
- гамма-спектрометр GRS;
- оборудование для радиоэкспериментов RS.

Энергопитание обеспечивается солнечной батареей и никель-водородными аккумуляторами.

Масса АМС в сборе 2 914 кг, в т.ч. 795 кг топлива.

Спутник-ретранслятор «Okina» выполнен в виде восьмигранной призмы размерами 1 x 1 x 0,65 м. Его назначение - обеспечивать радиосвязь с главным орбитальным блоком, когда тот находится вне видимости с Земли, а также участвовать в измерениях гравитационного поля Луны.

Спутник «Ouna» имеет такие же форму и размеры, как и спутник-ретранслятор. Назначение спутника – проведение точных измерений положения и прецессии Луны. Оба спутника стабилизируются вращением со скоростью 10 об/мин. Боковые поверхности спутников покрыты элементами солнечных батарей. Для работы в тени на спутниках установлены никель-марганцевые аккумуляторы. Расчетное время работы на орбите ИСЛ – не менее 1 года. Масса каждого спутника – 53 кг.

Запуск АМС «Kaguya» произведен 14.09.07 г. ракетой-носителем Н-2А. АМС была выведена на высокоэллиптическую орбиту ИСЗ с начальными параметрами 956 x 232 782 км. После

нескольких коррекций траектории АМС была выведена на орбиту ИСЗ, которая в апогее проходила в сфере гравитационного действия Луны. 03.10.07 г. «Kaguya» вышла на околополярную селеноцентрическую орбиту высотой 101 x 11 741 км и периодом обращения 16,7 ч. Путем последовательных коррекций апоселений орбиты последовательно снижался.

09.10.07 г. было произведено отделение спутника «Okina», а 12.10.07 г. – спутника «Ouna». Орбиты малых спутников: «Okina» – 115 x 2 399 км, «Ouna» – 125 x 795 км.

18.10.07 г. АМС «Kaguya» вышла на рабочую околополярную орбиту высотой 80 x 123 км и периодом обращения 118 мин. Работа по основной программе была завершена в октябре 2008 г. До 31.01.09 г. АМС находилась на орбите, близкой к круговой с высотой 100 км. 01.02.09 г. высота орбиты была снижена до 50 км, при этом из-за гравитационных аномалий наблюдались колебания высоты в пределах ± 20 км. Из-за отказов гироскопов с 21.03.09 г. ориентация АМС поддерживалась с помощью ЖРД. С 27.03.09 г. требования по ориентации были снижены, и разработчики рассчитали ориентировочную дату падения АМС: 10.06.09 г.

Фактически АМС «Kaguya» упала на поверхность Луны 10.06.09 г. в точке 65,5° ю.ш., 80,4° в.д.

Основным практическим достижением АМС «Kaguya» является получение полной стереокарты поверхности Луны с разрешением 10 м, а также полной гравитационной карты Луны.

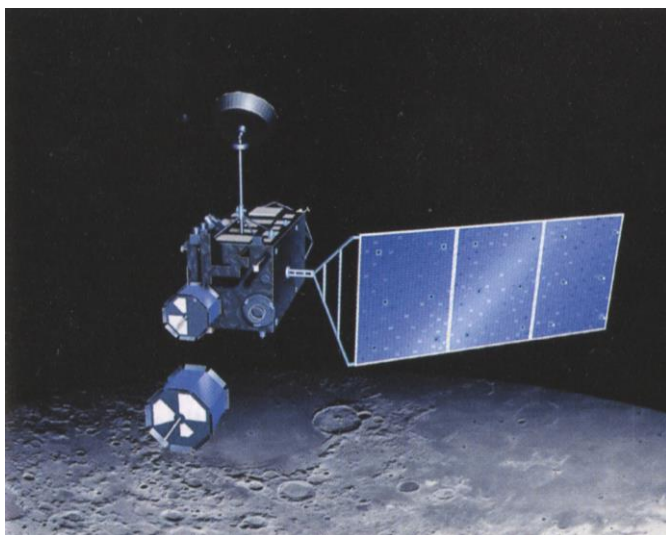


Рис. 147. Отделение спутника «Okina» от АМС «Kaguya»

7.1.8. ПРОЕКТ «SELENE-2»

По проекту «Selene-2» (второй этап программы, первоначально называвшейся «Lunar Precursor») должна была быть разработана экспериментальная АМС для осуществления мягкой посадки на Луну. АМС должна доставить на Луну ровер, который будет проводить геологические исследования. В состав проекта было включено также выведение на окололунную орбиту лунного спутника-ретранслятора.

В состав АМС, имеющей стартовую массу около 5 000 кг, входили орбитальный и посадочный модули. Масса орбитального модуля 700 кг, масса посадочного модуля – 1 000 кг. Посадочный модуль должен доставить на Луну полезный груз массой до 340 кг, в т.ч. луноход массой 100 кг.



Рис. 3.148. АМС «Selene-2»

Разработка велась с 2001 года. Первоначально запуск планировался на 2006 год. По состоянию на 2014 год назывался возможный срок запуска – 2017 г.

7.1.9. ПРОГРАММА «SELENE-X»

В апреле 1998 года был подписан договор между НПО им. С.А.Лавочкина и одной из японских фирм о сотрудничестве в разработке и изготовлении АМС для изучения Луны. Детали договора не разглашались, но, предположительно, речь шла о создании АМС для доставки образцов лунного грунта.

Программа «Selene-X» являлась логическим продолжением работ по доставке лунного грунта. В 2010 году появились сообщения о работах в рамках этой программы над экспериментальной АМС под условным названием «SRLD» (Sample & Return to Earth Logistics Demonstrator – Демонстратор по сбору и доставке на Землю образцов лунного грунта).

7.1.10. ПРОЕКТ АМС «SLIM»

В 2016 году агентство JAXA заключило контракт с компанией Mitsubishi Electric Corp. на разработку АМС для посадки на Луну. Посадка должна выполняться с точностью не более 100 м от заданной точки. Проектная масса АМС – 130 кг. Запуск АМС ракетой-носителем Epsilon планировался на 2019-2020 год.

В 2018 году проектируемая АМС получила наименование «SLIM». Масса АМС была увеличена до 200 кг за счет планируемого использования более мощной РН H2A. АМС должна совершить в 2022 году посадку в районе Моря Нектара, находящегося в районе экватора на видимой стороне Луны. АМС должна также доставить на Луну небольшой луноход.

Научной задачей миссии является проверка гипотезы образования Луны как части Земли, отколовшейся в результате столкновения с большим космическим объектом.

7.1.11. ЛУННЫЕ КУБСАТЫ

Японское аэрокосмическое агентство JAXA и Токийский университет в рамках сотрудничества с NASA разработали два кубсата¹, которые будут выведены на окололунную орбиту в качестве попутных грузов во время запуска американского КК «Orion» по программе полета EM-1. Всего запланировано доставить к Луне 13 кубсатов², из которых два – японские.

7.1.11.1. «OMOTENASHI»

«OMOTENASHI³» («Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor» – «выдающиеся технологии исследования Луны на примере миниатюрного полужесткого ударника») – МКА, разработанный японским аэрокосмическим агентством JAXA и Токийским университетом.

МКА продемонстрирует технологию исследования поверхности Луны сверхмалыми аппаратами. «OMOTENASHI» сбросит на Луну аппарат массой 1 кг, представляющий собой две надувные оболочки, между которыми размещен блок с аппаратурой (рис. 3.150). МКА будет выполнять измерения радиационного фона вблизи поверхности Луны.

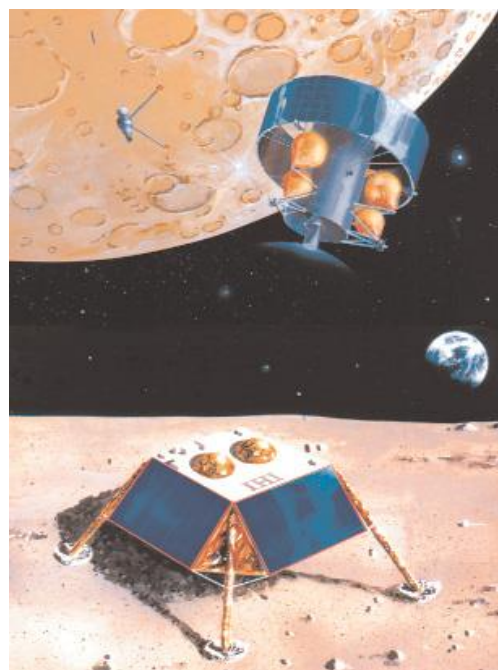


Рис. 3.149. Японская АМС для доставки лунного грунта

¹ Понятие «кубсат» см. в п. 3.3.

² См. том 2, часть 3, п.1.23.

³ Омотэнаси – японская философия гостеприимства (яп.).

7.1.11.2. «EQUULEUS»

«EQUULEUS¹» («**EQU**ilibri**Um** **L**unar-**E**arth point **6U** **S**pacecraft») – «космический аппарат формата 6U в равновесной точке Луна-Земля») – МКА, разработанный японским аэрокосмическим агентством JAXA и Токийским университетом.

МКА предназначен для демонстрации техники низкоэнергетических маневров в управлении космическим аппаратом. МКА должен выполнить несколько пролетов около Луны и выйти на гало-орбиту около либрационной точки L2 системы Земля-Луна.

МКА будет также изучать распределение плазмы в окрестностях Земли. Формат кубсата «EQUULEUS» – 6U.

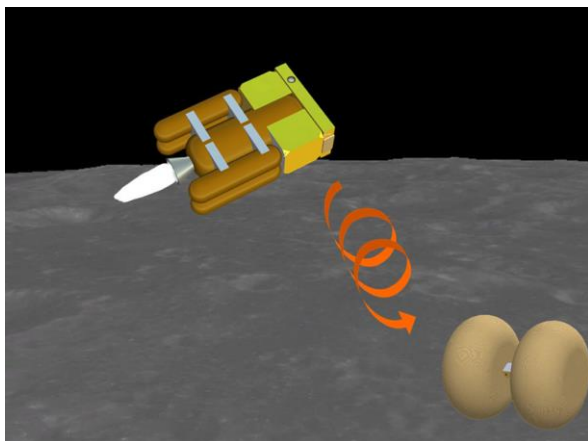


Рис. 3.150. МКА «OMOTENASHI»

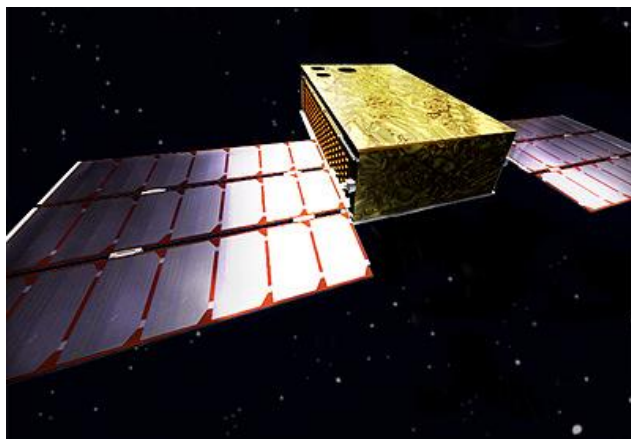


Рис. 3.151. МКА «EQUULEUS»

7.2. Исследования комет

7.2.1. АМС «PLANET A»

АМС «Planet A» была разработана Институтом космических и астронавтических наук (ISAS) Министерства образования Японии для полета к комете Галлея (P/Halley). Изготовление АМС было поручено фирме Nippon Electric. Основной задачей АМС была съемка в ультрафиолетовых лучах водородной короны кометы в период пересечения кометой плоскости эклиптики.

Научное оборудование АМС:

- телекамера для съемки в ультрафиолетовом диапазоне;
- прибор для измерения плазменных волн солнечного ветра;
- датчик ионов солнечного ветра;
- прибор для измерения магнитных полей в межпланетном пространстве.

АМС имеет форму цилиндра, на боковой поверхности которого размещены элементы солнечной батареи. Диаметр корпуса 1,4 м, высота 0,7 м. Двигательная установка, работающая на однокомпонентном гидразине, имеет тягу 0,3 кгс. АМС стабилизируется вращением, скорость которого 5 об/мин во время перелета к комете и 0,2 об/мин во время съемки кометы.

Масса АМС около 140 кг. АМС «Planet A» выводились на гелиоцентрическую орбиту без выхода на промежуточную орбиту ИСЗ.

Было изготовлено две АМС этого типа.

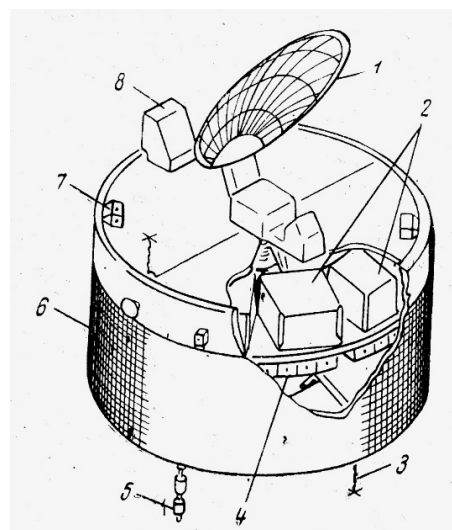
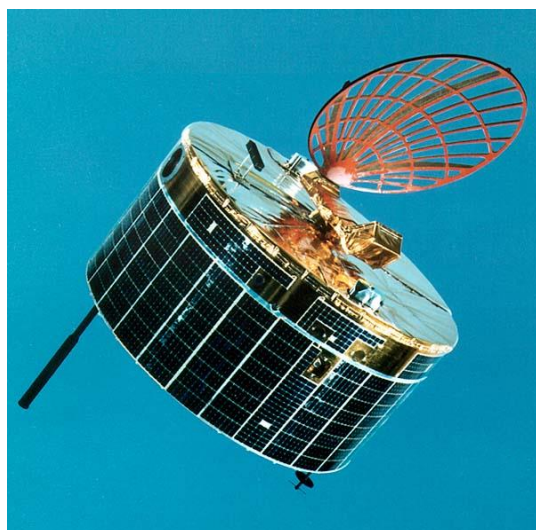
Первая АМС предназначалась для отработки конструкции АМС типа «Planet A», поэтому до запуска обозначалась просто MS-T5. После запуска эта АМС получила наименование «Sakigake», что в переводе с японского означает «Пионер». В задачи АМС «Sakigake» входило (помимо испытаний самой АМС) изучение магнитного поля и частиц солнечного ветра, а также волн в плазме.

¹ Equuleus – малый конь (лат.). Малый Конь – небольшое созвездие северного полушария неба.

АМС несла приборы для измерения ионной и электронной температуры, скорости ионов и плотности плазмы.

Вторая АМС первоначально называлась «Planet A», а после запуска получила название «Suisеi» («Комета»). Главной задачей АМС «Suisеi» являлась съемка кометы в ультрафиолетовом диапазоне сразу после прохождения кометой перигелия. За шесть недель АМС должна была сделать серию снимков роста и уменьшения водородного облака вокруг ядра кометы. АМС была оборудована ультрафиолетовым телескопом со сканирующим устройством, а также детекторами заряженных частиц для изучения распределения солнечного ветра по трем измерениям.

Основные данные по полету АМС «Planet A» приведены в табл. 3.13.



1 – остронаправленная антенна

2 – научные приборы

3 – ненаправленная антенна

4 – жалюзи системы терморегулирования

5 – малонаправленная антенна

6 – солнечные батареи

7 – микродвигатели системы ориентации

8 – камера для съемки в УФ-лучах

Рис. 3.152. АМС «Planet A»

Табл. 3.14. Запуски АМС «Planet A»

№	Название АМС	Дата запуска	Масса, кг	Назначение	Описание полета
1	Sakigake (MS-T5)	07.01.85	138,1	Испытания АМС	11.03.86 г. АМС прошла точку наибольшего сближения с кометой Галлея – 7 млн. км. АМС выполнила ряд гравитационных маневров в поле тяготения Земли: 08.01.92 г. (минимальное расстояние 88 997 км); 14.06.93 г. (на расстоянии 40 радиусов Земли); 28.10.94 г. (на расстоянии 86 радиусов Земли); В связи с полным израсходованием гидразина, больше гравитационные маневры не выполнялись. Связь с АМС потеряна 15.11.95 г.
2	Suisеi	19.08.85	139,5	Исследование кометы Галлея	Съемка кометы Галлея UV-камерой началась в ноябре 1985 г. АМС сблизилась с кометой Галлея 08.03.86 г. до расстояния 151 000 км. Запас гидразина был исчерпан 22.02.91 г. АМС выполнила гравитационный маневр в поле тяготения Земли 20.08.92 г. (минимальное расстояние 60 000 км). Связь с АМС была потеряна летом 1993 года.

После выполнения первичной задачи обе АМС сохранили работоспособность, в связи с чем в 1987 году было решено изменить их орбиту за счет гравитационных маневров в поле тяготения Земли таким образом, чтобы через несколько витков вокруг Солнца АМС пролетели около других комет.

Были определены следующие дополнительные цели для АМС «Sakigake»:

- встреча с кометой Хонды-Мркоса-Пайдусаковой, 03.02.96 г. на расстоянии 0,17 а.е. от Солнца. Минимальное расчетное расстояние до кометы – 10 000 км, относительная скорость пролета – 23,6 км/с;
- наблюдение кометы Джакобини-Циннера с минимального расстояния 14 млн. км 29.11.98 г.

Дополнительные цели для АМС «Suisai»:

- встреча с кометой Джакобини-Циннера 24.11.98 г.;
- наблюдение кометы Темпеля-Таттла 28.02.98 г. с минимального расстояния в несколько млн. км.

Достичь дополнительных целей не удалось ни первой, ни второй АМС по двум причинам:

- исчерпание запасов топлива, в связи с чем формирование необходимых орбит АМС не было завершено;
- связь с АМС была потеряна.

7.3. Исследования Марса

7.3.1. ПРОЕКТ АМС 1964 года

Первые проекты АМС разрабатывались в Японии еще в 1964 году. Так, был разработан предварительный проект АМС для исследования межпланетного пространства и Марса либо Венеры с пролетной траекторией. Проектная масса АМС – 27 кг. Запуск АМС предполагалось осуществлять ракетой-носителем Ми. Проект не был осуществлен.

7.3.2. АМС «NOZOMI» («PLANET B»)

Начиная с 1992 года японским Институтом космических и астронавтических наук (ISAS) велась разработка АМС «Planet B» с целью выведения на орбиту искусственного спутника Марса. После запуска в 1998 году АМС получила название «Nozomi», что в переводе с японского означает «Надежда».

Назначение АМС:

- исследование верхних слоев марсианской атмосферы и их взаимодействия с солнечным ветром.
- отработка конструкции и технологии для будущих АМС;
- получение изображений марсианской поверхности с орбиты ИСМ;
- получение фотоизображений Фобоса и Деймоса.

В состав научной аппаратуры входили:

- анализаторы спектра электронов и ионов;
- детектор высокоэнергетических частиц;
- датчик температуры электронов;
- трехосный магнитометр;
- сканирующий ультрафиолетовый спектрометр;
- спектрометр видимого и ультрафиолетового диапазона;

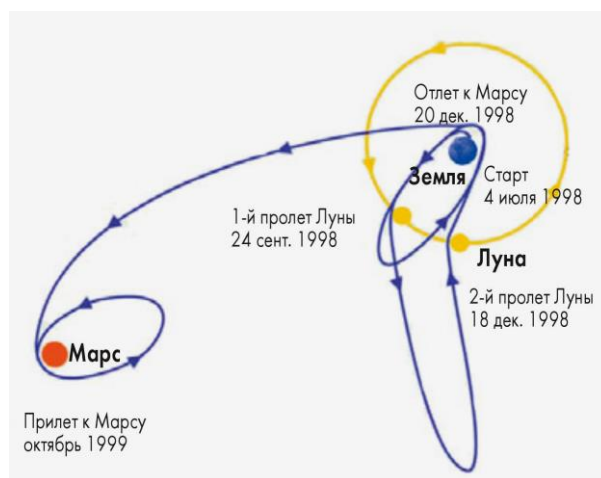


Рис. 3.153. Схема полета АМС «Nozomi»

- детекторы газовых и плазменных волн;
- цветная ПЗС-камера;
- масс-спектрометр нейтральных частиц;
- анализатор тепловой плазмы;
- ионный масс-спектрограф;
- счетчик пылевых частиц;
- низкочастотный волновой анализатор.

Энергопитание аппаратуры АМС обеспечивалось двумя солнечными батареями и никель-металлогидридными аккумуляторами. На верхней части корпуса была размещена остронаправленная антенна диаметром 1,6 м, с другой стороны находилась двигательная установка, работающая на гидразине и тетраоксиде азота. Тяга ДУ – 51 кгс. Ориентация АМС осуществлялась 10 двигателями, работающими на моногидразине, тягой по 0,23 кгс.

Корпус АМС имел вид квадратной призмы со скошенными углами высотой 0,58 м и со стороной 1,6 м. Высота АМС с учетом отражателя остронаправленной антенны – 1,93 м.

Масса АМС – 541 кг, в т.ч. 282 кг – топливо и около 35 кг – научная аппаратура.

Ракета-носитель – М-V КМ.

АМС «Nozomi» была выведена 03.07.98 года на эллиптическую орбиту 340 x 580 000 км. Из-за превышения расчетной скорости последней ступени РН апогей оказался выше расчетного на 180 000 км, поэтому 04.07.98 г. была проведена коррекция орбиты, параметры которой после этого составили 341 x 401 493 км, наклонение 28,62°, период обращения 10 суток 20 ч 55 мин.

В соответствии с расчетной программой АМС должна была выполнить 6,5 витков по полученной орбите, затем дважды – на восходящей ветви орбиты и при обратном пролете, – совершить гравитационный маневр при пролете Луны, после чего при пролете Земли включить ДУ для выдачи разгонного импульса. После 10 месяцев полета АМС должна была выйти на орбиту спутника Марса с параметрами: высота 150-300 x 27 300 км, наклонение 138°. После выхода на околомарсианскую орбиту АМС должна быть стабилизирована вращением таким образом, чтобы остронаправленная антенна была обращена в сторону Земли.

24.09.98 г. и 18.12.98 г. АМС выполнила гравитационные маневры в поле тяготения Луны для увеличения апогея орбиты. 20.12.98 года при пролете около Земли на расстоянии 1 003 км была включена двигательная установка для перевода АМС на траекторию полета к Марсу с расчетной датой прибытия – 11.10.99 г. При включении ДУ не закрылся топливный клапан, из-за чего произошел перерасход топлива. АМС «Nozomi» вышла на нерасчетную траекторию. 21.12.98 года были произведены два включения ДУ для коррекции траектории, в результате чего АМС осталась практически без запаса топлива.

Рассчитанная с учетом сложившейся ситуации новая схема полета (рис. 3.156) предусматривала продолжение полета АМС по гелиоцентрической орбите в течение четырех лет, при этом должны

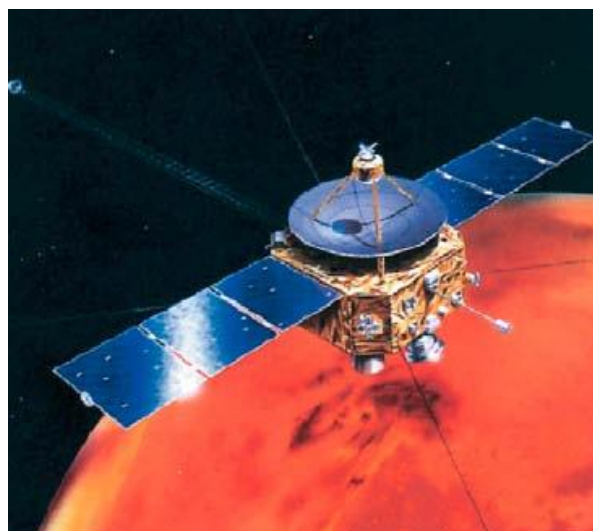


Рис. 3.154. АМС «Nozomi»

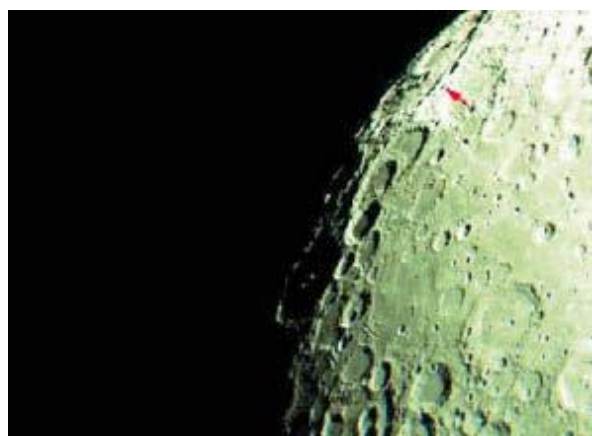


Рис. 3.155. Луна.

Фото АМС «Nozomi».

Стрелкой показан кратер Джордано Бруно

были быть выполнены два гравитационных маневра при пролетах Земли: в декабре 2002 года и в июне 2003 года. При выполнении такой программы АМС «Nozomi» должна была приблизиться к Марсу в декабре 2003 года с относительно небольшой скоростью.

По новой программе полета планировалось вывести АМС «Nozomi» на орбиту ИСМ высотой 300 x 43 500 км и наклонением 137,6°, затем минимальная высота орбиты должны была быть уменьшена до 155 км (период 38,5 ч.). АМС должна была быть стабилизирована вращением со скоростью 7,5 об/мин, при этом ось вращения, проходящая через ось остронаправленной антенны, должна быть направлена на Землю.

21.04.02 года мощная солнечная вспышка частично вывела из строя бортовую аппаратуру АМС, в том числе систему энергоснабжения. Из-за отсутствия электроэнергии отключился подогрев топливного бака, и произошло замерзание гидразина. К моменту приближения АМС к Земле гидразин оттаял, и необходимую коррекцию траектории все-таки удалось сделать. Маневр при пролете Земли в декабре 2002 года был выполнен успешно. Так же успешно был выполнен следующий гравитационный маневр при пролете Земли 19.06.03 года.

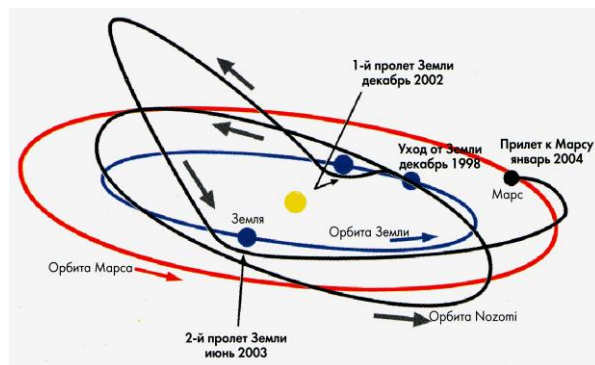


Рис. 3.156. Новая схема полета АМС «Nozomi»

09.12.03 года не удалось сориентировать АМС для подготовки к запуску ТДУ с целью выхода на орбиту ИСМ. Запущенные двигатели малой тяги смогли только частично уменьшить дистанцию пролета АМС около Марса. 14.12.03 года АМС «Nozomi» прошла на расстоянии 1 000 км от Марса и вышла на гелиоцентрическую орбиту с двухгодичным периодом.

Табл. 3.15. Полет АМС «Nozomi»

№	Дата	Планета	Примечание
0	03.07.98	Земля	Старт
1	24.09.98	Луна	
2	18.12.98	Луна	Пролет на расстоянии 2 809 км от поверхности.
3	20.12.98	Земля	Пролет на расстоянии 1 003 км от поверхности-
4	21.12.02	Земля	
5	19.06.03	Земля	Пролет на расстоянии 11 000 км.
6	14.12.03	Марс	Пролет на расстоянии 1 000 км.

7.3.3. ПРОЕКТ «PHOBOS/DEIMOS SAMPLE RETURN» («MMX»)

В 2015 году японское агентство аэрокосмических исследований JAXA сообщило о начале работ по проекту АМС для доставки грунта с одного из спутников Марса – Фобоса или Деймоса «Phobos/Deimos Sample Return». Запуск АМС планировался на 2022 год. Позднее проект получил наименование MMX (Martian Moon Exploration) и был перенесен на 2024 год.

7.3.4. ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ПОСАДОЧНОЙ АМС

В конце 2016 года было сообщено, что Национальный институт коммуникационных технологий, Токийский университет и Университет Осака совместно планируют разработать недорогую АМС для исследования Марса. Основная задача – исследование состава атмосферы и характера поверхности Марса путем анализа т.н. терагерцевого излучения, исходящего от различных материальных объектов.

Проектная масса АМС около 140 кг. Запуск предполагается осуществить в 2020-х годах.

7.3.5. ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ АМС

В начале 2017 года появилась информация, что государственный Институт информационных и коммуникационных технологий и Токийский университет планируют создать и запустить небольшую АМС для поиска воды и кислорода в атмосфере Марса.

АМС, имеющая массу около 100 кг, должна проводить исследования с околомарсианской орбиты. Предполагаемый срок запуска – 2020 год.

7.4. Исследования Венеры

7.4.1. АМС «AKATSUKI» («PLANET C»)

Институт космических и астронавтических наук (ISAS) Министерства образования Японии в 2001 году предложил проект АМС «Planet C» для вывода на орбиту спутника Венеры. Основной задачей проекта являлось изучение динамики движения венерианской атмосферы и обнаружение действующих вулканов.

АМС получила рабочее наименование «Venus Climate Orbiter», или просто «VCO».

АМС предполагалось запустить в феврале 2007 года с помощью РН М-V КМ. Схема выведения включала разгон у Земли с использованием гравитационного поля Луны, выход на геоцентрическую орбиту и, после пролета Земли в июне 2008 года, переход на траекторию полета к Венере. Выход АМС на орбиту спутника Венеры предполагался в сентябре 2009 года.

На АМС должны были быть установлены несколько телекамер, в том числе работающие в инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах. Масса АМС должна была составить около 650 кг, в том числе 320 кг топлива.

В 2005-2006 году проект был переработан. АМС «VCO» получила наименование «Akatsuki» («Рассвет», дословно – «Красная луна»). Основной задачей «Akatsuki» был определен непрерывный мониторинг атмосферных процессов Венеры с орбиты спутника планеты. АМС оснащается пятью камерами различных диапазонов – от ИК до УФ, основные параметры которых приведены в табл. 3.15.

Форма основного корпуса АМС – параллелепипед размерами 1,04 x 1,45 x 1,4 м. Масса АМС – 517,6 кг, в т.ч. масса топлива – 196,3 кг, масса научной аппаратуры – 34 кг.

АМС имеет две панели солнечных батарей площадью по 1,4 м², вырабатывающих мощность около 700 Вт. ДУ состоит из ЖРД орбитального маневрирования тягой 51 кс и 12 ЖРД ориентации, восемь из которых имеют тягу по 2,27 кгс, и четыре ЖРД – по 0,3 кгс. ЖРД орбитального маневрирования работает на гидразине и смеси окислов азота, ЖРД ориентации – однокомпонентные и работают на гидразине, без окислителя.

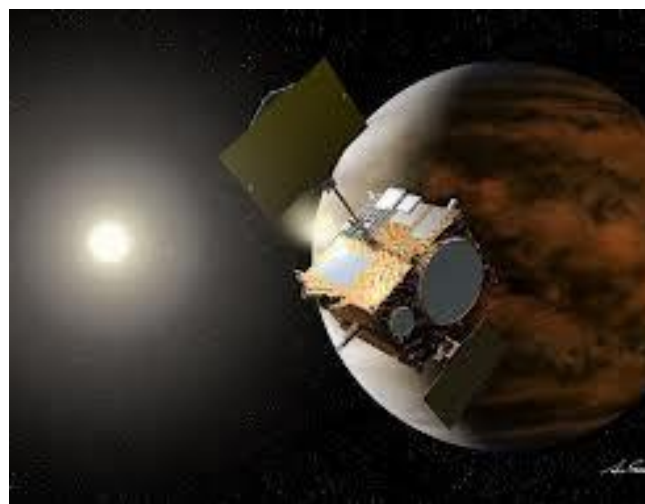


Рис. 3.157. АМС «Akatsuki»

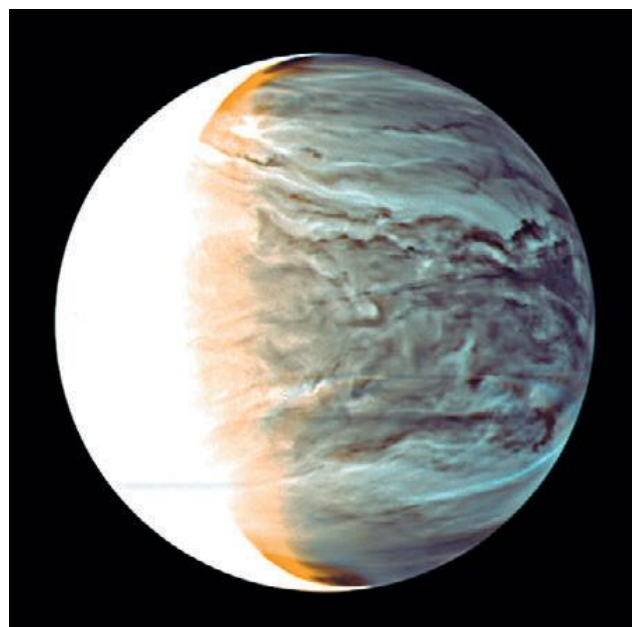


Рис. 3.158. Ночная сторона Венеры.
26.03.16 г. Камера IR2 АМС «Akatsuki»

АМС «Akatsuki» должна была быть выведена на приэкваториальную высокоэллиптическую квазисинхронную орбиту с высотой апоцентра около 79 000 км и наклоном 172 градуса. Планировалось, что на каждом витке угловое движение КА в течении 20 часов будет практически синхронизировано с движением атмосферы Венеры, что позволит непрерывно отслеживать изменения и эволюции в структуре облачных слоев.

Расчетное время работы АМС на орбите Венеры – 4 года.

Табл. 3.16. Характеристики камер АМС «Akatsuki»

Камера	Назначение	Поле зрения, град	Матрица, пикс
IR1	Выполняет наблюдение нижних слоев и обеспечивает обнаружение паров воды.	12 x 12	1 024 x 1 024
IR2	Исследование средней атмосферы и распределения CO.	12 x 12	1 024 x 1 024
UVI	УФ-камера. Изучает распределение соединений серы	12 x 12	1 024 x 1 024
LIR	Инфракрасная камера. Наблюдает верхние слои.	12,4 x 16,4	248 x 328
LAC	Контролирует появление молний и спрайтов (молний, бьющих в ионосферу).	16 x 16	8 x 8

Для запуска АМС была выбрана РН Н-2А. Поскольку возможности данной РН намного превышали требуемые для запуска к Венере АМС «Akatsuki», то были предложены дополнительные полезные нагрузки:

- три университетских наноспутника, которые остаются на орбите ИСЗ;
- любительский КА UNITEC-1, который предназначен для выведения на гелиоцентрическую орбиту;
- экспериментальный КА «IKAROS» с солнечным парусом.

Запуск АМС «Akatsuki» был произведен 21.05.10 г. Вторая ступень РН с головным блоком была выведена на круговую орбиту ИСЗ высотой около 300 км. После отделения наноспутников ДУ второй ступени была включена повторно, переводя головной блок на траекторию полета к Венере. От головного блока последовательно были отделены АМС «Akatsuki», КА «IKAROS» и КА «UNITEC-1».

07.12.10 г. при пролете Венеры на расстоянии 550 км от поверхности был включен маршевый двигатель АМС для перехода на околовенерианскую орбиту. В связи с технической неисправностью ДУ проработала 2,5 мин. вместо 12 мин. АМС оказалась на гелиоцентрической орбите с параметрами 91,4 x 111,0 млн. км, наклоном 3,5 град. и периодом обращения около 203 суток. Исходя из периода обращения Венеры, АМС могла бы снова сблизиться с Венерой только через шесть лет.

После анализа неисправности выяснилось, что ЖРД орбитального маневрирования вышел из строя, и его дальнейшее использование невозможно. Специалисты JAXA рассчитали возможность выхода АМС на околовенерианскую орбиту путем гравитационного захвата, для чего требовалось обеспечить необходимые условия сближения АМС с Венерой. В течение ноября 2011 года было выполнено три коррекции траектории с использованием ЖРД ориентации, при этом ставший теперь ненужным окислитель, который использовался маршевым ЖРД, предварительно был слит за борт. Новая траектория обеспечивала сближение АМС с Венерой в ноябре 2015 года.

Сближение АМС «Akatsuki» с Венерой произошло согласно расчетам. К этому времени была рассчитана новая схема выхода АМС на околовенерианскую орбиту. 07.12.15 г. на 20 минут были включены четыре из восьми двигателей ориентации, после чего АМС вышла на эллиптическую орбиту спутника Венеры высотой 400 x 440 000 км, наклоном 3° и с периодом обращения 13 суток и 14 часов. К концу апреля 2016 года апоцентр орбиты был уменьшен до 310 000 км.

28.04.2016 года JAXA сообщила, что АМС «Akatsuki» приступила к полномасштабному выполнению программы по исследованию атмосферы Венеры.

В декабре 2016 года вышли из строя инфракрасные камеры IR1 и IR2. Выполнение программы научных наблюдений атмосферы Венеры было завершено в марте 2018 года. После анализа состояния аппаратуры АМС и колебаний орбиты под влиянием верхних слоев атмосферы и солнечной гравитации было установлено, что АМС «Akatsuki» сможет находиться на стабильной орбите не менее трех лет, в связи с чем была разработана новая программа научной работы АМС, которая должна выполняться до 2022 года и, возможно, дольше.

7.4.1.1. АМС «IKAROS»

КА «IKAROS» (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun – межпланетный аппарат, движимый излучением Солнца) является первым в мире космическим аппаратом с солнечным парусом. КА запущен 21.05.10 г. вместе с АМС «Akatsuki» и КА «UNITEC-1», одной РН Н-2А.

Назначение КА «IKAROS» – отработка технологии перемещений в пространстве с помощью солнечного паруса и испытание тонкопленочных фотоэлектрических преобразователей – парус одновременно является и солнечной батареей. На этапе выведения КА парус находился в сложенном состоянии, в виде цилиндра высотой 0,8 м и диаметром 1,6 м. В составе бортовой аппаратуры КА, кроме устройств развертывания и закрутки паруса, находится радиосистема для связи с Землей, счетчик пылевых частиц и две отделяемые фотокамеры DCAM1 и DCAM2. Фотокамеры представляют собой цилиндры диаметром и высотой по 6 см, снабженные радиопередатчиками для передачи полученных изображений на КА «IKAROS», который ретранслирует снимки на Землю.

Стартовая масса КА – 290 кг, в т.ч. 13 кг – собственно парус, 2 кг – концевые грузы, 20 кг – запас сжатого газа для управляющих сопел.

После отделения от РН КА закручивается для стабилизации и задействования системы развертывания. Концевые грузы под действием центробежных сил растягивают парус до его штатной конфигурации. В развернутом состоянии парус представляет собой квадрат со стороной 20 м. В рабочем положении КА «IKAROS» вращается со скоростью 1-2 об/мин. Процесс раскрытия паруса был начат 03.06.10 г., а полностью парус был развернут 10.06.10 г. После развертывания паруса были поочередно отделены фотокамеры DCAM1 и DCAM2, которые засняли состояние развернутого паруса.

КА достиг окрестностей Венеры 12.12.10 г., после чего продолжил полет по гелиоцентрической орбите с периодом обращения около 10 месяцев. Энергии, генерируемой солнечной батареей на парусе, хватает для работы передатчика только в течение трех месяцев на каждом витке, в части траектории, наиболее близкой к Солнцу, в остальное время аппаратура АМС находится в «спящем» состоянии. Так, в апреле 2015 года КА «IKAROS» в пятый раз перешел в «спящий» режим.

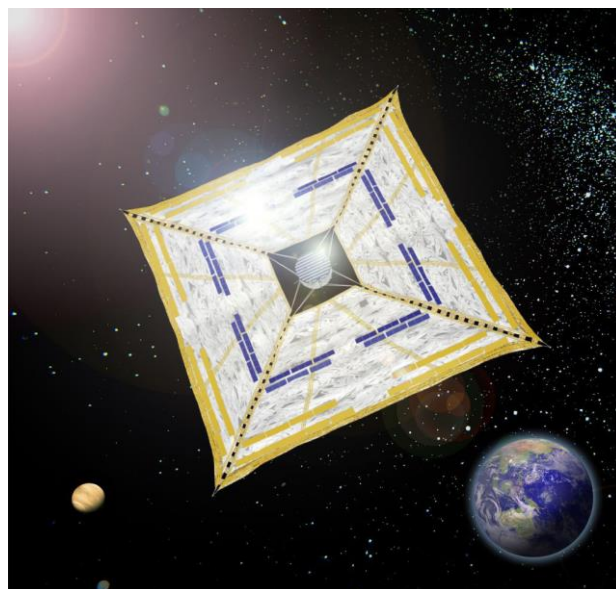


Рис. 3.159. АМС «IKAROS»

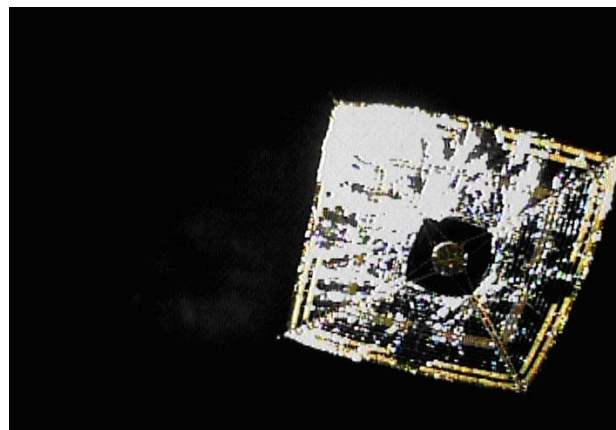


Рис. 3.160. Фото АМС «IKAROS», полученное камерой DCAM1

7.4.1.2. КА «UNITEC-1» («Shin'en»)

Первый в мире студенческий межпланетный КА «UNITEC-1» (UNISEC Technology Experiment Carrier-1) разработан японским межуниверситетским консорциумом UNISEC.

КА не имеет системы ориентации и предназначена для оценки нескольких вариантов бортовых компьютеров, разработанных университетами Японии. Размеры КА 30 x 30 x 35 см, масса – около 21 кг. В состав оборудования входят управляющий компьютер, шесть экспериментальных бортовых компьютеров, датчик радиации и радиосистема. Энергопитание аппаратуры обеспечивается солнечными батареями, размещенными на сторонах кубического корпуса.

Запуск КА произведен 21.05.10 г. вместе с АМС «Akatsuki» и КА «IKAROS», одной РН Н-2А. После запуска КА «UNITEC-1» получил наименование «Shin'en» («Бездна»). Ожидалось, что КА «Shin'en» проработает около 200 суток, но, к сожалению, 22.05.10 г., менее, чем через сутки после старта, связь с АМС прервалась, когда расстояние от АМС до Земли составляло около 320 000 км. В декабре 2010 года КА пролетел около Венеры.

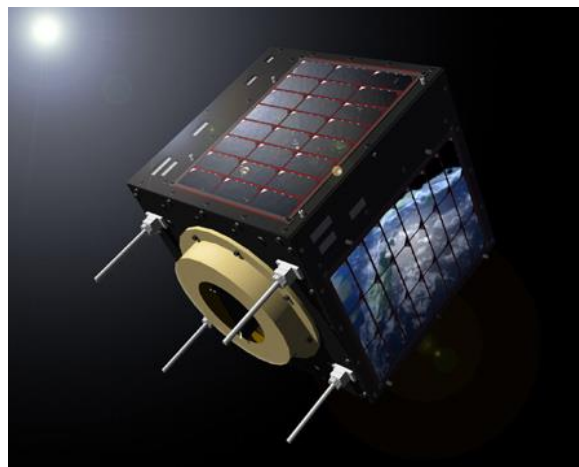


Рис. 3.161. КА «Shin'en»

7.5. Исследования Меркурия

7.5.1. ПРОЕКТ «MERCURY ORBITER»

Япония (ISAS) планировала в августе 2009 года запустить к Меркурию АМС с условным наименованием «Mercury Orbiter». Проект был отменен, вместо него было решено, что Япония будет участвовать в проекте ESA «BepiColombo» (запуск комплекса АМС к Меркурию).

Согласно финальному варианту проекта, Японское агентство аэрокосмических исследований JAXA разработало и изготовило орбитальный аппарат ММО (Mercury Magnetospheric Orbiter), который входит в состав АМС «BepiColombo», и полет от старта до прибытия к Меркурию совершает, присоединенным к европейскому модулю МРО. Размеры модуля ММО 1,1 x 1,8 м, масса 255 кг.

По японской традиции, после успешного старта АМС «BepiColombo» модуль ММО получил имя собственное – «Mio», в переводе с японского – «водный путь». Как объясняют разработчики, это название символизирует, что АМС будет пробиваться сквозь солнечный ветер, как парусники Земли плыли через океан, борясь с ветрами.

Запуск АМС «BepiColombo» ракетой-носителем Ariane 5 состоялся 20.10.2018 года. АМС выполнила гравитационный маневр при пролете вблизи Земли, и еще должна выполнить два пролета Венеры и шесть сближений с Меркурием, и только в декабре 2025 года должен состояться выход комплекса на орбиту спутника Меркурия, разделение модулей и начало автономного исследования Меркурия.

Подробное описание АМС «BepiColombo» и плана полета приведено в п. 5.4.2.5 и п. 5.4.2.6 настоящего тома.

7.6. Исследования внешних планет

7.6.1. ПРОЕКТ АМС «SOP»

В 1980 году была опубликована информация, что Япония изучала вопрос создания и запуска в 1988 году к Сатурну АМС «SOP» (Saturn Observation Probe – аппарат для наблюдений Сатурна). Никаких подробностей о проекте не сообщалось.

7.6.2. ПРОЕКТ АМС «JMO»

В 2009 году NASA и ESA договорились о создании двух АМС по общему проекту EISM¹, которые должны были исследовать спутники Юпитера, Европу и Ганимед. Япония предложила создать АМС «JMO» («Jupiter Magnetospheric Orbiter») для исследования магнитосферы Юпитера. Запуск японской АМС мог бы быть выполнен европейской РН вместе с создаваемой ESA АМС «JGO» в 2020 году. Прибытие АМС в систему Юпитера ожидалось в 2025-2026 годах. Когда в 2011 году NASA вышла из проекта, работы по АМС «JMO» были прекращены.

7.7. Исследования астероидов

7.7.1. АМС «HAYABUSA» («MUSES-C»)

АМС «Muses-C» разработана под управлением JAXA (Japan Aerospace eXploration Agency – Японское агентство аэрокосмических исследований) для доставки на Землю образцов грунта с астероида.

Первоначально целью полета был астероид 4460 Нереус. План полета выглядел следующим образом:

- 07.01.02 г. – старт на РН М-V;
- 09.09.03 г. – прибытие к Нереусу;
- 09-10.03 г. – исследование астероида, высадка нанорOVERA SSV², забор образцов грунта;
- 11.11.03 г. – старт АМС к Земле;
- 28.01.06 г. – посадка на Землю капсулы с образцами грунта.

Из-за задержки в разработке запуск был перенесен, и было решено, что АМС полетит в июле 2002 г. к астероиду 10302 (1989 ML), однако, в связи с выявившейся потребностью доработки РН М-V, запуск в 2002 г. стал невозможным. Окончательной целью полета АМС стал астероид 1998 SF36, со сроком старта в конце 2002 г.

По исходному проекту АМС «Muses-C» состояла из основного блока и возвращаемого аппарата. Планировалось также оснастить АМС самоходным нанорOVERA «Muses-CN», который должна была разработать NASA. В окончательный проект вместо американского нанорOVERA был включен посадочный зонд «Minerva», разработанный японскими специалистами.

Основной блок АМС имеет квадратное основание 1,5 x 1,5 м и высоту 1,05 м. На корпусе блока закреплены две панели солнечных батарей общей площадью 12 м² и остроуправленная антенна диаметром 1,5 м. Размах панелей солнечных батарей – 5,7 м. В систему энергоснабжения кроме солнечных батарей входит также никель-металлогидридный аккумулятор. Основная



Рис. 3.162. АМС «Hayabusa» («Muses-C»)

¹ См. том 4, часть 2, п.2.3.

² SSV – Small Science Vehicle, – небольшой научный аппарат (англ.).

двигательная установка АМС состоит из четырех ионных двигателей, использующих ксенон в качестве рабочего тела. Каждый двигатель обеспечивает максимальную тягу 0,00078 кгс. Двигатели рассчитаны на попарное включение. Удельный импульс двигателей – 2 980 с, суммарный запас характеристической скорости, обеспечиваемый запасом топлива – 4 000 м/с. Для маневрирования АМС снабжена также химическим ЖРД, работающим на гидразине и тетраоксиде азота. Тяга маневровой ДУ составляет 2,27 кгс. Ориентация АМС осуществляется с помощью 12 ЖРД тягой по 0,45 кгс.

Масса АМС – 530 кг, в т.ч. масса конструкции – 415 кг, масса топлива бортового ЖРД – 50 кг, запас ксенона для электрореактивной ДУ – 65 кг. Запуск выполнялся РН М-5.

Возвращаемый аппарат (ВА) имеет диаметр 40 см и высоту 25 см. Масса ВА – около 20 кг. Передняя часть ВА покрыта абляционной теплозащитой.

В состав научной аппаратуры основного блока входят:

- камера AMICA (Asteroid Multi-Band Imaging Camera) с ПЗС-матрицей;
- инфракрасный лазерный дальномер LIDAR (Light Detection and Ranging);
- спектрометр ближнего ИК-диапазона NIRS (Near Infrared Spectrometer);
- рентгеновский флуоресцентный спектрометр XFS (X-ray Fluorescence Spectrometer).

Устройство для сбора образцов грунта представляет собой коническую трубу с диаметром широкого конца около 40 см. Сбор грунта производится следующим образом:

а) сначала на поверхность астероида в выбранную точку сбрасывается мишень-маркер, представляющая собой мешок из светоотражающего материала, заполненный сыпучим материалом. Мишень используется как маяк для точных измерений положения и движения АМС относительно поверхности астероида. Мишень несет также небольшую пластину с выгравированными 880 000 именами землян, заплативших за право отправки своего имени на астероид Итокава. АМС несла три таких мишени;

б) АМС снижается над выбранным участком поверхности;

в) через заборную трубу производится выстреливание в грунт металлического снаряда массой 5 г (10 мм в диаметре) со скоростью 200-300 м/с, который при попадании в поверхность астероида выбивает небольшой кратер;

г) частицы грунта, выброшенные при ударе снаряда, попадают в заборную камеру и перегружаются в ВА.

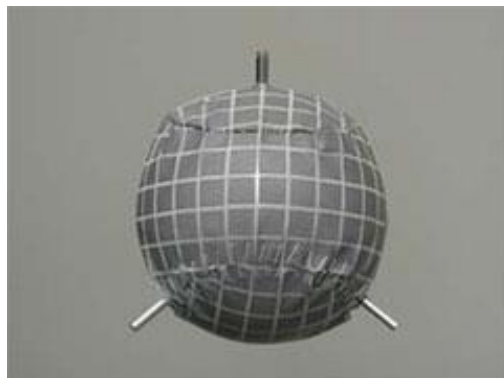


Рис. 3.163. Мишень-маркер АМС «Hayabusa»

Всего в трех точках забора планировалось собрать около 1 г грунта.

После взятия образцов грунта и загрузки его в ВА АМС должна была быть переведена на траекторию полета к Земле. На расстоянии 300 000-400 000 км от Земли ВА должен отделиться от АМС и войти в атмосферу Земли на скорости около 13 км/с. Планировалось, что ВА совершит парашютную посадку недалеко от австралийского полигона Вумера.

План полета выглядел так:

- конец 2002 г. – старт;
- май 2004 г. – пролет Земли с выполнением гравитационного маневра;
- сентябрь 2005 г. – сближение с астероидом;
- январь 2006 г. – старт к Земле;
- июнь 2007 г. – посадка возвращаемой капсулы.

Позже срок запуска АМС был еще раз перенесен, на этот раз уже на 2003 год. Траектория полета была откорректирована, АМС по-прежнему должна была сближаться с астероидом 1998 SF, уже получившим к этому времени имя Итокава (25 143 Itokawa), но срок прибытия к астероиду удалось сохранить – осень 2005 года.

Запуск АМС «Muses-C», получившей после запуска название «Hayabusa» (в переводе с японского – «Сокол»), был произведен 09.05.03 г. ракетой-носителем М-V КМ. Перевод АМС на траекторию встречи с астероидом Итокава выполнялся с помощью

ионных двигателей. АМС, двигаясь по расчетной траектории, 19.05.04 г. совершила пролет мимо Земли на расстоянии 3 725 км. Прибытие АМС к астероиду состоялось 12 сентября 2005 года. Еще задолго до прибытия, 31.07.05 г. произошел отказ одного из трех гироскопов системы ориентации, но специалисты JAXA заявили, что это не повлияет на выполнение программы полета. Вскоре после сближения с астероидом – 03.10.05 г., – вышел из строя второй гироскоп.

Сблизившись с астероидом, АМС «Hayabusa», в соответствии с программой, не выходила на орбиту вокруг него, а продолжала двигаться по гелиоцентрической орбите «параллельным курсом» на расстоянии 20 км от астероида. АМС проводила съемки поверхности астероида в течение полутора месяцев. По результатам съемки были выбраны два (вместо трех по первоначальному плану) места для забора грунта.

04.11.05 г. была выполнена репетиция спуска АМС к поверхности астероида. Спуск происходил в автоматическом режиме – всей операцией управлял бортовой компьютер. Снижение было прервано на высоте 700 м по команде компьютера в связи с обнаружением условий сближения, не соответствующих расчетным.

Вторая репетиция спуска была выполнена 09.11.05 г. Компьютер устойчиво управлял движением АМС, отслеживая вращение астероида. Спуск до высоты 70 м был выполнен дважды. При одном из спусков на астероид была сброшена мишень.

12.11.05 г. при имитации спуска был неудачно сброшен посадочный зонд «Minerva». Сброс выполнялся по команде с Земли, в то время как спуском управлял бортовой компьютер. По несчастливому совпадению, команда на сброс пришла на борт АМС в тот момент, когда компьютер начал отход от астероида. Отделившийся зонд не опустился на астероид, а стал спутником Итокавы. Существует вероятность, что спустя какое-то время зонд все-таки упадет на поверхность астероида.

20.11.05 г. была предпринята первая попытка посадки на астероид. Снижение производилось в точке, где ранее была сброшена мишень. Непосредственно перед снижением до минимальной высоты связь с АМС была прервана, всеми действиями руководил бортовой компьютер. Впоследствии по анализу телеметрии было установлено, что касание произошло со скоростью 10 см/с, причем дважды, после подскока АМС на небольшую высоту. Предполагается, что АМС могла удариться о поверхность астероида заборным раструбом, либо концами панелей солнечных

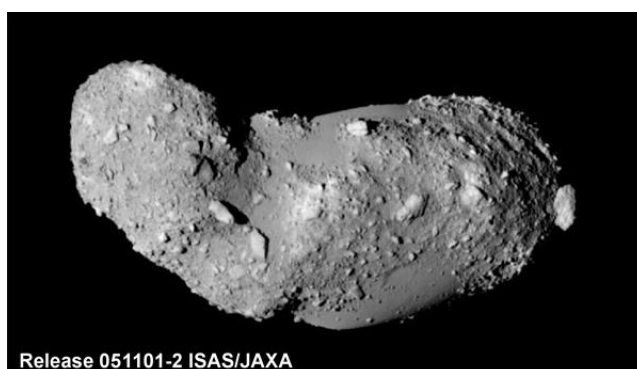


Рис. 3.164. Астероид Итокава
Фото АМС «Hayabusa»

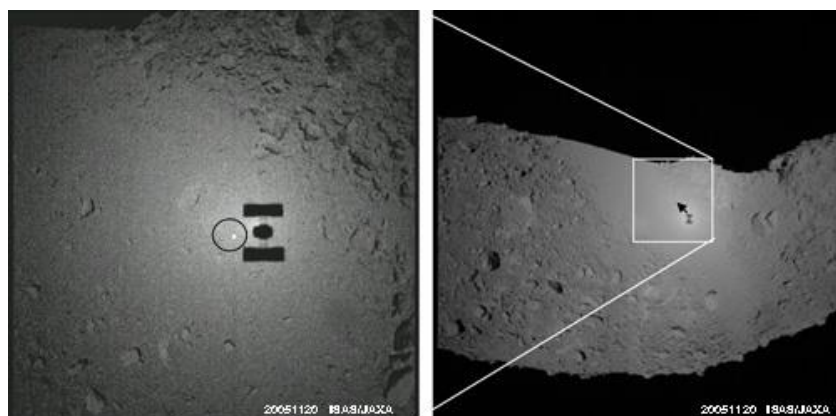


Рис. 3.165. Тень от АМС «Hayabusa» на поверхности астероида Итокава

Снимок сделан 20.11.2005 года при первой попытке посадки (кружком обведена мишень, сброшенная 09.11.05 г.)

батарей. После второго касания АМС «Hayabusa» некоторое время находилась на поверхности астероида, но устройство забора грунта не включилось, т.к. не сработал датчик касания грунта. После 30 минут ожидания бортовой компьютер выдал команду на аварийный взлет. Так был произведен первый в мире взлет КА с астероида (первую посадку выполнила 12.02.2001 г. американская АМС «NEAR»¹. – на астероид Эрос)

26.11.05 г. была выполнена вторая посадка на астероид в той же точке, что и первая, в связи с чем новую мишень было решено не сбрасывать. Все операции прошли успешно. Было сообщено, что устройство забора грунта было приведено в действие – сделано два «выстрела», однако, как выяснилось позднее, пиротехническое устройство осталось заблокированным, и «выстрелов» не было сделано.

АМС в соответствии с программой выполнила отлет от астероида, но в это время вышел из строя один из двигателей ориентации, причем началась утечка рабочего тела – гидразина. Нарушилась ориентация АМС, в связи с чем прекратилось поступление электроэнергии от солнечных батарей. 04.12.05 г. удалось восстановить ориентацию АМС с помощью газовых сопел нейтрализаторов, через которые по командам с Земли стравливался ксенон – рабочее тело ионных двигателей. АМС была закручена со скоростью 1/6 об/мин - для сохранения ориентации солнечных батарей на Солнце. Однако, 08.12.05 г. произошел выхлоп гидразина, отчего АМС стала неуправляемо вращаться, связь с Землей была утеряна. Команды с Земли также не проходили на борт АМС.

14.12.05 г. руководители программы «Muses-C» объявили, что возвращение АМС в запланированный срок отменено из-за технических проблем, АМС остается около астероида Итокава до следующей возможной даты старта к Земле, которая наступит только в 2007 году. Японские специалисты надеялись, что АМС сохранит работоспособность до этого времени, а с техническими неполадками удастся справиться.

Действительно, аппаратура АМС продолжала работать в автономном режиме, и 23.01.06 г. специалисты JAXA уловили немодулированный сигнал бортового радиомаяка АМС «Hayabusa», а 26.01.06 г. удалось включить режим опроса состояния АМС. Было установлено, что АМС вращается со скоростью 7 град/с в направлении, обратном заданному перед потерей связи, при этом остронаправленная антенна отклонена почти на 70° от направления на Землю. Литий-ионные аккумуляторы частично вышли из строя, запасы горючего и окислителя маневровой ДУ равны нулю. На борту осталось от 42 до 44 кг ксенона, чего должно было хватить на разгон АМС к Земле, при условии, что ионные двигатели работоспособны, и что система астронавигации также не вышла из строя.

06.02.06 г. в бортовой компьютер была передана новая программа ориентации, и АМС стала медленно изменять свое положение. Постепенно удалось изменить направление оси вращения таким образом, чтобы солнечные батареи были постоянно освещены, и сохранялась устойчивая радиосвязь с Землей. В апреле и мае 2006 года проводилось прогревание элементов конструкции АМС для полного выпаривания остатков гидразина, который мог бы снова нарушить ориентацию АМС при выполнении ответственных операций. В мае-июне были проверены два из четырех ионных двигателей. Как выяснилось, их характеристики не ухудшились. Проверка третьего двигателя была отложена до января 2007 г., когда АМС должна была находиться ближе к Солнцу. Четвертый двигатель находился в резерве с самого начала полета. Были проверены отдельные элементы литиево-ионных аккумуляторов, начата зарядка неповрежденных элементов.

Позднее было установлено, что работоспособны только два электрореактивных двигателя из четырех. 25.04.07 на АМС была выдана команда начать разгон на одном ЭРД. 18.10.07 г. ЭРД был выключен, чем был закончен первый этап разгона. 04.02.09 г. был начат второй этап разгона. Два ЭРД должны были поочередно работать до марта 2010 г., однако 13.08.09 г. из-за сбоя в системе ориентации АМС начала вращаться, выключив ЭРД. После восстановления ориентации из-за большого удаления от Солнца и нехватки по этой причине электроэнергии ЭРД снова были включены лишь 26.09.09 г. До 04.11.09 два работавших попеременно ЭРД вышли из строя. Была придумана схема, в которой использовался источник ионов одного двигателя, а нейтрализатор – от другого ЭРД. 19.11.09 г. такой «комбинированный» двигатель был запущен, и АМС продолжила разгон для выхода на траекторию «попадания» в атмосферу Земли. 27.03.10 г. разгон был завершен.

¹ См. том 2, часть 2, п.7.5.2.

Коррекции траектории, которые обеспечили бы попадание ВА в «коридор входа» и посадку в заданном районе, штатно должны были проводиться с помощью ЖРД. В связи с отсутствием работоспособного ЖРД, в период с 01.05.10 г. по 09.06.10 г. было проведено четыре включения «комбинированного» ЭРД. 13.06.10 г. возвращаемый аппарат АМС «Hayabusa» вошел в атмосферу Земли и совершил посадку на полигоне Вумера в Австралии на расстоянии 1,1 км от расчетной точки приземления. Основной блок АМС сгорел при входе в атмосферу.



Рис. 3.166. Возвращаемый аппарат АМС «Hayabusa» на месте приземления

После исследования возвращаемого аппарата было сообщено, что в ловушке приемного устройства, куда должны были попасть частицы астероидного грунта, было обнаружено около 1 500 частиц размером 10 мкм и менее. Анализ, проведенный японскими специалистами, показал, что это действительно частицы вещества астероида Итокава.

7.7.1.1. Наноровер «Muses-CN»

В первоначальном проекте планировалось сбрасывание с АМС «Muses-C» с малой высоты на астероид наноровера «Muses-CN». Разработку наноровера вела лаборатория NASA JPL (США).

Научное оборудование на ровере:

- телекамера;
- инфракрасный спектрометр;
- альфа-рентгеновский спектрометр.

Масса наноровера – 1,2 кг. Питание наноровера осуществляется от солнечных элементов, которые покрывают корпус со всех сторон. Шасси ровера выполнено в виде четырех колес на поворотных стойках, что позволяет, управляя поворотом стоек, направлять телекамеру вниз или вверх.



Рис. 3.167. Наноровер «Muses-CN»

Расчетный срок работы наноровера – 1 месяц.

В окончательном варианте комплектации АМС наноровер «Muses-CN» был заменен на посадочный зонд «Minerva» японской разработки.

7.7.1.2. Посадочный зонд «Minerva»

Посадочный зонд «Minerva» (Micro/Nano Experimental Robor Vehicle for Asteroid) разработан специалистами ISAS и оснащен стереокамерами, термометром и пенетраторами («иглами») для исследования физических характеристик грунта. Зонд снабжен устройством для «подпрыгивания»

на поверхности астероида. Электропитание аппарата зонда получает от солнечных батарей, покрывающих корпус.

Зонд входил в состав АМС «Hayabusa», запущенной 09.05.03 г. к астероиду Итокава. 12.11.05 г. при имитации спуска АМС «Hayabusa» к поверхности астероида зонд «Minerva» был сброшен, но неудачно, отделившийся зонд не опустился на астероид, а стал спутником Итокавы.



Рис. 3.168. Посадочный зонд «Minerva»

Табл. 3.17. Хронология полета АМС «Hayabusa»

№	Дата	Событие
1	09.05.03	Старт
2	19.05.04	Гравитационный маневр у Земли. Минимальная высота 3 700 км.
3	31.07.05	Отказ одного из трех гироскопов.
4	12.09.05	Прибытие к астероиду Итокава – зависание на расстоянии 20 км.
5	03.10.05	Отказ второго гироскопа
6	04.11.05	Репетиция спуска до высоты 0,7 км
7	09.11.05	Вторая репетиция. Два спуска до высоты 70 м. Сброшена мишень.
8	12.11.05	Имитация спуска. Неудачный сброс зонда «Минерва».
9	20.11.05	Первая попытка снижения до высоты 0 м. Произошло двойное касание. Время нахождения АМС на поверхности астероида – 30 мин. Устройство забора грунта не включилось.
10	26.11.05	Вторая посадка в той же точке, что и 20.11.05 г.
11	26.11.05	Взлет, выход из строя одного из двигателей ориентации, утечка гидразина, отказ системы электропитания.
12	04.12.05	Ориентация АМС восстановлена с помощью ксеноновых сопел.
13	08.12.05	Из-за выхлопа гидразина АМС начала беспорядочно вращаться. Связь потеряна.
14	14.12.05	Объявлено о переносе старта от Итокавы на 2007 г.
15	23.01.06	Получен сигнал бортового радиомаяка, определены параметры вращения АМС.
16	26.01.06	Включен режим «опроса», проанализировано состояние АМС.
17	06.02.06	Передача на борт АМС новой программы ориентации.
18	05.06.06	Проверена исправность двух ЭРД
19	25.04.07	Включение ЭРД для перехода на траекторию полета к Земле.
20	18.10.07	Завершение первого этапа разгона.
21	04.02.09	Начало второго этапа разгона АМС.
22	13.08.09	Сбой датчика системы ориентации. Преждевременное выключение ЭРД.
23	26.09.09	Включение ЭРД.
24	04.11.09	Выход из строя ЭРД.
25	19.11.09	Включение «комбинированного» ЭРД.
26	27.03.10	Завершение разгона АМС.
27	01.05-09.06.10	Коррекции траектории с помощью «комбинированного» ЭРД.
28	13.06.10	Вход ВА в атмосферу Земли, спуск и посадка.

7.7.2. АМС «HAYABUSA 2»

Еще до возвращения АМС «Hayabusa» руководители проекта обсуждали возможность изготовления еще одной аналогичной АМС, усовершенствованной с учетом полученного опыта, с целью получения образцов вещества астероида класса С. Кроме того, обсуждалась (в 2007 г.) возможность создания более сложной АМС, оборудованной установкой для бурения и способной доставить колонку грунта с двух астероидов за один полет.

В 2010 году было объявлено, что JAXA начала работу над АМС «Hayabusa 2», которая будет запущена в 2014 году к астероиду 1999 JU3 (по новой системе классификации – астероид № 162173). Диаметр астероида оценивается в 914 м. В 2015 году астероиду было присвоено имя Рюгу (Ryugu) в честь мистического подводного замка Рюгу-дзё из японской легенды.

АМС «Hayabusa 2» представляет собой комплекс, в состав которого входят:

- базовый блок;
- возвращаемая капсула;
- малый посадочный зонд «MASCOT» (Mobile Asteroid Surface sCOuT – мобильный разведчик поверхности астероида);
- мини-роверы «Minerva II»;
- малый импактор SCI (Small Carry-on Impactor);
- отделяемая телекамера DCAM3;
- пять посадочных мишеней-маркеров.

Импактор SCI несет заряд взрывчатого вещества массой 4,5 кг и медный снаряд. Общая масса импактора – 15 кг.

В оборудование базового блока АМС входят:

- инфракрасный спектрометр ближнего ИК-диапазона NIRS3 (Near InfraRed Spectrometer);
- камера теплового ИК-диапазона TIR (Thermal InfraRed imager);
- механизм для отбора проб грунта SMP (SaMPler horn).

Устройство SMP представляет собой раскрываемый конус длиной 1 м и максимальной шириной 0,2 м. При касании поверхности астероида широкой частью конуса внутри него выстреливается танталовая пуля массой 5 г и диаметром 10 мм. При ударе пули в грунт со скоростью 300 м/с часть вещества астероида выбивается из поверхности и попадает по конусу в специальные ловушки. Через секунду после



Рис. 3.169. АМС «Hayabusa 2»

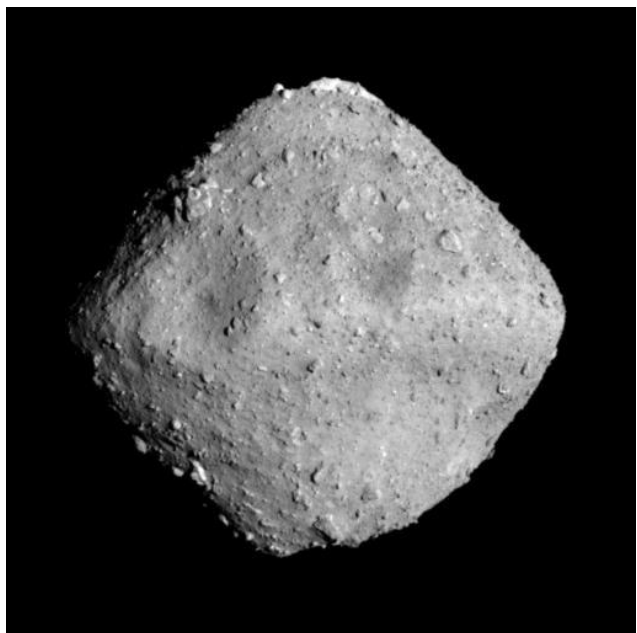


Рис. 3.170. Астероид Рюгу с расстояния 20 км.
Фото АМС «Hayabusa 2»

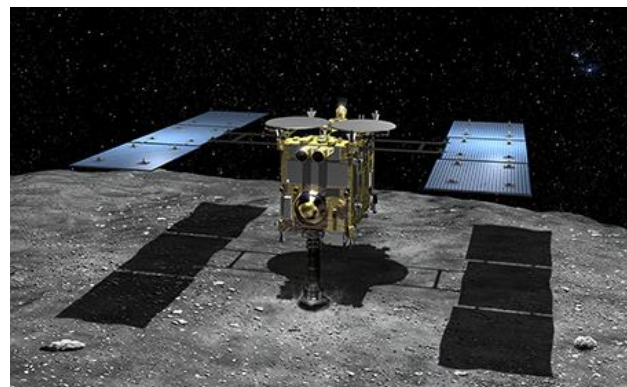


Рис. 3.171. АМС «Hayabusa 2» выполняет
взятие образцов грунта

выстрела ЖРД включаются на отвод АМС от астероида, чтобы избежать заваливания набок. Должно было быть выполнено три спуска на астероид для забора грунта в трех разных точках.

В состав аппаратуры АМС входят также три навигационные камеры:

- широкоугольная камера ONC-W1, направленная вперед, с полем обзора $54^\circ \times 54^\circ$ и разрешением 7 м на удалении 7 км;
- широкоугольная камера ONC-W2, аналогичная камере ONC-W1, но направленная вперед-вбок, в частности, для съемки посадочного зонда после его отделения;
- телескопическая камера ONC-T, направленная вперед, с углом обзора $5,8^\circ \times 5,7^\circ$ и разрешением 1 м на удалении 7 км.

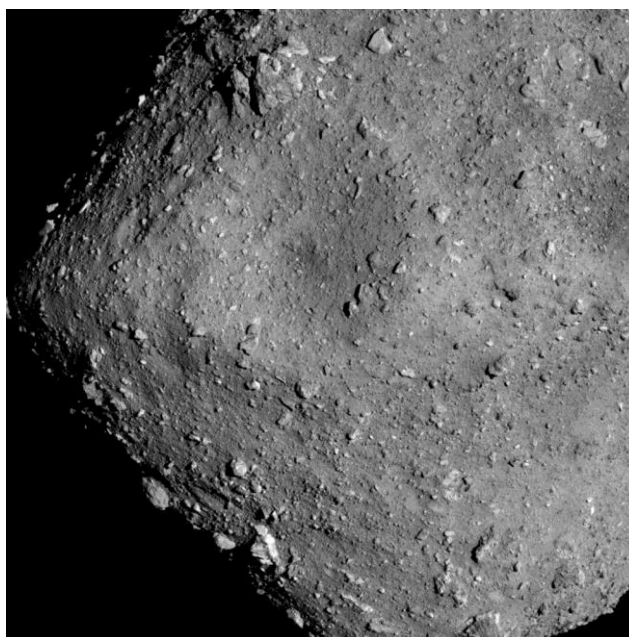


Рис. 3.172. Астероид Рюгу. с расстояния 6 км.
Фото АМС «Hayabusa 2»

Размер базового блока 1,4 x 1,6 x 1,0 м. Размах панелей солнечных батарей – 6,0 м. Стартовая масса АМС «Hayabusa 2» около 600 кг, в т.ч. 100 кг топлива (из них 73 кг – ксенон).

АМС поддерживает трехосную ориентацию при помощи четырех гиродиннов. Система ориентации и маневрирования включает 12 ЖРД ISAS-20N, разделенных на два контура. Тяга каждого ЖРД – 2,0 кгс. Маршевая ДУ состоит из четырех ионных двигателей, имеющих регулируемую тягу до 0,001 кгс. Двигатели имеют возможность качания на 5° в любую сторону. Одновременно могут быть включены до трех двигателей, создающих суммарную тягу от 0,0005 кгс до 0,0028 кгс. Расчетный ресурс каждого двигателя – более 18 000 ч.

Возвращаемая капсула имеет диаметр 0,4 м и высоту 0,2 м. Масса капсулы – 16,5 кг. Капсула имеет теплозащитный экран, который сбрасывается на высоте около 10 км, после чего капсула выполняет спуск на парашюте.

Старт АМС «Hayabusa 2» произведен 03.12.14 г. Для запуска использована ракета-носитель Н-2А/202.

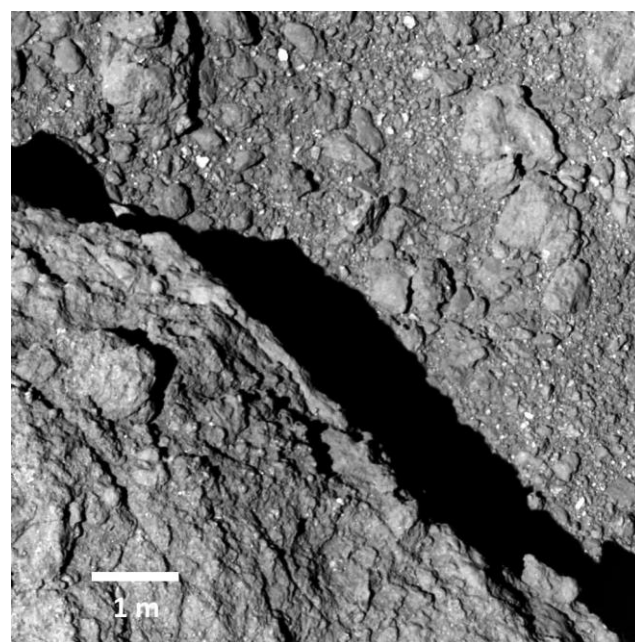


Рис. 3.173. Астероид Рюгу с высоты 64 м.
Фото АМС «Hayabusa 2»

Вместе с АМС «Hayabusa 2» были выведены попутные КА: «Procyon», «Despatch» и «Shin'en 2».

03.12.15 г. АМС выполнила гравитационный маневр при пролете Земли.

27.06.18 г. АМС сблизилась с астероидом Рюгу на запланированное расстояние около 20 км. По выполненным наблюдениям был определен средний диаметр астероида, который составляет 865 м. Система управления АМС обеспечивала полет АМС на постоянном расстоянии до астероида.

06.08.18 г. АМС «Hayabusa 2» начала сближение с астероидом. После пробного снижения до высоты 851 м АМС была отведена на расстояние 3 км от астероида. АМС выполняла съемку и картирование поверхности астероида с расстояния около 1 км в течение месяца.

В сентябре 2018 года началась подготовка к забору образцов грунта и высадке на поверхность лэндера и мини-роверов. 22.09.2018 года АМС сблизились с астероидом на расстояние нескольких десятков метров и выполнила сброс блока роверов «Minerva-II 1». В соответствии с программой блок разделился на две части: «Rover 1A» и «Rover 1B». Оба мини-ровера достигли поверхности астероида и после нескольких отскоков приступили к исследованиям. 03.10.2018 года был сброшен зонд «Mascot». 27.10.2018 года с высоты 20 м в предполагаемую точку взятия грунта был сброшен маяк – сфера диаметром 10 см, покрытая светоотражающей пленкой. Маяк предназначен служить ориентиром при снижении АМС для забора образца грунта.

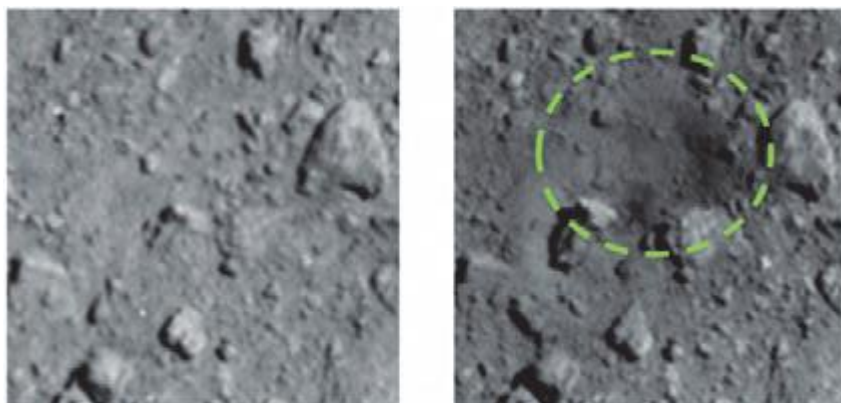


Рис. 3.174. Участок поверхности до и после попадания снаряда SCI в поверхность астероида.

22.02.2019 г. был произведен первый эксперимент по взятию образцов материала астероида с помощью устройства SMP. Касание грунта произошло на расстоянии около 1 м от расчетной точки.

05.04.2019 г. АМС «Hayabusa 2» приступила¹ к второму этапу исследования астероида. На высоте примерно 300 м был выполнен сброс импактора SCI. Пока импактор медленно приближался к поверхности, АМС «скрылась» за астероидом. На малой высоте был произведен подрыв заряда импактора, которым в поверхность астероида был выстрелен медный снаряд. В результате попадания снаряда образовался кратер (рис. 3.174), обнаживший коренные породы, образец которых планировалось взять при втором эксперименте по отбору грунта.

Наблюдение за процессом удара снаряда в поверхность астероида вела отделяемая камера DCAM3, имеющая форму цилиндра диаметром около 60 мм. Камера способна вести съемку с частотой 1 кадр/с, угол обзора – 74°x74°. Разрешающая способность камеры – 0,65 м с расстояния 1 км. Камера DCAM3, стабилизируемая вращением со скоростью 60-120 град/с, в течение нескольких часов вела наблюдение, передавая информацию на базовый блок АМС со скоростью до 4 мегабит/с.

30.05.2019 г. рядом с кратером была сброшена искусственная мишень, являющаяся маяком для точного касания поверхности.

11.07.2019 года был проведен второй эксперимент по взятию образцов материала астероида с помощью устройства SMP в зоне выброса грунта,

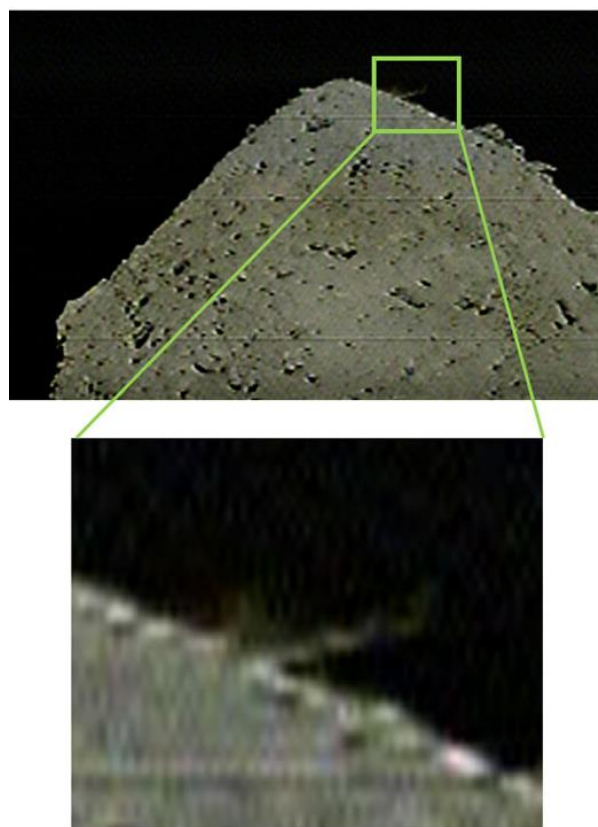


Рис. 3.175. Попадание импактора SCI в поверхность астероида.

Фото сделано камерой DCAM3

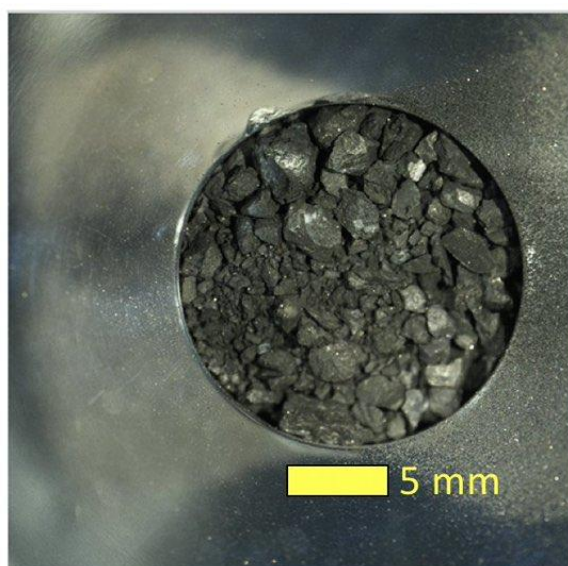
¹ Первоначальной программой полета этот эксперимент предполагалось выполнить в августе 2019 года.

образовавшегося при попадании импактора. Сближение с астероидом выполнялось с прицеливанием по мишени, сброшенной в конце мая. 30.07.2019 года JAXA сообщила, что захват образцов вещества астероида прошел успешно.

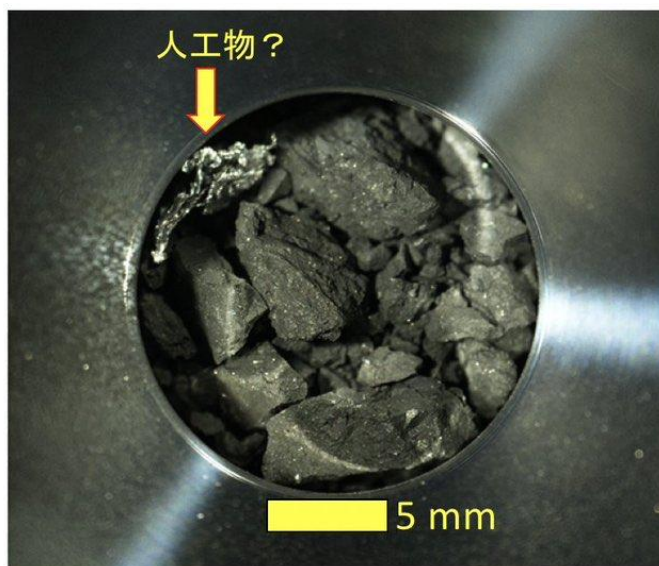
02.10.2019 года с высоты около 1 км был сброшен мини-ровер «Minerva-II 2», который должен был достичь поверхности астероида 08.10.2019 г. К сожалению, связь с мини-ровером после сброса установить не удалось.

13.11.2019 года АМС «Hayabusa 2» завершила работу по изучению астероида и начала удаляться от Рюгу со скоростью около 10 см/с. После тестирования ионных двигателей, 03.12.2019 г. была выдана команда на включение этих двигателей, и АМС направилась к Земле.

05.12.2020 года возвращаемая капсула с грунтом астероида отделилась от АМС и после баллистического торможения в атмосфере Земли совершила парашютный спуск на полигоне Вумера в Австралии. Капсулу доставили в Японию, где она была вскрыта. Как сообщалось, капсула доставила 5,4 г астероидного вещества.



А室(回収容器内)の光学顕微鏡像



С室(回収容器内)の光学顕微鏡像

Дата взятия образцов:

22.02.2019 г.

11.07.2019 г.

Рис. 3.176. Кусочки вещества астероида Рюгу, доставленные АМС «Hayabusa 2»

АМС «Hayabusa 2», выполнив коррекцию траектории, пролетела мимо Земли и осталась на гелиоцентрической орбите. Рассматривалось два варианта дальнейшего полета АМС.

В соответствии с первым вариантом «Hayabusa 2» должна была выполнить три гравитационных маневра – один при пролете Венеры в 2024 году и два при пролете Земли, в 2025 и 2026 годах. В таком случае в ноябре 2029 года АМС сблизилась бы с быстровращающимся околоземным¹ астероидом 2001 AV₄₃.

По второму варианту, утвержденному в сентябре 2020 года, АМС выполнит пролет астероида 2001 CC₂₁ в июле 2026 года и два гравитационных маневра у Земли в 2027 и 2028 годах, что обеспечит сближение в июле 2031 года с другим быстровращающимся околоземным астероидом – 1998 KY₂₆. Оба астероида представляют большой научный интерес.

¹ Околоземные астероиды – астероиды, чьи орбиты пересекают орбиту Земли.

Табл. 3.18. Хронология полета АМС «Hayabusa 2»

№	Дата	Событие
1	03.12.14	Старт.
2	03.12.15	Гравитационный маневр у Земли.
3	27.06.18	Прибытие к астероиду Рюгу – зависание на расстоянии 20 км.
4	06.08.18	Пробное сближение с астероидом до расстояния менее 1 км.
5	22.09.18	Сближение до нескольких десятков метров и сброс блока мини-роверов «Minerva-II 1».
6	12.09.18	Репетиция спуска на поверхность. Система защиты прервала спуск на высоте 600 м.
7	03.10.18	Сброс зонда «Mascot».
8	15.10.18	Вторая репетиция спуска. Снижение до высоты 27,3 м.
9	25.10.18	Вторая репетиция спуска. Снижение до высоты 12 м.
10	27.10.18	Сброс маяка в предполагаемую точку забора грунта.
11	21.02.19	Забор образца грунта с помощью устройства SMP.
12	05.04.19	Сброс импактора SCI и выстреливание медного снаряда в поверхность астероида.
13	30.05.19	Сброс мишени-маяка рядом с кратером, образованным падением импактора SCI.
14	11.07.19	Второй забор образца грунта с помощью устройства SMP.
15	02.10.19	Сброс мини-ровера «Minerva-II 2».
16	13.11.19	Завершение работы по исследованию астероида.
17	03.12.19	Начало движения к Земле.
18	05.12.20	Отделение и посадка возвращаемой капсулы. Доставлено 5,4 г астероидного вещества.

7.7.2.1. Малый посадочный аппарат «MASCOT»

Лэндер¹ «MASCOT» (Mobile Asteroid Surface sCOuT – мобильный разведчик поверхности астероида) создан DLR (германское космическое агентство) в рамках европейского проекта «Marco Polo»².

Корпус аппарата выполнен в виде параллелепипеда размером 0,3 x 0,3 x 0,2 м, масса – 10 кг. Лэндер должен быть просто сброшен на поверхность астероида, прочность конструкции обеспечивает безопасное падение на астероид в условиях сверхмалой гравитации. После достижения поверхности датчики лэндера определяют положение корпуса. При необходимости в действие приводится механизм инерционного переворота корпуса. Внутри корпуса установлен источник электроэнергии, радиопередатчик для отправки информации

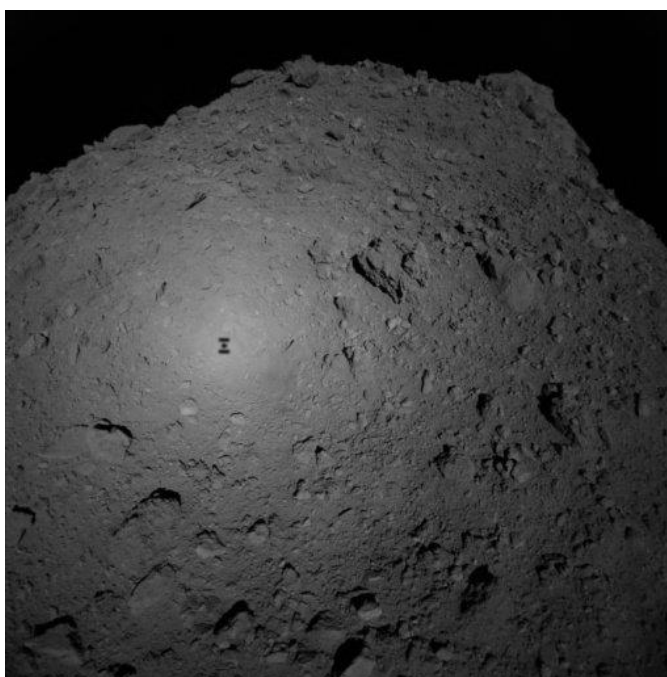


Рис. 3.177. Рюгу с высоты 130 м перед сбросом лэндера «Mascot»

¹ От *lander* – посадочный аппарат (англ.).

² См. п. 5.7.9.

на базовый блок АМС «Hayabusa 2» и четыре научных прибора:

- MicrOmega – инфракрасный гипер-спектральный микроскоп;
- MAG - магнитометр;
- CAM - видеокамера;
- MARA – инфракрасный радиометр.

Лэндер был сброшен 03.10.18 г. с высоты 51 м. Он успешно совершил посадку и приступил к работе, которая была завершена через 17 часов в связи с исчерпанием заряда аккумуляторов.

7.7.2.2. Мини-роверы «Minerva-II»

АМС «Hayabusa 2» несла два блока мини-роверов «Minerva-II».

Первый блок состоит из двух мини-роверов, названных «Rover1A» и «Rover1B»¹. После отделения от АМС мини-роверы разделяются и падают на поверхность астероида независимо друг от друга. Масса блока 2,5 кг, масса каждого ровера по отдельности 1,1 кг. Диаметр мини-ровера 17 см, высота – 7 см.

Второй блок представляет собой мини-ровер «Rover2», аналогичный мини-роверу «Minerva», неудачно сброшенному с АМС «Hayabusa» на астероид Итокава в 2005 году. Масса – 1,6 кг.

Мини-роверы оснащаются телекамерами и инфракрасными приборами. Инерционное устройство внутри мини-роверов позволяет им перемещаться по поверхности астероида.

Сброс блока мини-роверов «Minerva-II 1» был произведен 22.09.2018 года с высоты несколько десятков метров. В соответствии с программой блок разделился на две части: «Rover 1A» и «Rover 1B». Оба мини-ровера достигли поверхности астероида и после нескольких отскоков приступили к исследованиям. Данные от мини-ровера «Rover 1A» поступали в течение 114 дней, а от «Rover 1B» в течение 10 дней, после чего поток данных прервался. Было сделано предположение, что, перемещаясь по поверхности астероида, мини-роверы попали в тень, где перестали получать энергию от солнечных батарей. Однако, 2 августа 2019 года АМС «Hayabusa 2» неожиданно получила сигнал и телеметрическую информацию

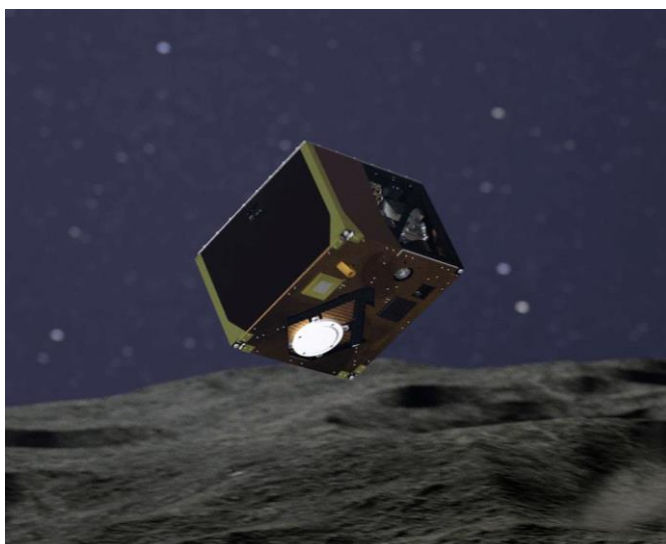


Рис. 3.178. Сброс лэндера «MASCOT»

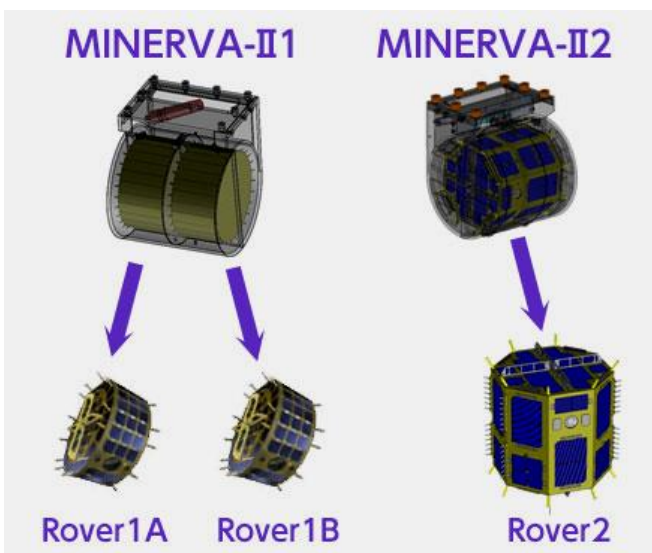


Рис. 3.179. Мини-роверы «Minerva II»



Рис. 3.180. Поверхность астероида Рюгу.
Фото мини-ровера «Rover 1B»

¹ Позднее мини-роверам присвоили имена собственные «Hibou» и «Owl» («Филин» и «Сова», англ.).

от мини-ровера «Rover 1B». Специалисты предположили, что в связи с приближением к Солнцу интенсивность света, попадающего на солнечные элементы мини-ровера, возросла до уровня, позволившего аппаратуре мини-ровера включиться и начать передавать информацию. Сигнал поступил из точки, значительно удаленной от места сброса, из чего специалисты сделали вывод, что мини-ровер продолжал «прыжковое» движение в течение десяти месяцев без связи с «материнской» АМС.

Что касается мини-ровера «Minerva-II 2», то еще до отделения было обнаружено, что его аппаратура вышла из строя. Тем не менее, 02.10.2019 г. на высоте примерно 1 км от поверхности астероида мини-ровер был отделен от АМС «Hayabusa 2» с целью проведения измерений гравитационного поля. Мини-ровер должен был достичь поверхности астероида 08.10.2019 г.

7.7.2.3. АМС «Procyon»

АМС «Procyon» (PRoximate Object Close flybY with Optical Navigation) – КА для отработки систем навигации при сближении с астероидами. Запущена 03.12.2014 г. в качестве попутной нагрузки вместе с АМС «Hayabusa 2».

Масса АМС «Procyon» – 67 кг, размеры 55 x 55 x 63 см. Площадь солнечных батарей – 1,5 м². АМС оборудована ионным двигателем, имеющим тягу 0,025 гс и удельный импульс 1 000 с. Ориентацию АМС обеспечивают восемь двигателей на газообразном ксеноне тягой по 0,0019 кгс и с удельным импульсом 24 сек. Запас рабочего тела – 2,5 кг ксенона.

Аналогично основной АМС, КА «Procyon» выполнил 03.12.2015 г. гравитационный маневр около Земли, пролетев на минимальном расстоянии 2,7 млн. км, после чего должен был перейти на траекторию полета к астероиду 2000 DP107, пролет около которого ожидался 12.05.2016 года. При пролете на дальности около 30 км планировалось выполнить съемку астероида с высоким разрешением с помощью телескопа МТ. В планах полета рассматривалась возможность последующего пролета еще одного или нескольких астероидов.

В мае 2015 г. руководители полета сообщили о неисправности ионного двигателя АМС «Procyon», из-за чего задача пролета около астероидов стала невыполнимой. Связь с АМС «Procyon» была потеряна вскоре после пролета около Земли в декабре 2015 года.

7.7.2.4. КА «Despatch»

КА «Despatch¹» (DEep SPace Amateur Troubadour's CHallenge), второе название – «ARTSAT-2» (ART and SATellite project 2 – проект «Искусство и спутник 2») – КА, являющийся художественным проектом, реализованным в Университете Тамма. Корпус КА, напоминающий творения абстракционистов, был напечатан с помощью 3D-принтера. КА был запущен 03.12.2014 г. в качестве попутного груза вместе с АМС «Hayabusa 2».

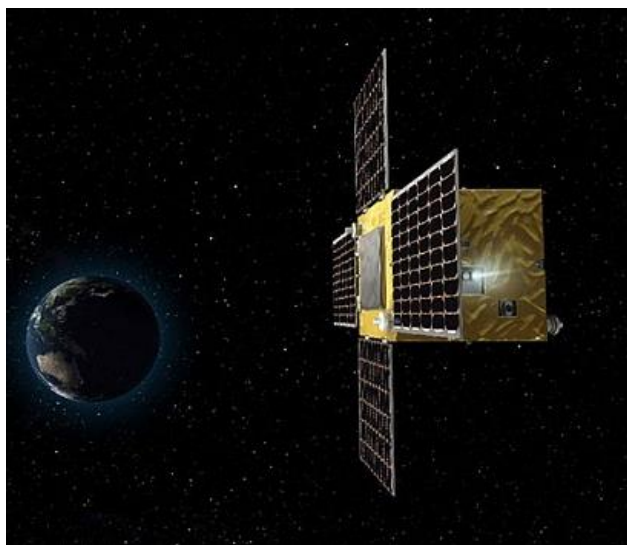


Рис. 3.181. АМС «Procyon»

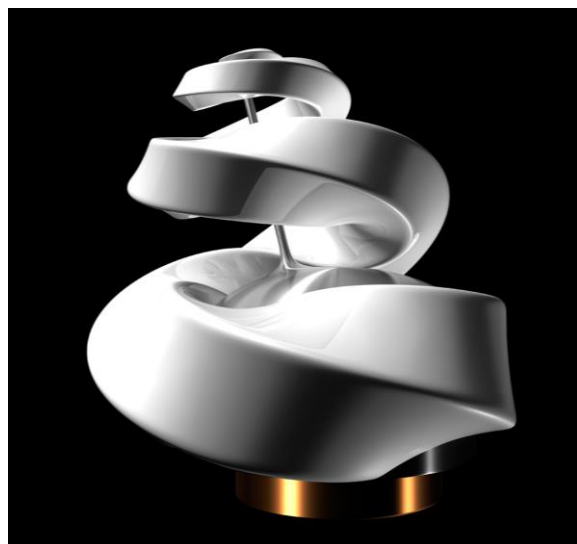


Рис. 3.182. КА «Despatch»

¹ Despatch – послание (англ.).

На борту аппарата размещен радиопередатчик, который был рассчитан на функционирование в течение 27 дней, за которые КА должен был удалиться от Земли на расстояние около 3 млн. км.

Питание радиопередатчика осуществлялось от аккумулятора, солнечные батареи отсутствуют. Согласно официальному сообщению JAXA, радиопередатчик КА прекратил работу 03.01.2015 г.

Масса КА 32 кг, размеры 50 x 50 x 45 см.

7.7.2.5. КА «Shin'en 2»

КА «Shin'en 2» («Бездна 2») – экспериментальный аппарат, созданный студентами Университета Кагосимы. Запущен 03.12.2014 г. в качестве попутного груза вместе с АМС «Hayabusa 2».

Масса – 17 кг, габариты 490 × 490 × 475 мм. Корпус КА выполнен в виде додекаэдра с панелями из углепластика с наклеенными элементами солнечных батарей. Система ориентации КА отсутствует.

Основное назначение КА «Shin'en 2» – отработка технологии дальней (до 3 млн. км) космической связи, для чего на нем была установлена соответствующая радиоаппаратура. Дополнительным полезным грузом являлся дозиметр для регистрации галактического и солнечного излучения.



Рис. 3.183. КА «Shin'en 2»

КА был выведен на гелиоцентрическую орбиту с параметрами 0,7 x 1,3 а.е., наклонение к плоскости эклиптики близко к нулю.

08.12.14 г. был проведен сеанс связи на максимальном расстоянии КА от Земли 2,3 млн. км.

04.12.15 г. КА «Shin'en 2» вновь сблизился с Землей до минимального расстояния 5,6 млн. км. Попытки установить связь с КА при этом сближении не увенчались успехом.

7.7.3. ПРОЕКТ АМС «DESTINY+»

В ноябре 2020 года было опубликовано сообщение о разработке японским космическим агентством JAXA малобюджетной АМС «Destiny+» для изучения астероида Фазтон (3200 Phaethon) с пролетной траектории.

АМС «Destiny+», имеющая проектную массу 480 кг, должна быть запущена с помощью РН «Epsilon» в 2024 году. АМС будет оборудована солнечными батареями и ЭРДУ. Планируемый запас топлива составляет 60 кг ксенона и 15,4 кг гидразина для однокомпонентных маневровых ЖРД. В разработке научного оборудования АМС примет участие германское космическое агентство.

Пролет АМС около астероида Фазтон на расстоянии 500 км должен произойти в 2028 году.

7.7.4. ПРОЕКТ АМС «OKEANOS»

JAXA изучает предложение о создании АМС «OKEANOS» (Oversize Kite-craft for Exploration and AstroNautics in the Outer Solar System – большой «воздушный змей» для изучения и полетов во внешней области Солнечной системы) для полета к троянским астероидам в системе Юпитера. Для перемещения в пространстве предлагается использовать солнечный парус («воздушный змей»), прототип которого уже был испытан в КА «IKAROS»¹. АМС будет двигаться под действием давления солнечного излучения. После сближения с астероидами парус будет отброшен, и основной модуль АМС совершит посадку на выбранный астероид. В предложении рассматривается даже возможность взятия образца грунта и доставки его на Землю.

¹ См. п. 7.4.1.1.

ГЛАВА 8. ИНДИЯ

8.1. АМС «Chandrayaan-1»

Индийская Организация Космических Исследований (Indian Space Research Organization – ISRO) разработала АМС «Chandrayaan-1» (Чандраян¹) для проведения исследований лунной поверхности.

АМС, разработанная на базе метеорологического спутника «Kalpana-1», имеет форму куба со стороной примерно 1,5 м.

Научное оборудование АМС:

- ТМС (Terrain Mapping stereo Camera) – телекамера для картирования поверхности Луны с высоким разрешением (5 м в полосе 20 км);
- HySI (Hyper Spectral Imager) – камера для минералогического картирования поверхности Луны с разрешением 80 м;
- HEX – рентгеновский и гамма-спектрометр высоких энергий;
- LLRI (Lunar Laser Ranging Instrument) – лазерный инструмент для топографической съемки с орбиты с вертикальным разрешением 5 м;
- Mini-SAR – мини-радар;
- М³ – инфракрасный спектрометр;
- CIXS (Chandrayaan Imaging X-Ray Spectrometer) – рентгеновский флуоресцентный видовой спектрометр, объединяющий три прибора: низкоэнергетический рентгеновский спектрометр, высокоэнергетический гамма/рентгеновский спектрометр и солнечный рентгеновский монитор;
- SIR-2 – спектрометр ближнего ИК-диапазона;
- SARA (Sub-keV Atom Reflecting Analyser) – анализатор низкоэнергетических частиц;
- RADOM – монитор радиационной дозы;
- XSM – рентгеновский солнечный монитор.

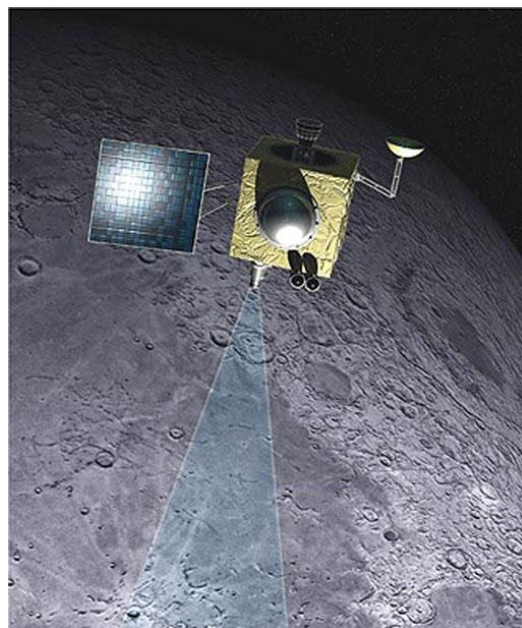


Рис. 3.184. АМС «Chandrayaan-1»

Кроме того, в состав АМС входил отделяемый зонд MIP (Moon Impact Probe) предназначенный для сброса на поверхность Луны.

Масса АМС – 1 304 кг, в т.ч. 819 кг топлива и 89 кг научной аппаратуры. Часть оборудования разработана странами ESA – Германией, Швецией, Великобританией, а также США и Болгарией.

Двигательная установка АМС состоит из маршевого ЖРД тягой 45 кг и 8 ЖРД тягой по 2,2 кг, работающих на двухкомпонентном топливе. Трехосная стабилизация АМС обеспечивается реактивными двигателями ориентации и гироскопической системой.

Энергопитание обеспечивается одной солнечной батареей мощностью до 700 Вт и литий-ионным аккумулятором емкостью 36 А-ч.

Расчетное время работы АМС – 2 года.

¹ Лунная колесница (санскрит).

АМС была запущена 22.10.08 г. ракетой-носителем PSLV. АМС была выведена на первоначальную орбиту 248 x 22 848 км, после чего выполнила пять маневров по поднятию апогея до высоты примерно 380 000 км. 08.11.08 г. очередным включением бортовой ДУ станция вышла на начальную окололунную полярную орбиту 504 x 7 502 км. После серии маневров станция 12.11.08 г. вышла на рабочую круговую орбиту ИСЛ высотой 101x103 км.

14.11.08 г. от АМС был отделен зонд МІР, который после отделения был направлен с помощью тормозной ДУ на вал кратера Шеклтон, всего в 0,3° от южного полюса Луны. Во время спуска зонд выполнял покадровую видеосъемку, проводил измерения текущей высоты и регистрировал данные масс-спектрометра. Вся информация передавалась на АМС «Chandrayaan-1», где записывалась для передачи на Землю после выхода АМС из-за диска Луны. Всего с камеры МІР было получено около 3 000 кадров, которые позволили определить, что зонд пролетел над валом кратера Шеклтон и упал внутри южнополярного кратера.

АМС «Chandrayaan-1» приступила к выполнению научной работы на орбите ИСЛ. Выяснилось, что из-за неправильной оценки температурного режима при работе на окололунной орбите элементы АМС нагреваются до нерасчетно высоких температур, в связи с чем часть аппаратуры вынужденно была отключена на некоторое время. Для уменьшения нагрева АМС 19.05.09 г. была переведена на орбиту высотой 200 км.

28.08.09 г. была зафиксирована потеря связи с АМС «Chandrayaan-1». Период работы составил 312 дней вместо расчетных двух лет. Предположительной причиной выхода аппаратуры из строя являются радиационные повреждения блоков питания бортовых компьютеров. Таким образом, радиационная обстановка в районе Луны стала неприятной неожиданностью для индийских разработчиков.

Радиолокационные наблюдения, проведенные JPL NASA в середине 2016 года, подтвердили, что АМС «Chandrayaan-1» по-прежнему находится на окололунной орбите.

8.1.1. ОТДЕЛЯЕМЫЙ ЗОНД «МІР»

В конструкцию АМС входил отделяемый зонд «МІР» (Moon Impact Probe) массой 34 кг. Назначение зонда – ударное зондирование лунной поверхности в районе южного полюса Луны и отработка технологий и технических решения для будущей мягкой посадки на Луну новой АМС. Зонд выполнен в виде параллелепипеда со сторонами 37,5 x 37,5 x 47,0 см.

На зонде были установлены научные приборы:

- радиолокационный высотомер;
- видеосистема для съемки Луны;
- масс-спектрометр.

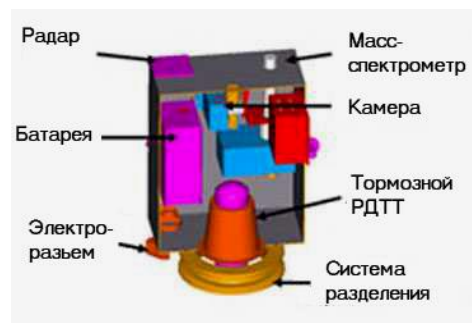


Рис. 3.185. Зонд «МІР»

Зонд имел двигатели малой тяги, обеспечивающие закрутку зонда после отделения для стабилизации, и тормозную ДУ.

Зонд был отделен от АМС «Chandrayaan-1» 14.11.08 г. После включения тормозного РДТТ зонд перешел на траекторию падения и через 25 минут после отделения врезался в поверхность Луны со скоростью 1,69 км/с внутри южнополярного кратера. Процесс выброса материала грунта наблюдался и анализировался аппаратурой АМС «Chandrayaan-1». От камеры зонда было получено около 3 000 кадров.

8.1.2. Мини-спутник LENS

Обсуждалась возможность доставки на лунную орбиту вместе с АМС «Chandrayaan-1» израильского мини-спутника LENS, который, отделившись от АМС, будет выполнять свою программу по исследованию гравитационного поля Луны, но это предложение не было реализовано.

8.2. Российско-индийский проект «Chandrayaan-2»

В соответствии с Соглашением по совместным исследованиям Луны, подписанным в 2007 году между руководителями космических агентств России и Индии, был разработан совместный индийско-российский проект запуска к Луне комплекса АМС «Chandrayaan-2» и «Луна-Ресурс 1».

Согласно проекту, к Луне должен был быть запущен комплекс АМС, в состав которого должны были войти:

- орбитальный блок (Orbital Craft), АМС «Chandrayaan-2», разработчик – Индия;
- посадочный блок (Lunar Craft), АМС «Луна-Ресурс 1», разработчик – Россия;
- мини-луноход, устанавливаемый на посадочном блоке, разработчик – Индия.

Запуск должен был быть выполнен индийской РН GSLV Mk II, которая должна была вывести комплекс на промежуточную орбиту ИСЗ. Разгон комплекса «Луна-Ресурс 1» + «Chandrayaan-2» с переходной орбиты на траекторию полета к Луне должен был осуществляться с помощью ДУ индийской АМС. После завершения разгона АМС должны были разделиться и продолжить полет к Луне самостоятельно.

Стартовая масса комплекса – 2,65 т. Запуск комплекса планировался на конец 2013 года.

8.2.1. ОРБИТАЛЬНАЯ АМС «CHANDRAYAAN-2»

На орбитальной АМС было запланировано установить следующие научные приборы:

- CLASS (Chandrayaan Large Area Soft X-Ray Spectrometer) – широкоугольный спектрометр мягкого рентгеновского излучения;
- XSM (X-Ray Solar Monitor) – солнечный рентгеновский монитор;
- радиолокатор для зондирования лунной поверхности на глубину нескольких метров;
- IIRS (Imaging IR Spectrometer) – видовой инфракрасный спектрометр;
- ChACE-2 – нейтральный масс-спектрометр;
- TMC-2 (Terrain Mapping Camera) – картографическая камера.

Масса орбитальной АМС 1,4 т.

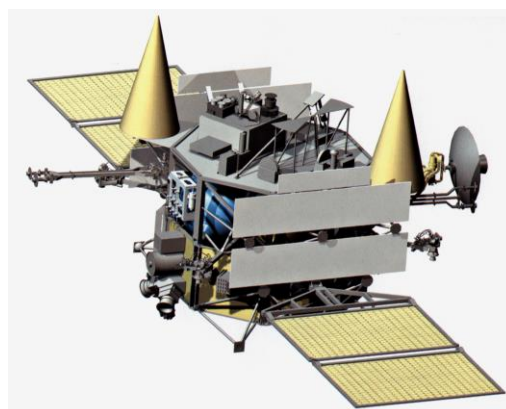


Рис. 3.186. АМС «Chandrayaan-2»

8.2.2. ПОСАДОЧНАЯ АМС «ЛУНА-РЕСУРС 1»

Посадочная АМС «Луна-Ресурс 1»¹, входившая в первоначальный состав «Chandrayaan-2», разрабатывалась в России. Кроме функции доставки на Луну индийского мини-лунохода, АМС должна была выполнить изучение грунта в районе посадки, для чего на ней планировалось установить три манипулятора различного назначения и 34 кг научной аппаратуры. Масса посадочного блока – 1 260 кг.

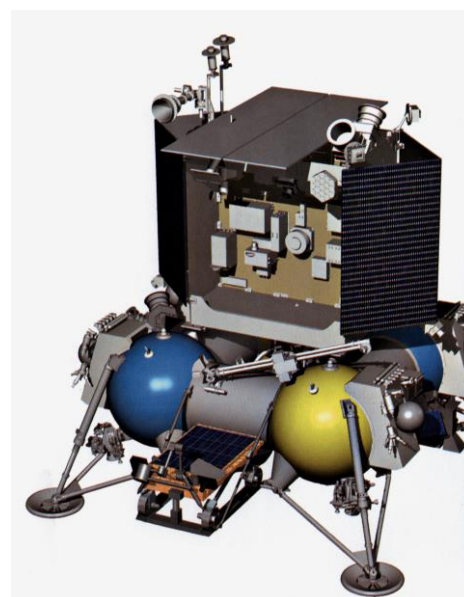


Рис. 3.187. АМС «Луна-Ресурс 1» с индийским мини-луноходом

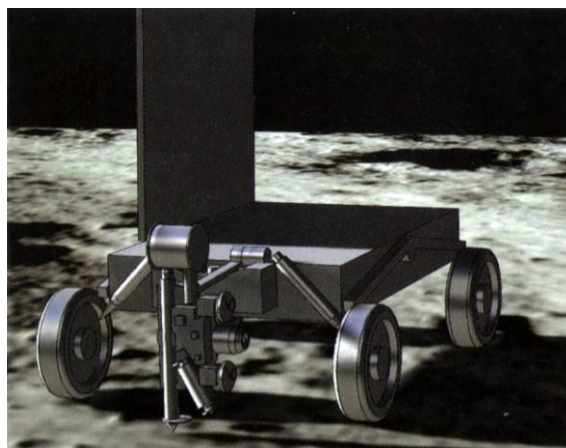
¹ См. том 1, часть 2, п.8.4.1.

8.2.3. Мини-луноход

На луноходе должны были быть установлены приборы для анализа поверхностных образцов лунного грунта:

- LIBS (Laser Induced Breakdown Spectroscopy) – лазерный спектрометр;
- APIXS (Alpha Particle Induced X-Ray Spectroscopy) – спектрометр индуцированного рентгеновского излучения.

Масса мини-лунохода – 15 кг.



8.3. АМС «Chandrayaan-2»

Рис. 3.188. Мини-луноход «Chandrayaan-2»

После того, как в 2010 году первый старт РН GSLV MkII закончился аварией, лимиты массы на полезную нагрузку были существенно уменьшены индийской стороной, что, по понятным причинам, было негативно воспринято российскими специалистами.

В свою очередь, Индия, после неудачного запуска российской АМС «Фобос-Грунт», приняла решение о самостоятельной разработке посадочного модуля.

АМС состоит из трех модулей:

- орбитальный модуль «Chandrayaan-2» («Чандраян-2»);
- посадочный модуль «Vikram»¹ («Викрам»);
- луноход «Pragyan»² («Прагьян»).

Орбитальный модуль конструктивно аналогичен АМС «Chandrayaan-1». Размеры корпуса составляют 3,2 x 2,1 м. Энергопитание аппаратуры обеспечивается панелью солнечных батарей мощностью 1 000 Вт. Набор научного оборудования, установленного на орбитальном модуле, включает:

- OHRC – телекамера высокого разрешения;
- TMC-2 – топографические стереокамеры;
- CLASS и XSM – рентгеновские спектрометры;
- ChACE-2 – масс-спектрометр нейтронов;
- IIRS – инфракрасный спектрометр;
- DFSAR – двухдиапазонный микроволновый радар;
- DFRS – двухчастотный радиозонд.

Расчетное время работы АМС «Chandrayaan-2» на орбите ИСЛ – один год.

Посадочный модуль «Vikram» в форме усеченной четырехгранной пирамиды имеет размеры 2,54 x 2,0 x 1,2 м. Энергопитание обеспечивается солнечными батареями, размещенными на боковых гранях модуля. Мощность, вырабатываемая солнечными батареями – 650 Вт. Модуль имеет двигательную установку, состоящую из пяти маршевых ЖРД тягой по 81,5 кгс, и восьми ЖРД ориентации тягой по 5,1 кгс каждый. Расчетная скорость прилунения – 2 м/с. Запас топлива равен 845 кг.

¹ В честь 100-летия со дня рождения основателя индийской космической программы доктора Викрама Сарабхаи (12.08.2019 г.).

² Мудрость (санскрит).

На модуле «Vikram» были установлены приборы:

- ILSA – сейсмометр;
- ChaSTE – регистратор температур;
- RAMBHA – измеритель плотности приповерхностной плазмы.

Приборы, установленные на луноходе «Pragyan»:

- навигационная стереокамера;
- LIBS – активный индуцирующий спектрометр;
- APXS – рентгеновский альфа-спектрометр.

Размеры лунохода 0,90 х 0,75 х 0,85 м. Максимальная скорость движения 1 см/с, ресурс хода – 500 м. Расчетный срок работы лунохода – один лунный день.

По состоянию на начало 2018 года проектные параметры модулей АМС были следующие:

- размах посадочных опор посадочного модуля 3,6 м;
- полная масса модуля «Vikram» 935 кг;
- масса лунохода 25 кг;
- масса АМС в сборе 3 250 кг.

В течение 2018 года в конструкцию блоков АМС и в состав научных приборов были внесены значительные изменения, в результате параметры АМС составили:

- размах посадочных опор – 4,34 м;
- полная масса посадочного блока «Vikram» – 1 477 кг, в т.ч. масса лунохода 27 кг;
- масса орбитального блока 2 369 кг, в т.ч. 1 697 кг топлива;
- масса АМС в сборе – 3 850 кг.

Запуск АМС «Chandrayaan-2» состоялся 22.07.2019 года (первоначально планировался на 2016-2017 год) с космодрома, расположенного в космическом центре им. Сатиша Дхавана на острове Шрихарикота в Бенгальском заливе. АМС была выведена на орбиту ИСЗ ракетой-носителем GSLV Mk III M1.

В табл. 3.18 показан процесс последовательного изменения орбиты АМС до высоты орбиты Луны, а также этапы полета по окололунной орбите.

06.09.19 г. начался процесс посадки АМС «Chandrayaan-2», выполняемый в три этапа. Первым этапом является «грубое торможение» – снижение без контроля высоты и профиля поверхности. С высоты 7 км началось «уточняемое» снижение, при котором телекамера, направленная вниз, выполняла съемку поверхности, позволявшую бортовому компьютеру контролировать относительное положение посадочного блока и скорость снижения. На высоте 100 м должно было быть выполнено «зависание» для окончательного выбора точки посадки, в зоне отсутствия крупных камней, наклонов и провалов. Расчетные координаты точки посадки 70,9° ю.ш., 22,7° в.д., между небольшими кратерами Манзин С и Симпелий N.

Спуск проходил в соответствии с программой до высоты 2,1 км, когда система ориентации вошла в нештатный режим работы и связь с модулем прервалась. Предположительно, модуль «Vikram» по неустановленной причине начал вращаться и, упав на поверхность Луны, разбился.



Рис. 3.189. Посадочный модуль «Vikram» с мини-луноходом «Pragyan»

Табл. 3.19. Полет АМС «Chandrayaan-2»

Дата	Высота орбиты, км	Примечание
22.07.19	170 x 45 475	Начальная орбита.
24.07.19	230 x 45 500	Поднятие перигея.
25.07.19	251 x 54 829	Поднятие апогея.
29.07.19	276 x 71 792	Поднятие апогея.
02.08.19	277 x 89 472	Поднятие апогея.
06.08.19	276 x 142 975	Поднятие апогея.
13.08.19	апогей 413 600	Перелет к Луне.
20.08.19	114 x 18 072	Начальная окололунная полярная орбита.
21.08.19	118 x 4 142	Понижение апоселения.
28.08.19	179 x 1 412	Понижение орбиты.
01.09.19	119 x 127	Рабочая орбита орбитального модуля.
02.09.19	119 x 127	Отделение модуля «Vikram».
03.09.19	104 x 128	Изменение орбиты модуля «Vikram».
04.09.19	35 x 101	Изменение орбиты модуля «Vikram».
06.09.19		Попытка посадки модуля «Vikram».

8.4. АМС «Chandrayaan-3»

После неудачной посадки блока «Vikram» АМС «Chandrayaan-2» ISRO запросила у правительства Индии средства на создание АМС «Chandrayaan-3» с задачами, аналогичными АМС «Chandrayaan-2». В отличие от АМС «Chandrayaan-2», в составе «Chandrayaan-3» орбитальный модуль будет отсутствовать. АМС будет состоять из упрощенного перелетного модуля, посадочной ступени и лунохода. Запуск АМС «Chandrayaan-3» планируется произвести в конце 2020 – начале 2021 года.

8.5. Марсианская АМС «Mangalyaan»

Проект АМС для полета к Марсу разрабатывался ISRO с 2008 года под общим названием «Mars Orbiter Mission». АМС, названная «Mangalyaan» («Мангалааян», в переводе – «Марсианский аппарат»), была разработана на основе конструкции лунной АМС «Chandrayaan-1».

Сначала планировалось, что АМС будет иметь массу около 1 800 кг и запускаться ракетой-носителем GSLV. В этом случае АМС могла бы нести научные приборы суммарной массой около 25 кг. В состав возможной аппаратуры входили:

- PRISM (Probe for Infrared Spectroscopy for Mars) – инфракрасный спектрометр;
- MENCA (Mars Exospheric Neutral Composition Analyzer) – анализатор нейтрального состава атмосферы;
- TIS (Thermal emission measuring Instrument from Surface) – термоэмиссионная камера;
- MCC (Mars Colour Camera) – цветная телекамера;
- MSM (Methane Sensor for Mars) – датчик обнаружения метана;
- MARIS (Mars Radiation Spectrometer) – радиационный спектрометр;
- PACE (Plasma And Current Experiment) – аппаратура для изучения плазмы и токов в атмосфере Марса;
- прибор микроволнового дистанционного зондирования атмосферы;
- инструменты для обнаружения плазменных волн в атмосфере.

Рассматривались следующие возможные даты запуска: ноябрь 2013 г., 2016 г., 2018 г. В 2012 году на работы по марсианскому проекту были выделены дополнительные фонды, что позволило готовить АМС к запуску в октябре-ноябре 2013 года.

В июле 2012 года стало известно, что принято решение о переориентации запуска АМС к Марсу на менее мощную РН PSLV, что снизило общую массу АМС, а масса приборов была уменьшена до 14,5 кг.

В состав установленной научной аппаратуры вошли:

- MCC (Mars Colour Camera) – цветная телекамера;
- TIS (Thermal Imaging System) – инфракрасный построитель изображений;
- LAP (Lyman Alpha Photometr) альфа-фотометр;
- MENCA (Mars Exospheric Neutral Composition Analyzer) – анализатор нейтрального состава атмосферы;
- MSM (Methane Sensor for Mars) – датчик обнаружения метана.

Телекамера позволяла в перицентре орбиты получать изображения участков поверхности Марса размером 50 x 50 км с разрешением 25 м на пиксель.

АМС была оборудована маршевой ДУ тягой 45,4 кгс и восемью ЖРД ориентации и стабилизации тягой по 2,27 кгс. ДУ работала на НДМГ и смеси окислов азота. Солнечная батарея состояла из трех панелей размерами 1,8 x 1,4 м каждая. Генерируемая солнечными батареями мощность на орбите Марса составляла 840 Вт. Стартовая масса АМС – 1 337 кг, в т.ч. масса топлива – 852 кг.

Для запуска АМС была использована ракета-носитель PSLV-XL. Старт состоялся 05.11.13 г. с космодрома на острове Шрихарикота. АМС была выведена на промежуточную орбиту высотой 248 x 23 550 км и наклоном 19,27 град. Шестью последовательными включениями собственной ДУ АМС должна была последовательно повышать апогей орбиты, а 01.12.13 г. седьмым включением ДУ перейти на траекторию полета к Марсу.

10.11.13 г. при четвертом включении ДУ, которое должно было повысить апогей орбиты АМС до 100 000 км, произошло преждевременное выключение ДУ. АМС оказалась на орбите с апогеем 78 276 км. 11.11.13 г. был проведен дополнительный, пятый внеплановый маневр поднятия апогея, а 15.11.13 г. – шестой. АМС вышла на орбиту с высотой апогея 192 874 км и периодом обращения 91 час. 30.11.13 г. в перигее орбиты ДУ была снова включена для выполнения окончательного разгона АМС к Марсу. Перелет выполнялся по траектории, близкой к гомановскому эллипсу.

АМС вышла на орбиту спутника Марса 24.09.14 г. Начальные параметры орбиты: 422 x 76 994 км, наклонение 150 град., период обращения 72,87 часа.

Дополнительно в программу работы АМС было включено проведение измерений при пролете кометы Сайдинга-Спринга C/2013 A1, которая 19.10.14 г. прошла на расстоянии 144 000 км от Марса.

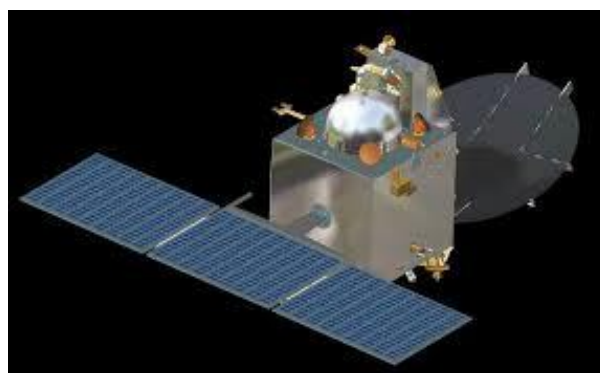


Рис. 3.190. АМС «Mangalyaan»



Рис. 3.191. Поверхность Марса.
Фото АМС «Mangalyaan».

Расчетное время работы АМС «Mangalyaan» на орбите спутника Марса – 180 суток. 25.03.15 г. ISRO объявила о продлении работы АМС до конца сентября 2015 года, то есть до истечения года с момента выхода на околомарсианскую орбиту.

8.6. Венерианская АМС «Shukrayaan»

В ноябре 2019 года появилась информация о планах индийского космического агентства создать и запустить на орбиту спутника Венеры АМС «Shukrayaan-1» («Шукраян»). Основное назначение АМС – составление карты венерианской поверхности в высоком разрешении. Кроме того, в задачи входит исследование поверхностного слоя Венеры, а также изучение химического состава атмосферы и ее взаимодействия с солнечным ветром.

Предполагаемый состав аппаратуры:

- двухчастотный радар с синтезированной апертурой;
- радар для изучения подповерхностного строения Венеры;
- инфракрасный, ультрафиолетовый и субмиллиметровый спектрометры;
- инфракрасный детектор атмосферных газов.

Масса АМС около 2,5 т, в т.ч. около 100 кг полезной нагрузки.

Запуск АМС предполагается произвести в 2024 году с помощью РН GSLV Mk II или Mk III. АМС должна быть выведена на полярную орбиту спутника Венеры высотой 500 x 60 000 км. В течение года после выхода на орбиту ИСВ АМС с помощью аэродинамического торможения должна понизить апоцентр орбиты до 600 км.

ГЛАВА 9. КАНАДА

9.1. Проект «PRIME»

В мае 2007 года Канадское космическое агентство выдало заказ фирме Optech Inc. на проработку проекта АМС для полета к Фобосу. Проект, получивший название PRIME (Phobos Reconnaissance and International Mars Exploration), был выбран агентством из 12 предложений по разработке межпланетной станции. Проект предусматривает полет к Фобосу, сближение и посадку на поверхность. Предполагается с помощью бортового лидара предварительно составить карту поверхности Фобоса и выбрать место для посадки. Наиболее вероятным местом назывались окрестности одиноко стоящей скалы, названной «Монолит Фобоса» (Phobos Monolith).

Практического осуществления проекта не последовало.

ГЛАВА 10. ОБЪЕДИНЕННЫЕ АРАБСКИЕ ЭМИРАТЫ

10.1. АМС «Аль-Амаль»

В мае 2015 года вице-президент ОАЭ шейх Мохаммед бен-Рашид аль-Мактум объявил, что ОАЭ приступает к разработке АМС, получившей название «Аль-Амаль» («Надежда», англ. – «Норе»). Задачей АМС будет изучение атмосферы и климата Марса.

По первоначальному проекту корпус должен был быть выполнен в виде шестигранной призмы высотой 2,9 м и поперечным размером 2,37 м. Позднее проект был изменен, корпус приобрел кубическую форму, а вместо трех панелей солнечных батарей стало две.

С развернутыми панелями солнечных батарей размеры АМС составляют 3,0 м х 7,9 м. АМС оборудована остронаправленной антенной диаметром 1,85 м. Двигательная установка АМС состоит из шести ЖРД тягой по 12 кгс. Ориентация и стабилизация АМС осуществляется с помощью 8 ЖРД тягой по 0,5 кгс. Панели солнечных батарей генерируют электроэнергию мощностью около 600 Вт. Масса АМС около 1 350 кг, в т.ч. сухая масса – менее 700 кг.

В состав оборудования входят:

- инфракрасный спектрометр EMIRS (Emirates Mars InfraRed Spectrometer);
- ультрафиолетовый спектрометр EMUS (Emirates Mars Ultraviolet Spectrometer);
- телекамера EXI (Emirates eXploration Imager).

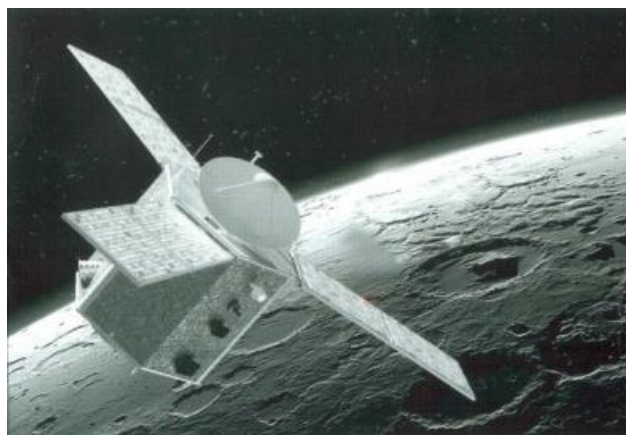


Рис. 3.192. АМС «Аль-Амаль»
(начальный проект)



Рис. 3.193. АМС «Аль-Амаль»
(окончательный вариант)

Проектирование АМС велось специалистами Космического центра имени Мохаммеда бин-Рашида (Mohammed Bin Rashid Space Centre, MBRSC) в сотрудничестве с Колорадским университетом (США, Боулдер), Калифорнийским университетом (США, Беркли) и Университетом штата Аризона. Сборка осуществлялась в Колорадском университете.

АМС была запущена к Марсу 20.07.2020 года с помощью японской РН Н-ПА. 09.02.2021 года АМС вышла на орбиту спутника Марса с высотой 22 000 х 44 000 км. Расчетная длительность работы АМС на орбите Марса – 2 года.

10.2. Луноход «Рашид»

В сентябре 2020 года шейх Мохаммед бен-Рашид аль-Мактум сообщил, что ОАЭ будет разрабатывать АМС для доставки на Луну лунохода, получившего название «Рашид» – в память отца шейха, правителя Дубая Рашида ибн Саида аль-Мактума. Луноход будет оснащен солнечными батареями, видеокамерами для трехмерной съемки и научной аппаратурой. Доставка лунохода «Рашид» на Луну запланирована на 2024 год.

ГЛАВА 11. УКРАИНА

В 2019 году на авиавыставке Dubai Airshow КБ «Южное» представило макет лунного посадочного аппарата (ЛПА). По заявлению разработчиков, ЛПА будет способен после мягкой посадки на Луну выполнять до трех взлетов с посадкой в другом месте, обеспечивая, таким образом, возможность выполнить исследования в нескольких точках лунной поверхности. ЛПА способен нести до 150 кг научной аппаратуры.

О способе доставки ЛПА к Луне и о предполагаемой ракете-носителе информации не приводилось.



Рис. 3.194. Лунный посадочный аппарат КБ «Южное»

ГЛАВА 12. ЮЖНАЯ КОРЕЯ

12.1. АМС «KPLO»

Южнокорейский аэрокосмический исследовательский институт KARI (Korean Aerospace Research Institute) разрабатывает АМС «KPLO» (Korean Pathfinder Lunar Orbiter), запуск которого на окололунную орбиту планировалось выполнить в конце 2018 года с помощью американской РН.

АМС, имеющая массу около 500 кг, должна была быть доставлена на орбиту ИСЛ высотой около 100 км. На АМС устанавливается 5 научных приборов, в том числе один американский. В течение расчетного срока работы – 1 год, – планируется выполнить научные исследования, в том числе телесъемку поверхности Луны с высоким разрешением (до 5 м) для выбора мест посадки лунных АМС.

В августе 2017 года появилось сообщение, что запуск АМС «KPLO» перенесен на декабрь 2020 года. Высказывались предположения, что для запуска будет использована РН Falcon 9 компании SpaceX.

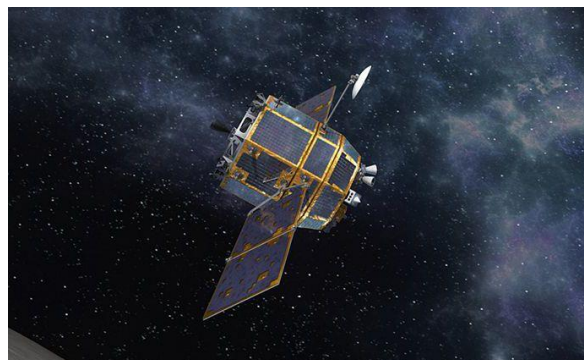


Рис. 3.195. АМС «KPLO»

12.2. Луноход

В феврале 2015 года Корейский институт науки и техники продемонстрировал макет лунохода. Как сообщалось, Южная Корея планирует отправить АМС на Луну в 2020 году с помощью РН собственной разработки. В связи с задержками в создании корейской РН запуск лунохода был перенесен вплоть до 2030 года.

Размеры лунохода: длина 70 см, ширина 50 см, высота 25 см. Масса лунохода 20 кг.

Луноход должен выполнять поиск металлов и редких минералов.

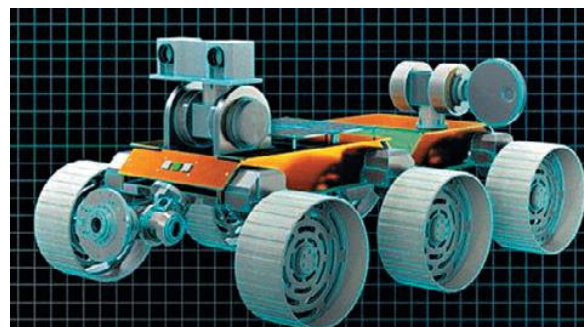


Рис. 3.196. Южнокорейский луноход

Часть 4. Ракеты-носители

Оглавление

ГЛАВА 1. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA)	291
1.1. СЕМЕЙСТВО РН ARIANE	291
1.1.1. РН ARIANE 1	291
1.1.2. РН ARIANE 2	291
1.1.3. РН ARIANE 3	291
1.1.4. РН ARIANE 4	291
1.1.5. РН ARIANE-5	293
1.1.6. РН ARIANE-6	293
1.2. ЛЕГКАЯ РН VEGA	297
1.3. СИСТЕМА «HOPPER»	297
ГЛАВА 2. КИТАЙ	299
2.1. DONG FENG – «ВНУКИ» ФАУ-2	299
2.2. СЕМЕЙСТВО РН CHANG ZHENG	299
2.2.1. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ CZ-1	299
2.2.2. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-2	299
2.2.3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-3	302
2.2.4. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-4	304
2.2.5. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-5	305
2.2.6. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-6	307
2.2.7. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-7	307
2.2.8. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-8	308
2.2.9. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-9	309
2.2.10. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-11	311
2.3. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ «ЮАНЬЧЖЭН»	312
2.3.1. РБ «ЮАНЬЧЖЭН-1»	312
2.3.2. РБ «ЮАНЬЧЖЭН-1А»	312
2.3.3. РБ «ЮАНЬЧЖЭН-2»	312
ГЛАВА 3. ЯПОНИЯ	313
3.1. СВЕРХЛЕГКИЕ РН LAMBDA	313
3.2. СЕМЕЙСТВО РН MU	313
3.3. РН EPSILON	314
3.4. СЕМЕЙСТВО РН N	314
3.5. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ Н-I (Н-1)	314
3.6. СЕМЕЙСТВО РН Н-II (Н-2)	315
3.6.1. Н-II (Н-2)	315
3.6.2. Н-IIA (Н-2А)	315
3.6.3. Н-IIB (Н-2В)	316
3.7. ПРОЕКТ РН Н-III	319
3.8. РН GX GALAXY EXPRESS	321
ГЛАВА 4. ИНДИЯ	323
4.1. РН ASLV	323
4.2. РН PSLV	323
4.3. РН GSLV	323
4.3.1. РБ 12КРБ (12CS)	324
4.3.2. РБ CUS	324

ГЛАВА 5. ЮЖНАЯ КОРЕЯ	328
5.1. РН KSLV-I	328
5.2. РН KSLV-II NURI.....	328
ГЛАВА 6. БРАЗИЛИЯ	329
6.1. РН VLS-1.....	329
ГЛАВА 7. УКРАИНА.....	331
7.1. ПРОЕКТ РН «МАЯК»	331

ГЛАВА 1. EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA)

1.1. Семейство РН Ariane

1.1.1. РН ARIANE 1

Разработка европейской ракеты-носителя для доставки на орбиту ИСЗ коммерческих спутников началась еще в 1960-е годы. В период 1960-1972 года Европейская организация по разработке РН (ELDO, European Launch Vehicle Development Organization) безуспешно пыталась создать РН Еуропа 1 и Еуропа 2. Затем Франция единолично разрабатывала РН L-IHS.

После объединения в 1975 году организаций ELDO и ESRO в европейское космическое агентство ESA была утверждена программа разработки РН, базировавшейся на французском проекте L-IHS, в 1977 году переименованной в РН Ariane.

Первый пуск европейской трехступенчатой РН Ariane 1 с космодрома Куру состоялся в 1979 году.



Рис. 4.1. РН семейства Ariane

1.1.2. РН ARIANE 2

Улучшенная модификация РН Ariane 1 с удлиненной третьей ступенью.

1.1.3. РН ARIANE 3

РН Ariane 3 отличалась от Ariane 2 двумя установленными твердотопливными ускорителями.

1.1.4. РН ARIANE 4

Семейство Ariane 4 включает несколько РН, отличающихся количеством и типом стартовых ускорителей, навешиваемых на первую ступень базовой РН Ariane 40. Обозначаются варианты комплектации следующим образом:

Ariane 4nX,

где n – общее количество стартовых ускорителей, а вместо X подставляется индекс P – для твердотопливных ускорителей, или индекс L – для ускорителей на жидком топливе.

Табл. 4.1. Варианты РН Ariane 4

РН	Количество твердотопливных ускорителей	Количество жидкостных ускорителей	Полезная нагрузка, т
Ariane 40	-	-	2,8
Ariane 42P	2	-	3,1
Ariane 44P	4	-	3,6
Ariane 42L	-	2	3,6
Ariane 44L	-	4	4,95
Ariane 44LP	2	2	4,3



Рис. 4.2. Старт РН Ariane-44L

Табл. 4.2. PH Ariane

	Ariane 1	Ariane 2	Ariane 3	Ariane 4	
Дата 1-го старта	24.12.79		04.08.84		
Дата 1-го успешного старта	24.12.79	21.11.87	04.08.84		
Масса на старте, т	210				
Масса полезного груза, т					
на орбиту ИСЗ высотой 200 км					
на орбиту, переходную к ГСО	1,7	2,2	2,6		
Номинальная тяга на старте, тс					
Высота, м	47,4				
Макс. поперечный размер, м					
Количество ступеней	3	3	3	3	
Стартовые ускорители			PAP	PAP	PAL
Количество	-	-	2	0..4	0..4
Полная масса, т			7,3	12,56	43,77
Сухая масса, т				3,06	4,5
Длина, м				12,2	19,0
Диаметр, м				1,1	2,2
Количество двигателей				1	1
Тип двигателей				P9.5	Viking 5C
Компоненты топлива				РДТТ	N ₂ O ₄ +UH ₂ 5
Тяга на Земле/в вакууме, тс			70/	/70,36	/76,7
Уд.импульс на Земле/в вакууме, с				240/263	248/278
Время работы, с			26..30	29	142
1-я ступень:				Ariane 4-1	
Полная масса, т				245,9	
Масса топлива, т			145,1	228,3	
Длина, м				23,39	
Диаметр, м				3,8	
Количество двигателей	4	4	4	4	
Тип двигателей	Viking 5	Viking 5	Viking 5	Viking 2B	
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ +НДМГ	N ₂ O ₄ +НДМГ	N ₂ O ₄ +НДМГ	N ₂ O ₄ +UH ₂ 5	
Тяга на Земле/в пустоте, тс	66,0/		67/	/77,4	
Уд.импульс на Земле/в вакууме, с				278/248	
Время работы, с			142	205	
2-я ступень:				Ariane 4-2	
Полная масса, т				37,13	
Масса топлива, т			33,5	3,4	
Длина, м				11,61	
Диаметр, м				2,6	
Количество двигателей			1		
Тип двигателя	Viking 4		Viking 4	Viking 4B	
Компоненты топлива			N ₂ O ₄ +НДМГ	N ₂ O ₄ +UH ₂ 5	
Тяга в пустоте, тс	71,0		77	82,1	
Удельный импульс, с				296	
Время работы, с			140	125	
3-я ступень:	Н-8	Н-10	Н-10-1	Ariane 4-3	
Полная масса, т				12,31	
Масса топлива, т			10,5	1,67	

	Ariane 1	Ariane 2	Ariane 3	Ariane 4
Длина, м				11,05
Диаметр, м				2,6
Тип двигателя	НМ-7	НМ-7В	НМ-7В	НМ-7В
Компоненты топлива	H_2+O_2	H_2+O_2	H_2+O_2	H_2+O_2
Тяга в пустоте, тс	6,3		6,4	6,4
Удельный импульс, с	440		444	446
Время работы, с	570		735	759

1.1.5. РН ARIANE-5

РН Arian-5 – семейство тяжелых европейских ракет-носителей. РН имеют первую ступень на криогенных компонентах, вторую ступень с ЖРД, работающим либо на криогенных, либо на высококипящих компонентах топлива, и два твердотопливных ускорителя. Характеристики вариантов РН Arian-5 приведены в табл. 4.3.

1.1.6. РН ARIANE-6

Arian-6 – РН, разрабатывавшаяся на смену семейству ракет-носителей Arian-5. Основная задача замены Arian-5 на Arian-6 – снижение затрат на запуски космических объектов. В процессе выработки концепции новой ракеты-носителя архитектура и требования к проектируемой РН несколько раз изменялись. Окончательный облик РН был утвержден в декабре 2014 года.

По сравнению с РН Arian-5, ракета-носитель Arian-6 имеет первую ступень меньшего диаметра, более мощную вторую ступень и два или четыре твердотопливных ускорителя, снаряженных вдвое меньшим запасом топлива.



Рис. 4.3. Старт РН Ariane-5

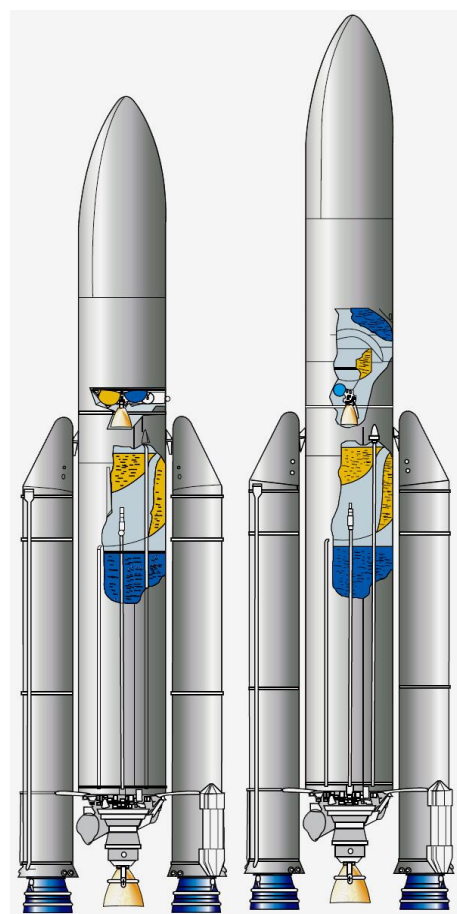


Рис. 4.4. РН Ariane-5ECA и -5ESV
Рис. В.Мохова



Рис. 4.5. РН Ariane-5 и Ariane-6

Табл. 4.3. РН Ariane 5 и Ariane 6

	Ariane-5	Ariane-5G	Ariane-5ECA	Ariane-5GS	Ariane-5ES	Ariane-5ECB	Ariane-5ESV	Arian-5ME	Ariane-62	Ariane-64
Дата 1-го старта		04.06.96	11.12.02	11.08.05						
Дата 1-го успешного старта		30.10.97		11.08.05						
Масса на старте, т	725	746	780		770	790	767			
Масса полезного груза, т										
на орбиту высотой 200 км					21					10,5
на орбиту высотой 550 км	18									
на геоперех. траекторию	6,8	5,9	9,6	6,8		12	8		5,5	
Номинальная тяга на старте, тс	1 590									
Высота, м	47..57	46,1	50,5		50,5					
Макс. поперечный размер, м	5,4									
Количество ступеней	2	2	2						2	2
Стартовые ускорители	P-230	EAP P230	EAP P230	EAP P240	EAP P230	EAP P241	EAP P241		EAP P120	EAP P120
Количество	2	2	2	2	2	2	2		2	4
Масса в заправленном состоянии, т	269	277,4	280,5		280,5					
Масса топлива, т	230	238	240	240	240	239,4	239,4		120	120
Длина, м		31,4	31,6		31,6					
Диаметр, м		3,05	3,05		3,05					
Количество двигателей		1	1		1	1	1		1	1
Тип двигателей			MPS		MPS					
Компоненты топлива		РДТТ	РДТТ		РДТТ	РДТТ	РДТТ		РДТТ	РДТТ
Тяга на Земле, тс	750	678	658		658	/ 706	/ 706		357	357
Удельный импульс на Земле/в вакууме, с			259/286		259/286				242 / 277	242 / 277
Время работы, с	125		130		130					
1-я ступень:	H-155		EPC H173	EPC H158	EPC H173	EPC H173	EPC H173			
Масса в заправленном состоянии, т	170	170,3	188,3	170,3	188,3					
Масса топлива, т	155	158,1	173,0	158,1	173,0				149	149

	Ariane-5	Ariane-5G	Ariane-5ECA	Ariane-5GS	Ariane-5ES	Ariane-5ECB	Ariane-5ESV	Arian-5ME	Ariane-62	Ariane-64
Длина, м		30,53	31,13	30,53	31,13					
Диаметр, м		5,46	5,46	5,46	5,46					
Количество двигателей	1	1	1	1	1				1	1
Тип двигателей	HM-60 Vulcain	Vulcain	Vulcain 2	Vulcain	Vulcain 2	Vulcain 2	Vulcain 2		Vulcain 2	Vulcain 2
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂		O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂
Тяга на Земле/в пустоте, тс	90 / 104	/ 116,2	109 / 138	/ 116,2	109 / 138				109 / 138	109 / 138
Удельный импульс на Земле/в вакууме, с	430	/ 431,2	342 / 432	/ 431,2	342 / 432				342 / 432	342 / 432
Время работы, с	615		540		540					
2-я ступень:	L-5	EPS	ESC-A H14.4	EPS-E L10	EPS-D	ESC-B	EPS/V L10		EPS	ESC-A H14.4
Масса в заправленном состоянии, т	6,0	10,9	19,0							
Масса топлива, т	5,2	9,7	14,5		10,0				24,3	24,3
Длина, м		3,36	4,71							
Диаметр, м		3,96	5,46							
Тип двигателя		L9.7 Aestus	HM-7B			HM-7B	L10 Aestus		Vinci	Vinci
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ +MMГ	N ₂ O ₄ +MMГ	O ₂ +H ₂			O ₂ +H ₂	N ₂ O ₄ +MMГ		O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂
Тяга в пустоте, тс	2,0	3,0	6,6			6,6			18,4	18,4
Удельный импульс, с			446						465	465
Время работы, с	800		970							

1.2. Легкая РН Vega

В 1999 году в Италии была создана компания Vegaspazio, задачей которой являлась разработка и создание легкой РН Vega для ESA.

Четырехступенчатая **РН Vega** имеет три твердотопливных ступени и блок выведения AVUM, включающий ЖРД разработки КБ «Южное» (Украина) и топливные баки разработки НПО им. С.А.Лавочкина (Россия). РН обеспечивает выведение на околополярную орбиту ИСЗ высотой 700 км грузов массой до 1,5 т. Планировалось первый пуск выполнить уже в 2003 году, но фактически он состоялся только в 2012 году..

По состоянию на 2014 год велись работы по разработке двух модификаций РН Vega: Vega-E1 и Vega-E2.

РН Vega-E1 отличается от исходного варианта заменой РДТТ первой и второй ступеней на более мощные.

На **РН Vega-E2** предполагается заменить третью и четвертую ступени на криогенную ступень с кислородно-метановым ЖРД, разрабатываемым фирмой AVIO (Италия) совместно с российским КБ химической автоматики (КБХА, Россия, г.Воронеж).

Vega C – дальнейшее развитие семейства РН Vega. Vega C может выводить груз массой 2,2 т на полярную орбиту высотой 700 км.



Рис. 4.6. РН Vega и модификации Vega-E1, Vega-E2 и Vega C

1.3. Система «Hopper»

Компания Astrium N.V. (Германия) в 2000 году разработала и внесла на рассмотрение ESA проект многоразового носителя «Hopper». РН состоит из возвращаемой первой ступени и одноразовых разгонных блоков. Стартовая масса – 400 т. Рассчитывается на вывод полезного груза массой 7 т на низкую околоземную орбиту или 5 т – на траекторию, переходную к геостационарной орбите.

По сообщению, сделанному в конце 2000 г., система могла бы быть готова к эксплуатации в 2015 г.

Табл. 4.4. РН Vega и модификации

	Vega	Vega-E1	Vega-E2	Vega C
Дата 1-го старта	13.02.12			
Дата 1-го успешного старта	13.02.12			
Масса на старте, т	137			
Масса полезного груза, т на околополярную орбиту ИСЗ высотой 700 км	1,5	2,0	3,0	2,2
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м	30,0			
Макс. поперечный размер, м	3,0			
Количество ступеней	4	4	3	
1-я ступень:	P80FW	P120	P120	P120C
Полная масса, т	95,6			155
Масса топлива, т	88,4			143,6
Длина, м	11,2			11,7
Диаметр, м	3,0			3,4
Тип двигателей	РДТТ			
Тяга на Земле/в пустоте, тс	230/310			459
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	/280			278
Время работы, с	114			133
2-я ступень:	Zefiro Z23	Zefiro Z40	Zefiro Z40	Zefiro Z40
Полная масса, т	25,8			39,2
Масса топлива, т	23,9			36,2
Длина, м	8,4			7,6
Диаметр, м	1,9			2,3
Тип двигателя	РДТТ			
Тяга в пустоте, тс	122			133
Уд. импульс, с	289			294
Время работы, с	87			93
3-я ступень:	Zefiro Z9A	Zefiro Z9A		Zefiro Z9
Полная масса, т	10,9	10,9		
Масса топлива, т	10,1	10,1		
Длина, м	4,12	4,12		
Диаметр, м	1,9	1,9		
Тип двигателя	РДТТ	РДТТ	ЖРД	
Компоненты топлива			O ₂ + метан	
Тяга в пустоте, тс	31,9	31,9		
Импульс, с	295	295		
Время работы, с	129	129		
4-я ступень:	AVUM	AVUM	-	AVUM
Полная масса, т	0,97	0,97		
Масса топлива, т	0,55	0,55		
Длина, м	2,04	2,04		
Диаметр, м	1,9	1,9		
Количество двигателей	1	1		
Тип двигателей	РД-869	РД-869		
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ		
Тяга в пустоте, тс	0,25	0,25		
Импульс, с	315	315		
Время работы, с	667	667		

ГЛАВА 2. КИТАЙ

2.1. Dong Feng – «внуки» Фау-2

Первая китайская баллистическая ракета DF-1 («Dong Feng», «Дун Фэн», «Ветер с востока») являлась лицензионной копией советской баллистической ракеты Р-2, которая, в свою очередь, была модификацией Р-1 – советской копии V-2 («Фау-2»), немецкой баллистической ракеты. СССР в 1958 году передал Китаю две ракеты Р-2, одна из которых была запущена китайскими специалистами 01.09.60 г. с полигона Цзюцюань. 05.11.60 г. был произведен успешный пуск ракеты DF-1. ЖРД ракеты DF-1 работал на этиловом спирте и жидком кислороде. Ракета могла доставить груз массой 500 кг на расстояние 550 км.

В дальнейшем было разработано и создано большое количество боевых баллистических ракет, входящих в семейство «Dong Feng», в том числе межконтинентальных.

2.2. Семейство РН Chang Zheng

Семейство ракет-носителей CZ («Chang Zheng», «Чан Чжэн», «Long March», «Большой поход»), разрабатывается Шанхайской академией ракет-носителей,

2.2.1. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ CZ-1

CZ-1 – легкая трехступенчатая РН, созданная на основе баллистической ракеты DF-4. Первые две ступени работают на НДМГ и азотной кислоте, третья ступень – твердотопливная. Масса ПН, доставляемого на низкую орбиту, – 300 кг.

CZ-1D – модификация РН CZ-1. Масса выводимого ПН увеличена до 900 кг.

2.2.2. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-2

Ракета-носитель CZ-2 имеет несколько модификаций.

CZ-2A – двухступенчатая базовая РН.

CZ-2B – вариант РН CZ-2A с третьей ступенью. Разрабатывалась, как считают некоторые аналитики, в качестве альтернативного варианта для выведения спутников связи на геостационарные орбиты на случай неудачи в разработке РН SZ-3 с криогенной третьей ступенью. Позднее переименована в SZ-4A.

CZ-2C – вариант РН CZ-2A с удлиненной первой ступенью. Возможна установка третьей ступени CTS.

CZ-2D – вариант РН CZ-4B без третьей ступени.

CZ-2D/2 – модификация РН CZ-2D. Отличается удлиненной второй ступенью и наличием четырех боковых блоков (нулевая ступень).

CZ-2E – вариант РН CZ-2D с четырьмя боковыми блоками LB-40.

CZ-2E(A) – вариант РН CZ-2E с увеличенным головным обтекателем.

CZ-2F – вариант РН для запуска КК «Шеньчжоу». Имеет новую систему управления и систему аварийного спасения экипажа КК.



Рис. 4.7. РН CZ-2E



Рис. 4.8. РН CZ-2F

Табл. 4.5. РН семейства CZ-2(«Большой поход-2»)

	CZ-2A	CZ-2C	CZ-2D	CZ-2D/2	CZ-2E	CZ-2E(A)	CZ-2F
Дата 1-го старта	05.11.74	26.11.75	09.08.92		16.07.90		19.11.99
Дата 1-го успешного старта	16.11.75	26.11.75	09.08.92		16.07.90		19.11.99
Масса на старте, т	190	233	232	251	462	695	497
Масса полезного груза, т							
- на орбиту ИСЗ высотой 150 км накл. 28,5 град.	1,8	3,85	3,1	3,5	9,2	14,1	8,4
- на солнечно-синхронную орбиту высотой 650 км		1,4-1,9	1,3	1,0	3,37		
- на геопереходную траекторию		1,25				5,0..6,0	
Номинальная тяга на старте, тс	284	284			604	908	634
Высота, м	32	42	41,1	40,6	49,7	53,6	58
Макс. поперечный размер, м	3,35	3,35	3,35		7,85		
Количество ступеней	2	2 (3)	2		3		
Боковые блоки	-	-	-		LB-40	LB-80	
Количество				4	4		4
Масса в заправленном состоянии, т					41,0		41,0
Сухая масса, т							3,2
Длина, м					15,6		15,3
Диаметр, м					2,25		2,25
Количество двигателей					1	2	1
Тип двигателей					YF-20B	YF-20B	YF-20B
Компоненты топлива					N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга на Земле, тс	284				75,47		83,0
Уд. импульс на Земле, с					261		291
Время работы, с					126		128
1-я ступень:					L-180		
Масса в заправленном состоянии, т			231,7		196,5		196,5
Сухая масса, т			9,865				9,5
Масса топлива, т		162,7			187	80	
Длина, м		25,72	38,31		23,7		23,7
Диаметр, м		3,35	3,35		3,35		3,35

	CZ-2A	CZ-2C	CZ-2D	CZ-2D/2	CZ-2E	CZ-2E(A)	CZ-2F
Количество двигателей			4		4	2	4
Тип двигателей			YF-21 (4 xYF-20)		YF-20B	YF-20B	YF-20B
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ		N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс		302	302		302		/332
Уд. импульс на Земле, с		260	260		261		/289
Время работы, с			153		158,9		166
2-я ступень:					L-90		
Масса в заправленном состоянии, т			40,69		91,5		91,5
Сухая масса, т			3,22		5,5		5,5
Масса топлива, т		54,67					
Длина, м		7,76	13,41		15,52		15,5
Диаметр, м		3,35	3,35		3,35		3,35
Количество двигателей			1		1		1
Тип двигателя			YF-22		YF-22B		YF-24B
Компоненты топлива		N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ		N ₂ O ₄ /НДМГ		N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга в пустоте, тс		75,6	/73,4		80,37		/84,7
Уд. импульс, с		298	288		298		289
Время работы, с			115		300		300
3-я ступень:		CTS					-
Масса в заправленном состоянии, т							
Сухая масса, т							
Масса топлива, т		0,175					
Длина, м		1,5					
Диаметр, м		2,7					
Количество двигателей		1					
Тип двигателя							
Компоненты топлива		Полибутадиен + гидразин					
Тяга в пустоте, тс		1,1					
Импульс, с		286					
Время работы, с							

2.2.3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-3

CZ-3A – РН для выведения спутников связи на геостационарные орбиты. Имеет криогенную третью ступень.

CZ-3B – модификация РН CZ-3A. Отличается наличием четырех жидкостных стартовых ускорителей.

CZ-3C – вариант РН, промежуточный между CZ-3A и CZ-3B: установлены только два жидкостных стартовых ускорителя.

CZ-3C/E – вариант РН CZ-3C. Отличается несколько удлиненными первой ступенью и стартовыми ускорителями.

Табл. 4.6. РН семейства CZ-3 («Большой поход-3»)

	CZ-3A	CZ-3B	CZ-3C	CZ-3B/E
Дата 1-го старта	08.02.94	15.02.96	25.04.08	
Дата 1-го успешного старта	08.02.94		25.04.08	
Масса на старте, т	241	425	345	459
Масса полезного груза, т				
- на низкую орбиту	7,7	5,5		
- на орбиту ИСЗ высотой 150 км накл. 28,5 град.	8,5			
- на орбиту ИСЗ высотой 200 км накл. 70 град.				
- на орбиту ИСЗ высотой 900 км накл. 99 град.				
- на геопереходную траекторию	2,7	5,1	3,7	5,5
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м	52,52	54,84	54,84	56,33
Макс. поперечный размер, м	6,35			
Количество ступеней	3			3
Боковые блоки				
Количество	-	4	2	4
Сухая масса, т				
Масса топлива, т				41,0
Длина, м		15,33	15,33	16,09
Диаметр, м		2,25	2,25	2,25
Количество двигателей		1	1	1
Тип двигателей		DaFY-5-1	DaFY-5-1	DaFY-5-1
Компоненты топлива		N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга на Земле, тс		75,4	75,4	75,5
Уд. импульс на Земле, с		260	260	
Время работы, с				140
1-я ступень:				
Сухая масса, т	10,43			
Масса топлива, т	172,4			
Длина, м	26,97		26,97	28,46
Диаметр, м	3,35		3,35	3,35
Количество двигателей	1		1	1
Тип двигателей	YF-21 (4 x YF-20)		DaFY-6-2 (4xDaFY-5-1)	DaFY-6-2 (4xDaFY-5-1)
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ /НДМГ		N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс	302/		302/	302/

	CZ-3A	CZ-3B	CZ-3C	CZ-3B/E
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	260/		260/	260/
Время работы, с				158
2-я ступень:				
Сухая масса, т	4,16			
Масса топлива, т	30,8			49,6
Длина, м	11,28		9,47	12,92
Диаметр, м	3,35		3,35	3,35
Количество двигателей	1			
Тип двигателя	YF-22		DaFY20-1	DaFY20-1
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ /НДМГ		N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ
Тяга в пустоте, тс	80,0		75,6	75,66
Уд. импульс, с	297		298	
Время работы, с				178
3-я ступень:				
Сухая масса, т	2,96			
Масса топлива, т	18,3			18,2
Длина, м	12,38		8,835	12,38
Диаметр, м	3,0		3,0	3,0
Количество двигателей	2		2	2
Тип двигателя	YF-75		YF-75	YF-75
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂		O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂
Тяга в пустоте, тс	2x8,0		2x8,0	2x8,0
Уд. импульс, с	437		440	
Время работы, с				

2.2.4. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-4

Первый вариант РН – CZ-4A (первоначально назывался CZ-2B) – разрабатывался с третьей ступенью на высококипящих компонентах. В конце 1970-х годов работа над этой РН была прекращена в связи с малой величиной полезного груза и успехами в разработке кислородно-водородной ступени.

Взамен CZ-4A были развернуты работы по РН CZ-4B, использующей также только высококипящие компоненты топлива, но обеспечивающей выведение полезного груза бóльшей массы, чем CZ-4A.

Для увеличения грузоподъемности CZ-4B могут применяться навесные стартовые твердотопливные ускорители длиной 7 м и диаметром 1,4 м, развивающие тягу 57 тс каждый. С шестью СТУ ракета может вывести на околополярную орбиту высотой 200х400 км груз массой 5,7 т, с восьмью – 6,3 т.

Табл. 4.7. РН CZ-4 («Большой поход-4»)

	CZ-4B
Дата 1-го старта	08.09.88
Дата 1-го успешного старта	08.09.88
Масса на старте, т	254,4
Масса полезного груза, т	
- на орбиту 200 км, 70 град.	4,2...6,3
- на орбиту 900 км, 99 град.	2,8
- на геопереходную траекторию	1,5
Номинальная тяга на старте, тс	



Рис. 4.9. РН CZ-4B

Табл. 4.8. Характеристики блоков РН CZ-4

	Стартовые ускорители (CZ-4)	1-я ступень (L-180)	2-я ступень (L-35)	3-я ступень (L-14)
Количество	0..8	1	1	1
Масса, т		183,2	35,55	15,04
Длина, м	7	24,66	10,41	7,54
Диаметр, м	1,4	3,35	3,35	2,90
Количество двигателей		4	2	2
Тип двигателей	РДТТ	YF-20B	YF-22B+YF-23B	YF-40M
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ /НДМГ	N ₂ O ₄ /НДМГ		
Тяга на Земле, тс	57	301,8	80,4	10,3
Импульс на Земле, с				
Время работы, с		155	127 / 137	412

2.2.5. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-5

Семейство CZ-5 – серия проектов модульных ракет-носителей большой грузоподъемности. Работы по проектам CZ-5 были начаты в 2004 году. Официальное утверждение программы создания ракет этого семейства состоялось в 2006 году, с одновременным решением о выделении ряда проектов в самостоятельные семейства CZ-6 и CZ-7.

РН должны были иметь стандартизированный центральный блок второй ступени диаметром 5,0 м и четыре боковых блока первой ступени, которые предусматривались двух типов – малые, диаметром 2,25 м и большие, диаметром 3,35 м.

На центральном блоке предполагалось устанавливать два кислородно-водородных ЖРД тягой по 50 тс каждый. Малый боковой блок должен был иметь один кислородно-керосиновый ЖРД тягой 120 тс, а большой боковой блок – два таких ЖРД.

На рис. 4.10 и в табл. 4.9 приведены некоторые проектные данные 2006 года по вариантам РН CZ-5.

Табл. 4.9. Проектные данные РН семейства CZ-5 (2006 год)

	CZ-5A	CZ-5B	CZ-5C	CZ-5D	CZ-5E	CZ-5F
Назначение	Доставка груза на низкую околоземную орбиту			Доставка груза на геопереходную орбиту		
Масса полезного груза, т	18	25	10	10	14	6
Высота, м	50	52	45	60	62	54
Количество ступеней	2	2	2	3	3	3
Количество блоков 1-й ступени	2 малых+ 2 больших	4 больших	4 малых	2 малых+ 2 больших	4 больших	4 малых

2.2.5.1. РН CZ-5B

В окончательном варианте специалистами CALT была разработана двухступенчатая РН CZ-5B. При этом был возможен вариант использования ракеты-носителя с установкой третьей ступени, роль которой должен исполнять разгонный блок YZ-2. В трехступенчатом варианте РН обозначается, как просто CZ-5 (по предварительным проектам – CZ-5E). Варианты РН с малыми боковыми блоками (стартовыми ускорителями) остались нереализованными, как не имеющие применения.

РН выполнена по пакетной схеме, с четырьмя боковыми блоками. На боковых блоках (1-я ступень) устанавливается по два кислородно-керосиновых ЖРД YF-100, которые имеют тягу по 122 тс. На центральном блоке (2-я ступень) установлены два кислородно-водородных ЖРД YF-77 тягой по 52 тс. Разгонный блок (3-я ступень) имеет два кислородно-водородных ЖРД YF-75D тягой по 8,8 тс.

РН CZ-5B способна выводить до 23 т на низкую околоземную орбиту, а в варианте CZ-5 – 13 т на геопереходную орбиту, либо 8,2 т на траекторию полета к Луне.

Первый пуск РН CZ-5 был успешно осуществлен 03.11.2016 году, но затем последовала авария при неудачном запуске 02.07.2017 года. Доработка РН заняла два с половиной года, после чего был выполнен успешный старт 27.12.2019 года. РН CZ-5 использовалась для запуска марсианской АМС «Тяньвэнь-1»¹ и лунной АМС «Чанъэ 5»².

¹ См. часть 3, п. 6.2.2.2.

² См. часть 3, п. 6.1.5.3.

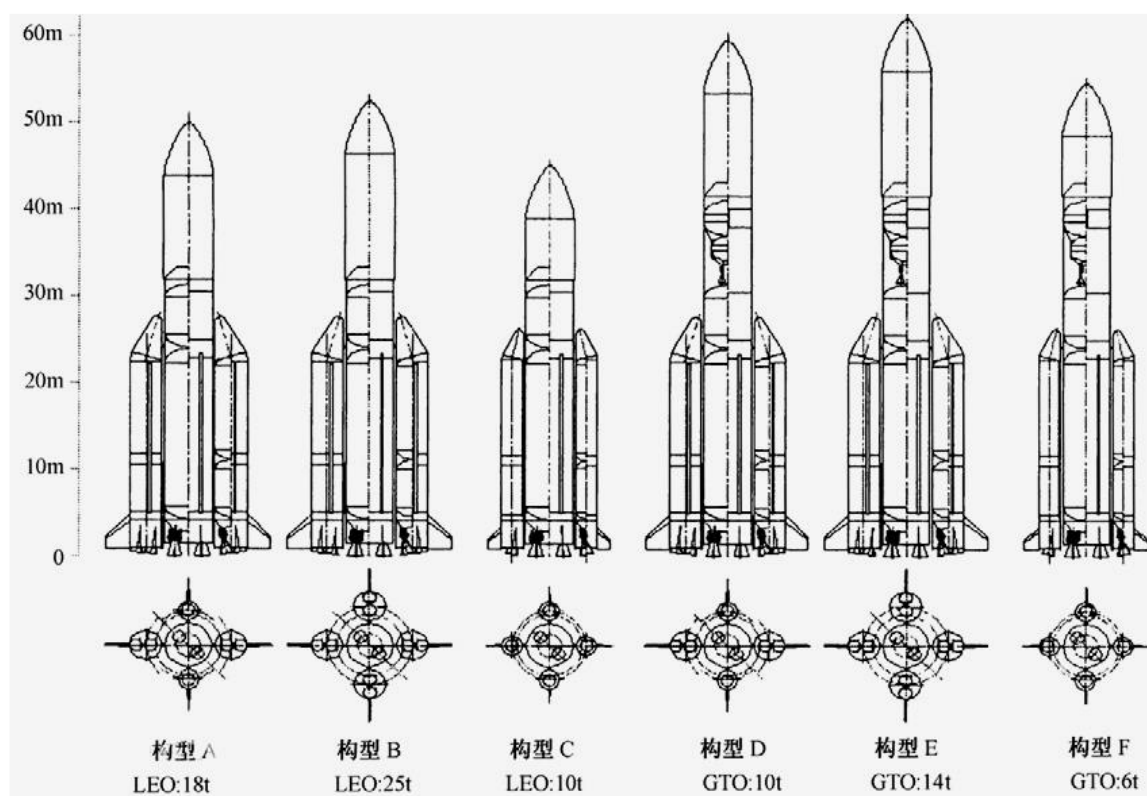


Рис. 4.10. Варианты РН CZ-5 (проекты 2006 года)

Табл. 4.10. РН CZ-5 («Большой поход-5»)

	CZ-5B	CZ-5 (E)
Дата 1-го старта		03.11.16
Дата 1-го успешного старта		03.11.16
Масса на старте, т	837	867
Высота, м	53,7	
Масса полезного груза, т		
- на орбиту 200x400 км, 42 град.	23,0	
- на геопереходную траекторию		13,0
- к Луне		8,2
Количество ступеней	2	3
Номинальная тяга на старте, тс	1 077	1 077
Высота, м	53,66	56,97

Табл. 4.11. Характеристики блоков РН CZ-5

	1-я ступень (CZ-5-300)	2-я ступень (CZ-5-500)	3-я ступень	РБ (YZ-2)
Количество блоков	4	1	1	1
Масса, т	154	185	39	8,0
Длина, м	27,8	32,3	12,5	3,8
Диаметр, м	3,35	5,0	5,0	5,2
Количество двигателей	2	2	2	2
Тип двигателей	YF-100	YF-77	YF-75D	YF-50D
Компоненты топлива	O ₂ +керосин	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	NO ₄ +НДМГ
Тяга на Земле/в вакууме, тс	120	52/71,5	9,0	0,66
Импульс на Земле/в вакууме, с		310/430	442	315
Время работы, с	172	480	780	до 1 000



Рис. 4.11. РН CZ-5В



Рис. 4.12. РН CZ-7

2.2.6. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-6

Легкая РН CZ-6 первоначально разрабатывалась в рамках проекта CZ-5 и имела обозначение CZ-5CZ-5-200. Предназначена для выведения грузов до 1 т на солнечно-синхронную орбиту. Имеет по одному ЖРД YF-100 на первой и второй ступенях.

2.2.7. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-7

Первоначально CZ-7 задумывалась, как глубокая модернизация РН CZ-2F/Н. Позднее под этим названием были выделены в отдельное семейство проекты РН CZ-5-320 и CZ-5-340.

Ракета-носитель CZ-7 относится к средним РН. На первой ступени РН установлены два ЖРД YF-100, на боковых блоках – по одному такому же ЖРД. РН может вывести до 13,5 т на низкую околоземную орбиту, до 7,0 т на геопереходную, или до 5,5 т на солнечно-синхронную орбиту.

2.2.8. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-8

РН CZ-8 создается на базе центрального блока от РН CZ-7 и верхней криогенной ступени от РН CZ-3A. РН оснащается твердотопливными ускорителями диаметром 2,0 м. Центральный блок и боковые блоки предполагается сделать многоразовыми, при этом боковые блоки после выработки топлива должны не отделяться, а спасаться вместе с центральным блоком. Отработку вертикальной посадки 1-й ступени РН (центрального и боковых блоков) запланировано провести в 2021 году.



Рис. 4.13. Посадка первой ступени РН CZ-8

Табл. 4.12. РН семейства CZ-6, CZ-7 и CZ-8 («Большой поход-6, -7 и -8»)

	CZ-6	CZ-7	CZ-7A	CZ-8A	CZ-8
Дата 1-го старта	20.09.15	25.06.16			22.12.20
Дата 1-го успешного старта	20.09.15	25.06.16			22.12.20
Масса на старте, т		597			356
Масса полезного груза, т					
- на низкую орбиту	1,5	13,5		3,0	8,4
- на ССО высотой 700 км	1,0	5,5			5,0
- на геоперех. орбиту					3,0
- к Луне					
- к Марсу					
Номинальная тяга на старте, тс					
Высота, м	29,3	53,1			
Макс. поперечный размер, м					
Количество ступеней	2	3			3
1-я ступень (боковые блоки):	–				
Количество блоков		4	4	0	2
Масса, т		75,5	75,5		
Длина, м		26,9	26,9		
Диаметр, м		2,25	2,25		
Количество двигателей		1	1		
Тип двигателей		YF-100	YF-100		
Компоненты топлива		O ₂ + керосин	O ₂ + керосин		
Тяга на Земле, тс		122,3/136,7	122,3/136,7		
Уд. импульс на Земле, с		300/335	300/335		
Время работы, с		173	173		
2-я ступень (центральный блок):					
Масса в заправленном состоянии, т		160	160	160	160
Сухая масса, т					
Масса топлива, т					

	CZ-6	CZ-7	CZ-7A	CZ-8A	CZ-8
Длина, м		25,08	25,08	25,08	25,08
Диаметр, м	3,35	3,35	3,35	3,35	3,35
Количество двигателей	1	2	2	2	2
Тип двигателей	YF-100	YF-100	YF-100	YF-100	YF-100
Компоненты топлива	O ₂ + керосин	O ₂ + керосин	O ₂ + керосин	O ₂ + керосин	O ₂ + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	122,3/136,7	122,3/136,7	122,3/136,7	122,3/136,7	122,3/136,7
Уд. импульс на Земле, с	300/335	300/335	300/335	300/335	300/335
Время работы, с		186	186	186	186
3-я ступень					
Масса в заправленном состоянии, т				21,3	21,3
Сухая масса, т				2,96	2,96
Длина, м				12,4	12,4
Диаметр, м	2,25		2,25	3,0	3,0
Количество двигателей	1		1	2	2
Тип двигателя	YF-115		YF-115	YF-75	YF-75
Компоненты топлива	O ₂ + керосин		O ₂ + керосин	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂
Тяга в пустоте, тс	18,35		18,35	2x8,8	2x8,0
Уд. импульс, с	341,5		341,5	437	437
Время работы, с					
4-я ступень (РБ):			YZ-1A		
Масса в заправленном состоянии, т			21,3		
Сухая масса, т			2,96		
Длина, м			12,4		
Диаметр, м			3,0		
Количество двигателей			2		
Тип двигателя			YF-75		
Компоненты топлива			O ₂ +H ₂		
Тяга в пустоте, тс			2x8,8		
Импульс, с			341,5		
Время работы, с			406		

2.2.9. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-9

Сверхтяжелая РН проектируется в Китае с 2005 года. Изменение проектов напрямую связано с ходом работ по созданию ЖРД большой тяги. По состоянию на 2018 год сверхтяжелая РН, получившая обозначение CZ-9, разрабатывалась в трех вариантах: CZ-9, CZ-9A и CZ-9B. Основное отличие вариантов – в количестве боковых блоков первой ступени. Грузоподъемность РН семейства CZ-9 – от 50 до 140 т на низкой околоземной орбите.

В 2018 году был предложен еще один вариант сверхтяжелой РН, основанный на использовании менее мощного ЖРД.

Табл. 4.13. РН семейства CZ-9 («Большой поход-9»)

	CZ-9	CZ-9A	CZ-9B	(2018 г.)
Дата 1-го старта				
Дата 1-го успешного старта				
Масса на старте, т	4 137	2 861	1 964	
Масса полезного груза, т				
- на низкую орбиту	140	100	50	70
- к Луне	50	35	15	25
- к Марсу	44	28	12	
Номинальная тяга на старте, тс	5 873	3 915	2 447	2 520
Высота, м	93	93	93	
Макс. поперечный размер, м				
Количество ступеней	4	4	3	4
0-я ступень (боковые блоки):				
Количество блоков	4	2	0	2
Масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м	5	5		5
Количество двигателей	2	2	-	7
Тип двигателей				
Компоненты топлива	O ₂ +керосин	O ₂ +керосин		O ₂ +керосин
Тяга на Земле, тс	490	490		120
Уд. импульс на Земле, с				
Время работы, с				
1-я ступень (центральный блок):				
Масса в заправленном состоянии, т				
Сухая масса, т				
Масса топлива, т				
Длина, м				
Диаметр, м	10,0	10,0	10,0	
Количество двигателей	4	4	4	7
Тип двигателей				
Компоненты топлива	O ₂ +керосин	O ₂ +керосин	O ₂ +керосин	O ₂ +керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	490	490	490	120
Уд. импульс на Земле, с				
Время работы, с				
2-я ступень				
Масса в заправленном состоянии, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м				5
Количество двигателей	2	2	2	2
Тип двигателя	YF-220	YF-220		
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +керосин
Тяга в пустоте, тс	220	220	220	120
Уд. импульс, с				
Время работы, с				
3-я ступень (РБ):				
Масса в заправленном состоянии, т				

	CZ-9	CZ-9A	CZ-9B	(2018 г.)
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м				
Количество двигателей	4	4	4	3
Тип двигателя				
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	
Тяга в пустоте, тс	25,5	25,5	25,5	9,0
Уд. импульс, с				
Время работы, с				

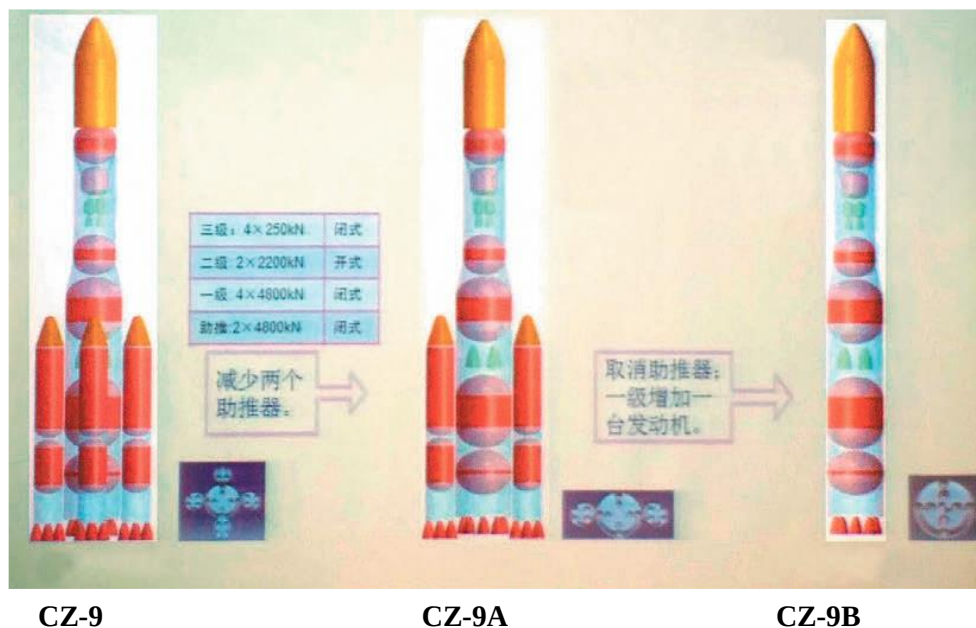


Рис. 3.14. РН CZ-9

2.2.10. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ CZ-11

РН CZ-11- твердотопливная четырехступенчатая РН легкого класса (четвертая ступень – жидкостная). Грузоподъемность РН: 515 кг на круговую орбиту ИСЗ высотой 500 км или 420 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 700 км. Максимальный диаметр РН 2,0 м, высота – 20,8 м, стартовая масса 58 т. Первый запуск был произведен 25.09.2015 года.

2.3. Разгонные блоки «Юаньчжэн»

Разгонные блоки «Юаньчжэн» (Yang Zheng – экспедиция, YZ) для вывода одного или нескольких объектов на целевые орбиты разрабатывает Китайская исследовательская академия ракет-носителей CALT.

2.3.1. РБ «Юаньчжэн-1»

РБ «Юаньчжэн-1» (YZ-1, «Дальний поход») конструктивно выполнен в виде цилиндрического корпуса, внутри которого размещены четыре топливных бака. В центре расположен маршевый ЖРД YZ-1 двукратного включения, имеющий тягу 660 кгс и удельный импульс 315 с. Время функционирования РБ – 6,5 ч.

Длина РБ от верхнего шпангоута до среза сопла ЖРД составляет 3,15 м, диаметр внешнего корпуса около 2,8 м. Начальная масса около 3,5 т.

2.3.2. РБ «Юаньчжэн-1А»

РБ «Юаньчжэн-1А» является модификацией РБ «Юаньчжэн-1». Количество включений ЖРД увеличено до 7, время функционирования РБ на орбите – до 48 часов.

2.3.3. РБ «Юаньчжэн-2»

Разгонный блок «Юаньчжэн-2» (YZ-2) создается на базе РБ YZ-1. В отличие от прототипа, РБ «Юаньчжэн-2» должен иметь два ЖРД и увеличенные размеры и запасы топлива. РБ предназначается для использования с РН семейства CZ.

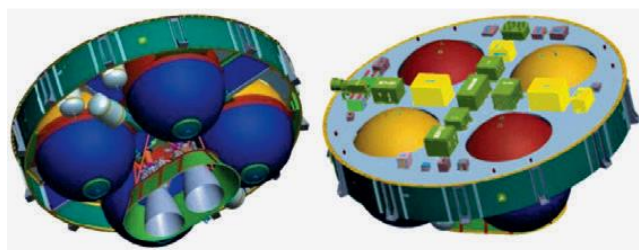


Рис. 4.15. Разгонный блок YZ-2

Табл. 4.14. Разгонные блоки «Юаньчжэн» («Дальний поход»)

	YZ-1	YZ-1A	YZ-1S	YZ-2
Сухая масса, т				1,8
Масса в заправленном состоянии, т	3,59			8,0
Длина, м	3,15			2,8
Диаметр, м	2,8			5,2
Количество двигателей	1	1	1	2
Тип двигателя	YF-50D	YF-50D	YF-50D	YF-50D
Компоненты топлива	NO ₄ +НДМГ	NO ₄ +НДМГ	NO ₄ +НДМГ	NO ₄ +НДМГ
Тяга в пустоте, тс	0,66	0,66	0,66	0,66
Удельный импульс, с	315	315	315	315
Количество включений	2	9		
Макс. длительность непрерывной работы, с	1 000			
Время функционирования на орбите, ч	6,5	48	0,3	
Используется с РН	CZ-3B	CZ-7	CZ-3B	CZ-5

ГЛАВА 3. ЯПОНИЯ

3.1. Сверхлегкие РН Lambda

Lambda – серия экспериментальных многоступенчатых твердотопливных ракет, разработка которых велась Японским Институтом космических и астронавтических наук (Institute of Space and Astronautical Sciences, ISAS¹) в 1960-е годы.

Lambda 4S – четырехступенчатая твердотопливная РН. Высота 16,5 м, диаметр первой ступени 0,74 м, масса 9 400 кг. Дополнительно устанавливались два твердотопливных ускорителя. С помощью РН Lambda 4S 11.02.70 г. был выведен на околоземную орбиту первый японский искусственный спутник «Ōsumi», имевший массу 26 кг.

3.2. Семейство РН Mu

Семейство легких твердотопливных РН «М» (Mu) разрабатывалось ISAS в 1960-1990-е годы.

М-1. Экспериментальная трехступенчатая РН. Был выполнен один пуск по суборбитальной траектории.

М-3D. Экспериментальная РН. Был выполнен один запуск по суборбитальной траектории.

М-4S. Четырехступенчатая РН, стабилизируемая в полете аэродинамическими поверхностями (первая и вторая ступени) и закруткой (третья и четвертая ступени).

М-3С. Трехступенчатая РН. Размеры второй и третьей ступеней увеличены. На второй ступени установлены система управления вектором тяги (СУВТ) и двигатель изменения траектории (ДИТ), что позволило значительно улучшить точность выведения на орбиту.

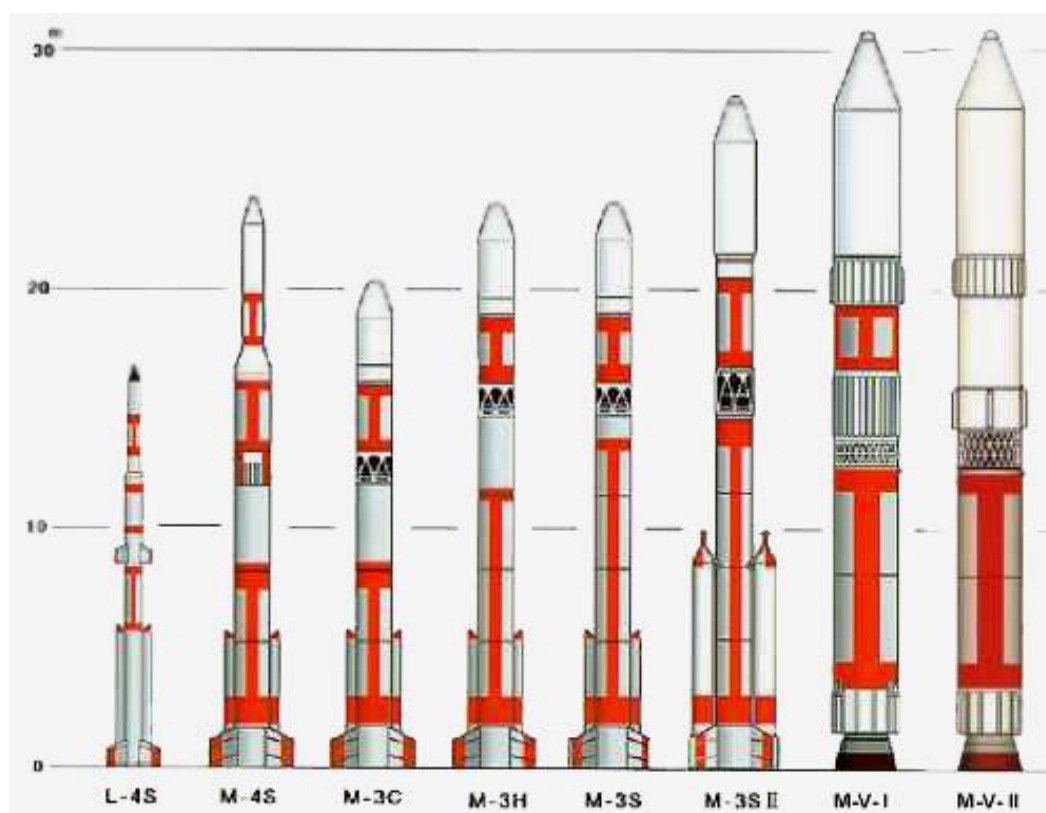


Рис. 4.16. Ракеты-носители семейства Mu

¹ ISAS с 2003 года входит в состав Японского аэрокосмического исследовательского агентства JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency).

М-3Н. Длина первой ступени была увеличена, благодаря чему возросла грузоподъемность РН.

М-3S. Трехступенчатая РН с СУВТ на первой ступени.

М-3SII. Трехступенчатая РН. Вторая и третья ступени разработаны заново. РН дополнительно оснащалась твердотопливными ускорителями, благодаря чему грузоподъемность РН резко возросла.

М-V. Трехступенчатая РН. Все системы разработаны заново, ступени имеют увеличенные размеры и повышенные характеристики. Стартовая масса РН 130 т, высота 30,7 м, максимальный диаметр корпуса 2,5 м. РН способна доставить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой 2,2 т.

М-V KM. Вариант РН М-V с дополнительной четвертой ступенью. Использовалась, в частности, для запуска на межпланетную траекторию АМС «Nozomi» и «Hayabusa».

ALV (Air-launched vehicle). Проект РН, запускаемой с самолета. В качестве первых двух ступеней используются вторая и третья ступени РН М-5, третья ступень представляет собой третью ступень РН М-3SII.

3.3. РН Epsilon

Epsilon (первоначальное обозначение – ASR, Advanced Solid Rocket). Трехступенчатая твердотопливная РН, которая разработана на смену РН М-V. Может использоваться в четырехступенчатой конфигурации. Основное отличие – использование в качестве первой ступени ускорителя SRB-A ракеты-носителя Н-ПА. РН Epsilon может выводить на низкую орбиту ИСЗ груз массой до 1,5 т, а на солнечно-синхронную до 0,6 т (в четырехступенчатом варианте). Первый запуск был произведен 14.09.13 г.

3.4. Семейство РН N

N-1. Трехступенчатая РН легкого класса, производилась по лицензии на базе американской РН Дельта. Первая и вторая ступени имели ЖРД, работающий на керосине и жидком кислороде. Третья ступень – твердотопливная. Дополнительно могли использоваться три твердотопливных ускорителя. Первый запуск был произведен 09.09.75 г. РН могла выводить на низкую орбиту ИСЗ груз массой до 1,2 т или 130 кг на стационарную орбиту.

N-2. Трехступенчатая РН легкого класса. Аналогично РН N-1, производилась по лицензии, также на базе американской РН Дельта. Первая и вторая ступени имели ЖРД, работающий на керосине и жидком кислороде. Третья ступень – твердотопливная. Дополнительно могли использоваться до 9 твердотопливных ускорителей. Первый запуск был произведен 11.02.81 г. Масса груза, доставляемого на стационарную орбиту – 350 кг.



Рис. 4.17. РН Epsilon-2

3.5. Ракета-носитель Н-I (Н-1)

Н-I – легкая трехступенчатая ракета-носитель. ДУ первой ступени работала на топливной паре керосин и жидкий кислород. Первая ступень производилась в Японии по лицензии на базе американской РН Delta. Вторая ступень полностью криогенная (жидкие водород и кислород), собственной разработки. Третья ступень – твердотопливная. РН могла дооснащаться твердотопливными ускорителями в количестве до 9 штук. Первый запуск был произведен 12.08.86 г.

3.6. Семейство РН Н-II (Н-2)

Семейство ракет-носителей Н-II включает ряд модификаций двухступенчатых РН. Обе ступени работают на криогенных компонентах (жидкие кислород и водород). Варианты РН различаются, в основном, комбинациями стартовых твердотопливных ускорителей, тип и количество которых выбираются в зависимости от потребностей конкретного запуска.

3.6.1. Н-II (Н-2)

Исходный вариант РН. Оснащается двумя твердотопливными ускорителями SRB (Solid Rocket Booster). В связи с высокой стоимостью и низкой надежностью заменена на РН Н-IIА.

3.6.2. Н-IIА (Н-2А)

Модификация РН Н-II. Имеет более длинную первую ступень и два или четыре тяжелых ускорителя SRB-A. Может быть дополнительно оснащена двумя или четырьмя легкими твердотопливными ускорителями SSB (Solid Strap-on Booster). Рассматривался вариант оснащения РН одним или двумя жидкостными ускорителями LRB (Liquid Rocket Booster).

Варианты РН Н-II обозначаются следующим образом:

1. Первая цифра обозначает количество ступеней ракеты-носителя и всегда равна 2.
2. Вторая цифра обозначает количество жидкостных ускорителей LRB.
3. Третья цифра обозначает количество твердотопливных ускорителей SRB.
4. Четвёртая цифра обозначает количество легких твердотопливных ускорителей SSB.

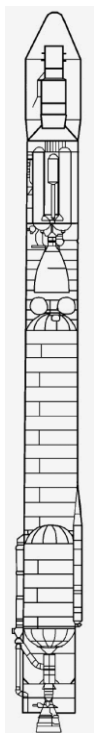
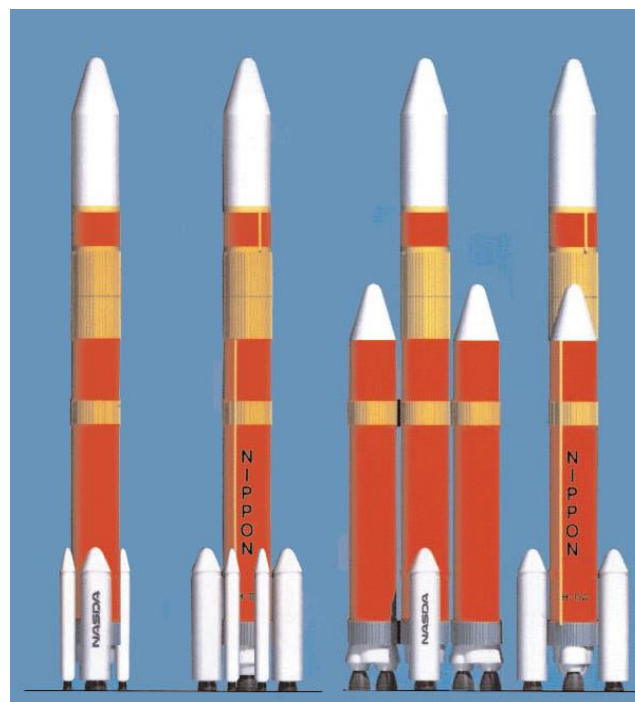


Рис. 4.18. РН Н-2



Н-2А/2024 Н-2А/222

Рис. 4.19. Варианты РН Н-2А



Рис. 4.20. РН Н-2В

3.6.3. Н-ПВ (Н-2В)

Модификация РН Н-ПА. Диаметр и длина первой ступени увеличены так, что объем заправляемых компонентов возрос в 1,7 раза. Используются четыре твердотопливных ускорителя SRB-A. РН предназначена для запуска ТКГ «Kounotori».

Табл. 4.15. Характеристики ступеней РН Н-II

	Н-2	Н-2А	Н-2В
1-я ступень:			
Масса в заправленном состоянии, т	98	114	202
Сухая масса, т	14	14	24
Длина, м	28,0	37,2	38,2
Диаметр, м	4,0	4,0	5,2
Количество двигателей	1	1	2
Тип двигателей	LE-7	LE-7A	LE-7A
Компоненты топлива	H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂
Тяга на Земле/в пустоте, тс	86,0/110,0	/112,1	/112,1
Удельный импульс, с	446	/441	/441
Время работы, с	346	390	352
2-я ступень:			
Масса в заправленном состоянии, т	20,0	20,0	20,0
Сухая масса, т	3,0	3,1	3,4
Длина, м	11,0	10,7	11,0
Диаметр, м	4,0	4,0	4,0
Тип двигателя	LE-5A	LE-5B	LE-5B
Компоненты топлива	H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂
Тяга в пустоте, тс	12,4	14,0	14,0
Удельный импульс, с	452	450	448
Время работы, с	598	530	499

Табл. 4.16. Варианты ракеты-носителя Н-2

	Н-2	Н-2А/202	Н-2А/2024	Н-2А/2022	Н-2А/212	Н-2А/222	Н-2А/204	Н-2В
Дата 1-го старта	04.02.94	29.08.01	04.02.02	26.02.05	-	-	18.12.06	10.09.09
Дата 1-го успешного старта	04.02.94	29.08.01	04.02.02	26.02.05			18.12.06	10.09.09
Масса на старте, т	260,0	289	351	321			443	568
Масса полезного груза, т								
на орбиту ИСЗ высотой 200 км, 51,6°	9,2	9,2	11,0	10,0	15,0	20,0	15,0	16,5
на геопереходную орбиту	4,05	4,0	5,0	4,5	7,5	9,5	5,95	8,0
на ГСО	2,0	2,2			3,3			
Номинальная тяга на старте, тс								
Высота, м	50,0	53	53	53	53	53	56,6	56,6
Макс. поперечный размер, м								
Количество ступеней	2	2	2	2	2	2	2	2
Тип стартовых ускорителей 1	SRB	SRB-A	SSB	SSB	SRB-A	SRB-A	SRB-A3	SRB-A3
Количество ускорителей 1	2	2	4	2	2	2	4	4
Тип стартовых ускорителей 2			SRB-A	SRB-A	LRB	LRB		
Количество ускорителей 2			2	2	1	2		

Табл. 4.17. Стартовые ускорители ракет-носителей Н-II и Н-III

Тип	SSB	SRB	SRB-A	SRB-A3	LRB
Масса, т	15,5	70,25	75,0	76,6	117,0
Сухая масса, т	2,4	11,1	10,0	10,0	17,8
Длина, м	14,9	23,0	15,1	15,1	36,7
Диаметр, м	1,02	1,81	2,5	2,5	4,0
Количество двигателей	1	1	1	1	1
Тип двигателей	Castor-4AXL	РДТТ	РДТТ	РДТТ	LE-7A
Компоненты топлива					H ₂ +O ₂
Тяга, тс	75,9	159,0	230,0	230,0	112,1
Удельный импульс, с	282	273	280	284	440
Время работы, с	60	94	100	116	200

Табл. 4.18. Характеристики РН М-5

	М-5	ALV
Дата 1-го старта		-
Дата 1-го успешного старта		-
Масса на старте, т	141	52
Масса полезного груза, т		
- на орбиту высотой 240 км	1,8	1,2
- на ССО высотой 700 км	1,0	
- на геоперех. орбиту	0,8	
- к Луне	0,55	
- к Марсу	0,4	
Номинальная тяга на старте, тс	430	
Высота, м	30,7	17
Макс. поперечный размер, м	2,5	2,5
Количество ступеней	3	3
1-я ступень	М-14	М-24
Масса топлива, т	60 (70?)	30
Длина, м	14,1	7,0
Диаметр, м	2,5	2,5
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	РДТТ	РДТТ
Тяга на Земле, тс	430	140
Уд. импульс на Земле, с		
Время работы, с		
2-я ступень	М-24	М-34
Масса топлива, т	30	10
Длина, м	7,0	4,1
Диаметр, м	2,5	2,2
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	РДТТ	РДТТ
Тяга на Земле/в пустоте, тс	140	30
Уд. импульс на Земле, с		
Время работы, с		
3-я ступень	М-34	
Масса топлива, т	10	
Длина, м	4,1	
Диаметр, м	2,2	
Количество двигателей	1	
Тип двигателя	РДТТ	
Тяга в пустоте, тс	30	
Уд. импульс, с		
Время работы, с		

3.7. Проект РН Н-III

В 2015 года JAXA приступила к разработке новой ракеты-носителя, получившей обозначение Н-III¹, которая должна прийти на смену РН Н-II. Новая РН будет иметь две ступени, на которых устанавливаются кислородно-водородные двигатели LE-9. РН дополнительно может иметь от 2 до 4 стартовых твердотопливных ускорителей.

Варианты РН Н-III обозначаются следующим образом:

1. Первая цифра обозначает количество двигателей на первой ступени РН.
2. Вторая цифра обозначает количество ускорителей SRB-A3.
3. Буква после второй цифры обозначает размер головного обтекателя:
S – small (малый);
L – large (большой).

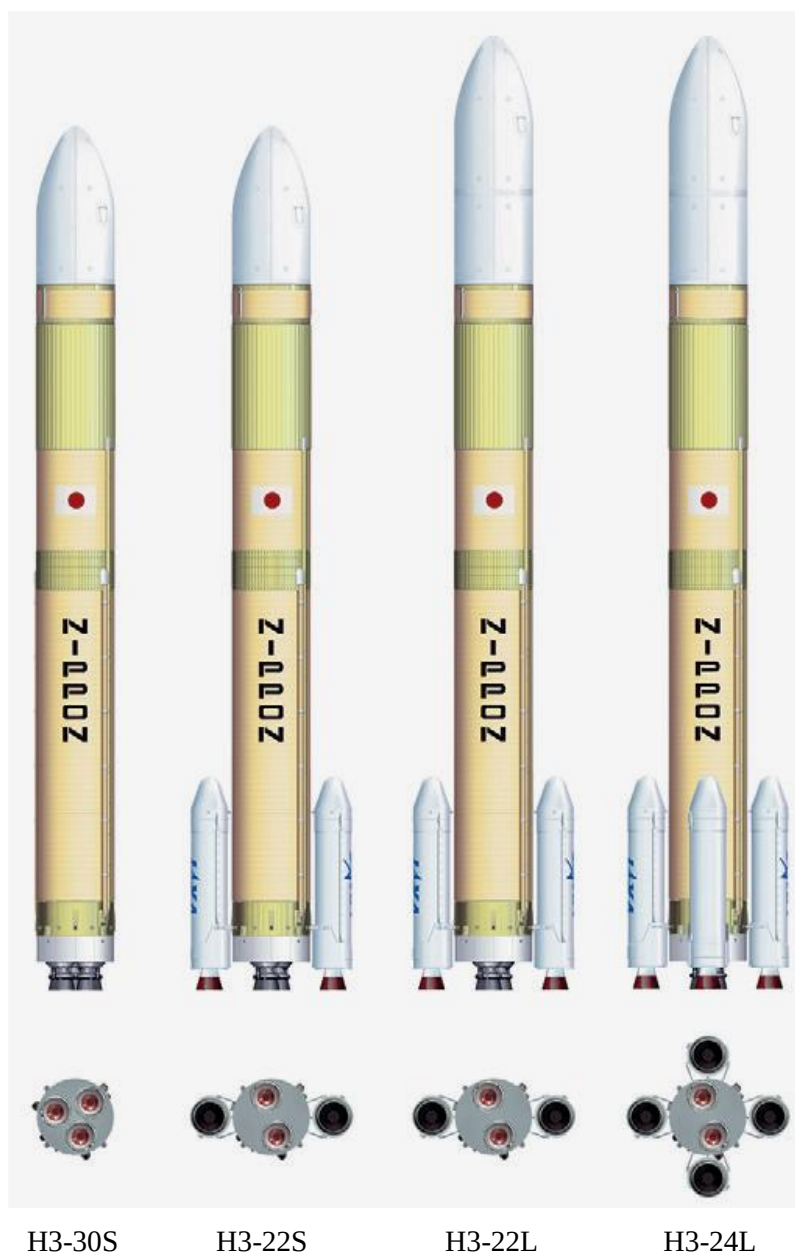


Рис. 4.21. Варианты РН Н-III

¹ В Японии принято обозначение НЗ.

Табл. 4.19. РН Н-III

	НЗ-30S	НЗ-22S	НЗ-22L	НЗ-24L
Масса на старте, т	240...280			
Масса полезного груза, т				
- на низкую орбиту				
- на ССО 700 км	4			7,9
- на ГПО	2			6,5
- к Луне				
- к Марсу				
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м	63	63		
Макс. поперечный размер, м	5,2	5,2	5,2	5,2
Количество ступеней	2	2	2	2
Стартовые ускорители				
Тип	-	SRB-A3	SRB-A3	SRB-A3
Количество	0	2	2	4
1-я ступень:				
Масса в заправленном состоянии, т				
Сухая масса, т				
Масса топлива, т				
Длина, м				
Диаметр, м	5,2	5,2		5,2
Количество двигателей	2-3	2-3		2-3
Тип двигателей	LE-9	LE-9		LE-9
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂		O ₂ +H ₂
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/148	/148		/148
Импульс на Земле, с	/430..432	/430..432		/430..432
Время работы, с				
2-я ступень:				
Масса в заправленном состоянии, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м	5,2	5,2		5,2
Количество двигателей	1	1		1
Тип двигателя	LE-5B-3	LE-5B-3		LE-5B-3
Компоненты топлива	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂		O ₂ +H ₂
Тяга в пустоте, тс	14	14		14
Импульс, с	448	448		448
Время работы, с	740	740		740

3.8. РН GX Galaxy Express

Первая ступень РН разработана на базе первой ступени американской РН Atlas, с установкой российского ЖРД НК-33. Ракете сначала присвоили обозначение J-1 Upgrade, которое затем сменилось на J-2, а в январе 2003 года РН получила окончательное наименование Galaxy Express (GX).

Табл. 4.20. Ракета-носитель GX

	J-1 Upgrade	GX (2004 г.)
Дата 1-го старта		
Дата 1-го успешного старта		
Масса на старте (без ПГ), т	155	210
Масса полезного груза, т		
на орбиту ИСЗ высотой 200 км, 30°	3,5..4,0	4,4
на ГСО	1,0..1,5	
на геопереходную орбиту (с 3-й ступенью)	1,0	1,4
Номинальная тяга на старте, тс		390
Высота, м	41	48
Макс. поперечный размер, м	3	3,3
Количество ступеней	2	2
1-я ступень:		Atlas III (1-я ступень)
Масса в заправленном состоянии, т		197
Сухая масса, т		14
Длина, м		30,6
Диаметр, м	3	3,05
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	НК-33	РД-180
Компоненты топлива	H ₂ +O ₂	керосин+O ₂
Тяга на Земле/в пустоте, тс		390/423
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с		311/338
Время работы, с		237
2-я ступень:		
Масса в заправленном состоянии, т		12
Сухая масса, т		2,1
Длина, м		7,8
Диаметр, м		3,3
Тип двигателя		LNG
Компоненты топлива	СПГ+ O ₂	СПГ+ O ₂
Тяга в пустоте, тс	10	9,89
Уд. импульс, с		355
Время работы, с		342

ГЛАВА 4. ИНДИЯ

4.1. РН ASLV

Малая РН ASLV (Augmented Satellite Launch Vehicle) предназначена для доставки на орбиту ИСЗ объектов массой до 150 кг. Высота РН 24 м, стартовая масса около 40 т.

Первая (неудачная) попытка запуска РН состоялась в 1987 г.

4.2. РН PSLV

РН PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) – четырехступенчатая ракета-носитель для запуска спутников на околополярные орбиты. РН разработана в рамках создания индийского национального носителя. Запускалась в трех вариантах:

PSLV – базовый вариант, с шестью твердотопливными ускорителями PSOM.

PSLV-CA (Core Alone) – без твердотопливных ускорителей.

PSLV-XL – усиленный вариант. Устанавливаются более мощные стартовыми ускорители.

РН PSLV-XL была использована, частности, в ноябре 2008 года для запуска к Луне АМС «Chandrayaan-1».

4.3. РН GSLV

РН GSLV (Geosynchronous Satellite Launch Vehicle) – ракета-носитель для запуска спутников на геосинхронную орбиту. Разрабатывалась на базе РН PSLV.

Основные отличия РН GSLV от PSLV:

- вместо шести твердотопливных ускорителей устанавливаются четыре жидкостных;
- вместо третьей твердотопливной и четвертой жидкостной ступеней устанавливается криогенная ступень;



Рис. 4.22. РН PSLV



Рис. 4.23. РН GSLV



Рис. 4.24. GSLV Mk.III

Для первых пусков РН оснащалась криогенной третьей ступенью российского производства (разгонным блоком) 12КРБ (разработка КБ «Салют»). В дальнейшем использовалась кислородно-водородная третья ступень, разработанная и изготовленная в Индии.

Семейство РН GSLV включает три этапа создания ракеты-носителя:

- GSLV Mk.I (с российским криогенным РБ);
- GSLV Mk.II (с индийским криогенным РБ);
- GSLV Mk.III.

РН GSLV Mk.III разрабатывалась, начиная с 2002-2003 годов. Основное назначение – выведение ИСЗ на геостационарную орбиту. Эта РН должна выводить на орбиту, переходную к стационарной, полезный груз массой до 4,0 – 5,0 т. РН оснащена твердотопливными стартовыми ускорителями S200 и криогенной верхней ступенью с мощным кислородно-водородным ЖРД CE-20.

4.3.1. РБ 12КРБ (12CS)

В 1991 году было подписано Соглашение «Главкосмоса» с ISRO (Индия) о разработке в КБ «Салют» и изготовлении в ГКНПЦ им. М.В.Хруничева разгонного блока на криогенных компонентах для новой индийской ракеты-носителя GSLV. Согласно Соглашению, российская сторона должна была изготовить два экземпляра разгонного блока и передать полный комплект конструкторской и технологической документации. Под давлением США, которые видели в этом Соглашении передачу технологий военного назначения, в 1993 году Соглашение было пересмотрено. В новом Соглашении передача конструкторско-технологической документации была изъята, но зато было предусмотрена поставка уже не двух, а семи летных экземпляров разгонного блока, а также двух макетов для отработки технологии заправки. В сентябре 1998 года первый летный образец разгонного блока, получивший обозначение 12КРБ (в английском варианте – 12CS), был передан Индии. Первый полет РН с блоком 12КРБ состоялся в 2001 году.

Разгонный блок 12КРБ имеет стартовую массу 12 т. Блок оснащен кислородно-водородным двигателем КВД-1М, являющимся модификацией двигателя 11Д56, разработанного в КБ Химмаш им. А.М.Исаева еще в 1960-х годах. Тяга КВД-1М составляет 7,5 тс, удельная тяга – 461 с^{-1} .

4.3.2. РБ CUS

CUS (Cryogenic Upper Stage) – криогенный разгонный блок индийской разработки. Несмотря на отсутствие конструкторской документации по российскому разгонному блоку 12КРБ, индийские специалисты выполнили разработку кислородно-водородного ЖРД и разгонный блок, аналогичный российскому РБ.

Первый успешный полет РН GSLV с разгонным блоком CUS был осуществлен 05.01.14 г.

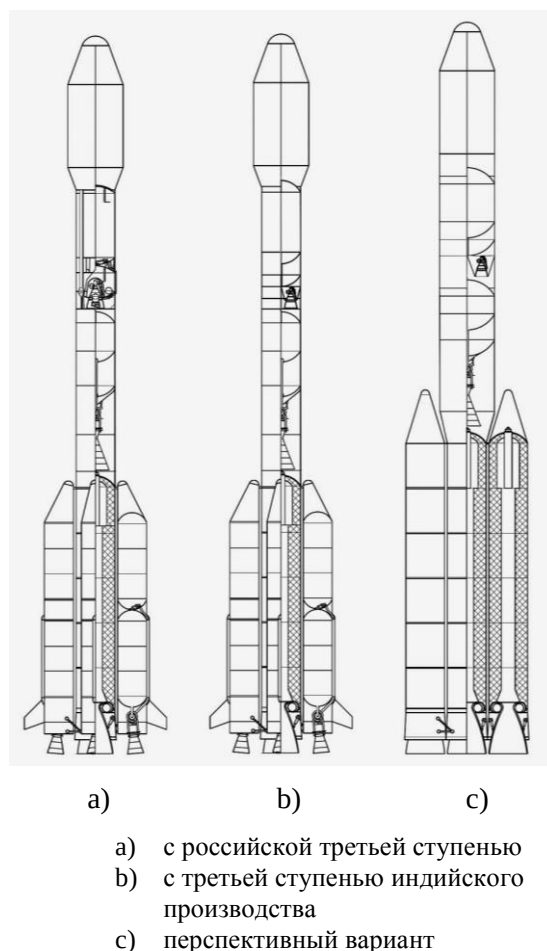


Рис. 4.25. РН GSLV

Рис. И.Афанасьева и А.Шлядинского

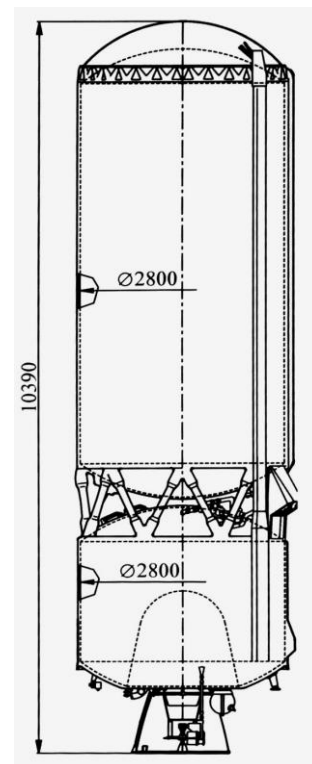


Рис. 4.26. РБ 12CS

Табл. 4.21. Ракеты-носители Индии

	PSLV	PSLV-CA	PSLV-XL	GSLV Mk.I	GSLVMk.II	GSLV Mk.III ¹	GSLV Mk.III ²	GSLV Mk.III M1
Дата 1-го старта	20.09.93	23.04.07	22.10.08	18.04.01	15.04.10	18.12.14	05.06.17	
Дата 1-го успешного старта	15.10.94	23.04.07	22.10.08	08.05.03	05.01.14		05.06.17	
Масса на старте, т	295	229	320		414	630		640
Масса полезного груза, т								
на орбиту высотой 200 км	3,25	2,1	3,8		5,0	10,0..12,0		
на солнечно-синхронную	1,6	1,2	1,75					
на геопереходную	1,2		1,425	2,0	2,5	4,0..5,0		
Номинальная тяга на старте, тс		612			800			
Высота, м	44,2	44,2	44,2		49,1	43,4		
Макс. поперечный размер, м	5,1	5,1						
Количество ступеней	4	4	4	3	3	2		
Стартовые ускорители	PSOM	-	PSOM XL	L40	L40	S200	S200	
Количество	6		6	4	4	2		
Масса топлива, т	8,63		12	40,0	42,7	207,0		
Полная масса, т				46,1	47,6	238,0		
Длина, м	11,0		13,5	19,7	19,7	21,9		
Диаметр, м	1,0			2,1	2,1	3,2		
Тип двигателя	РДТТ		РДТТ	Vikas 2	Vikas 2	РДТТ		
Компоненты топлива				N ₂ O ₄ +НДМГ	N ₂ O ₄ +UH25			
Тяга на Земле/в вакууме, тс	51,2		73,3	69,9/	69,6/77,8	293..525		
Уд. импульс на Земле / в вакууме, с	262				262/293	227 /275		
Время работы, с	47	47	49,5	160	148	127..130		

1-я ступень:	S125	PS1	PS1	S125	GS1 (S139)	L110	L110	
---------------------	-------------	------------	------------	-------------	-------------------	-------------	-------------	--

¹ В двухступенчатом варианте.² Трехступенчатый вариант.

	PSLV	PSLV-CA	PSLV-XL	GSLV Mk.I	GSLVMk.II	GSLV Mk.III ¹	GSLV Mk.III ²	GSLV Mk.III M1
Масса топлива, т	129			129,0	138,1	115,0		
Сухой вес, т	26,9	30,2	30,2	26,9				
Полная масса, т	155,9	138	138	155,9	166,3	125,6		
Длина, м	20,3	20,3	20,3	20,3	21,2	21,26		
Диаметр, м	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	4,0		
Количество двигателей	1	1	1	1	1	2	2	
Тип двигателей	РДТТ S139	РДТТ S139	РДТТ S139	РДТТ S139	РДТТ S139	Vikas-2	Vikas-2	
Компоненты топлива						N ₂ O ₄ + UH ₂ 5	N ₂ O ₄ + UH ₂ 5	
Тяга на Земле/в пустоте, тс	470,0	485	491,4	479,0	439,7/495,4	69,0 / 78,0		
Уд. импульс на Земле / в пустоте, с	258		/269		237/269	259 /293		
Время работы, с	100	108	105	100	109	200		
2-я ступень:	PS2/L37.5	PS2	PS2	L37.5	GS2/L37.5H	C25	C25	
Масса топлива, т	37,5			37,5	39,54	25,0		
Сухой вес, т		5,3	5,3					
Полная масса, т		40,7	40,7	42,8	44,9	29,0		
Длина, м	11,5	12,8	12,8	11,6	11,57	13,32		
Диаметр, м	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	4,0		
Количество двигателей						1		
Тип двигателей	Vikas	Vikas	L40 Vikas		Vikas 4	CE-20	CE-20	
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ +UN25	N ₂ O ₄ +UN25	N ₂ O ₄ +UN25	N ₂ O ₄ +UN25	N ₂ O ₄ +UN25	H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂	
Тяга в пустоте, тс	73,9	81,4	81,4	73,5	81,5..86,3	20,4		
Уд. импульс в пустоте, с					293	443		
Время работы, с	149	148	147	150	158	580	643	
3-я ступень:	PS3	PS3	PS3	GUS 12	GS3/GUS 15			
Масса топлива, т	7,26	6,7		12,5	12,8			

	PSLV	PSLV-CA	PSLV-XL	GSLV Mk.I	GSLVMk.II	GSLV Mk.III ¹	GSLV Mk.III ²	GSLV Mk.III M1
Сухой вес, т		1,1	1,1					
Полная масса, т		7,8	7,8	15,1	15,3			
Длина, м	3,54	3,6	3,6	8,7	8,5			
Диаметр, м	2,02	2,02	2,02	2,9	2,8			
Тип двигателя	РДТТ	РДТТ S7	РДТТ S7	КВД-1	ICE (CE-7,5)			
Компоненты топлива				H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂			
Тяга, тс	39,4	24,5	24,5	7,5	7,5			
Уд. импульс, с		294	294		454			
Время работы, с	73,1	112	112		702			
4-я ступень:	PS4/L2	PS4	PS4	-				
Масса в заправленном состоянии, т	2,0	1,6	2,0					
Сухой вес, т		0,92	0,92					
Длина, м	2,65	2,6	2,6					
Диаметр, м	1,335	2,0,2	2,02					
Количество двигателей	2	2	2					
Тип двигателя	L2.5	L2.5	L2.5					
Компоненты топлива	N ₂ O ₄ + ММГ	MON ₃ +ММГ	MON ₃ +ММГ					
Тяга в пустоте, тс	0,75x2	0,745x2	0,77x2					
Уд. импульс, с	308	308	308					
Время работы, с	410	299	525					

ГЛАВА 5. ЮЖНАЯ КОРЕЯ

5.1. РН KSLV-I

Первоначальный проект РН KSLV-I (Korean Space Launch Vehicle – 1) разрабатывался специалистами Корейского института аэрокосмических исследований KARI (Korean Aerospace Research Institute) с 2002 года. Проект базировался на использовании разработанных в Южной Корее твердотопливных ракет небольшой мощности. В 2004 году было принято решение провести переговоры с Россией с предложением участия российских специалистов и российской промышленности в создании южнокорейской ракеты-носителя.

Результатом совместной разработки стала ракета-носитель KSLV-I (Naro I).

В РН использована первая ступень, созданная на базе блока УРМ-1 семейства РН «Ангара» и оснащенная ЖРД РД-151 (экспортный вариант ЖРД РД-191) тягой на уровне моря 170 тс. Диаметр первой ступени 2,9 м, длина 25,1 м, сухая масса конструкции – 10 т.

Вторая ступень – твердотопливная KSR-1, разработанная институтом KARI. Тяга KSR-1 – 8,8 тс.

Стартовая масса РН – 140 т. РН способна выводить груз массой около 100 кг на орбиту ИСЗ высотой 300 x 1 500 км и наклоном 80 град.

Первый пуск был произведен 25.08.09 г. При сбросе головного обтекателя отделение створок произошло нештатно, в связи с чем пуск считается неудачным. Второй пуск состоялся 10.06.10 г. и также завершился неудачей на 136-й секунде полета. По мнению российских специалистов, причиной аварии явилась ошибка в системе самоликвидации второй ступени.

Третий пуск состоялся 28.01.13 года и был полностью успешным.



Рис. 4.27. Старт РН KSLV-I

5.2. РН KSLV-II Nuri

Ракета-носитель KSLV-II Nuri создана с использованием только корейских составных частей и компонентов. РН имеет три жидкостные ступени, ЖРД которых работают на жидком кислороде и керосине. На первой ступени установлены четыре ЖРД KRE-075 тягой по 66,8 тс на уровне моря (75 тс в вакууме), на второй ступени – один такой ЖРД с высотным соплом. Третья ступень оснащена одним ЖРД тягой 7 тс.

Максимальный диаметр РН 3,5 м, высота 47,2 м, стартовая масса составляет около 200 т. РН способна выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой до 2,6 т, или 1,5 т на солнечно-синхронную орбиту.

Первый пуск РН KSLV-II ожидается в 2021 году.

ГЛАВА 6. БРАЗИЛИЯ

6.1. РН VLS-1

Первая бразильская РН VLS-1 (Veiculo Lancador de Satelites) разработана Институтом авиации и космоса по заказу Бразильской комиссии по космической деятельности (COBAE), преобразованной в марте 1994 г. в Бразильское космическое агентство (АЕВ).

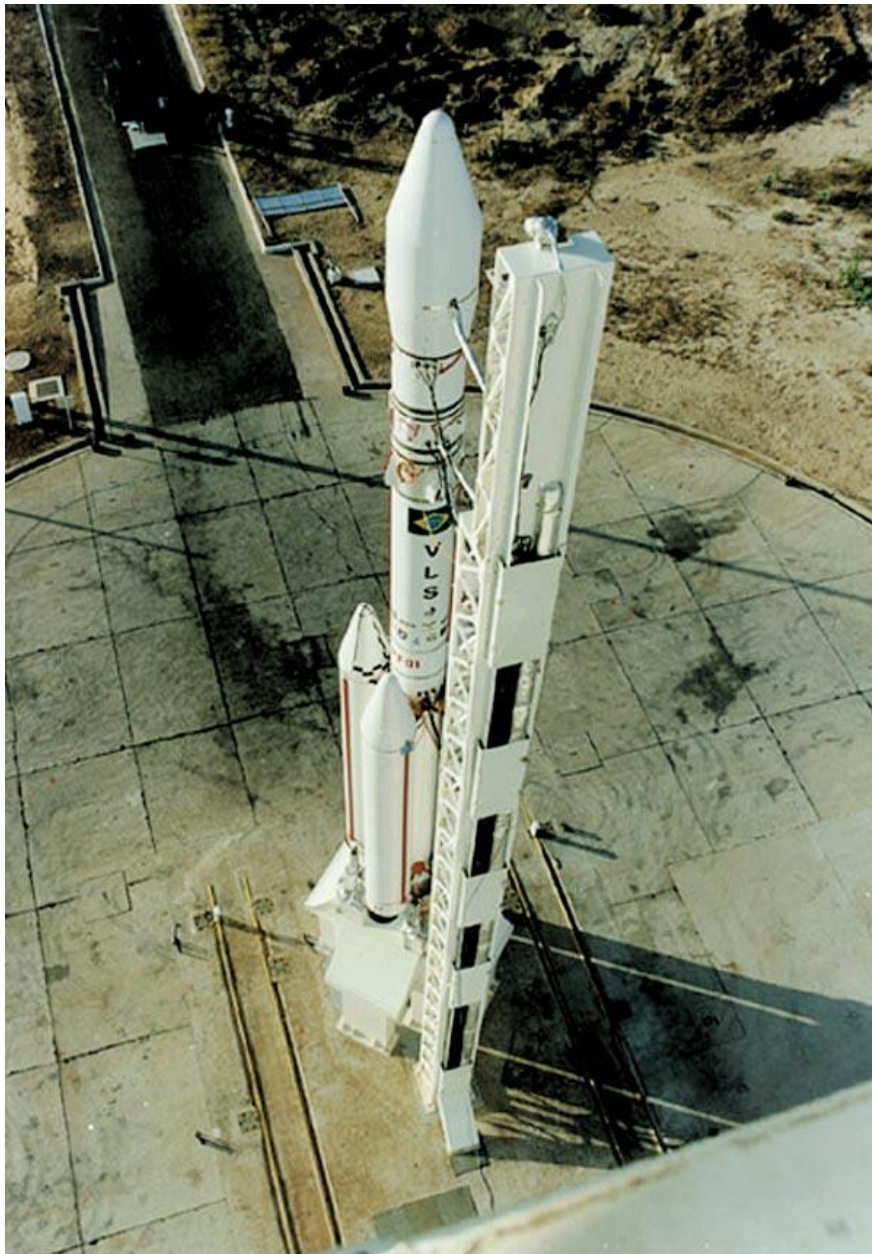


Рис. 4.28. РН VLS-1

Табл. 4.22. Ракеты-носители Бразилии

Название	VLS-1	VLS-2
Дата 1-го старта	02.11.97	
Дата 1-го успешного старта		
Масса на старте, т	50	
Масса полезного груза, т		
на низкую орбиту ИСЗ накл. 25°	0,35	
на низкую орбиту ИСЗ накл. 98°	0,27	
Номинальная тяга на старте, тс		
Высота, м	19,46	
Макс. поперечный размер, м	3,1	
Количество ступеней	4	
Стартовые ускорители	S-43	
Количество	4	
Масса, т	8,21	
Масса топлива, т	7,18	
Длина, м		
Диаметр, м		
Тип двигателя	РДТТ	
Тяга на Земле/в вакууме, тс	/ 31,5	
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	230,5 / 260	
Время работы, с	58,9	
1-я ступень:	S-43TM	
Масса, т	8,4	
Масса топлива, т	7,18	
Длина, м		
Диаметр, м		
Количество двигателей	1	
Тип двигателей	РДТТ	
Тяга в вакууме, тс	33,3	
Уд. импульс в вакууме, с	277,0	
Время работы, с	58,9	
2-я ступень:	S-40TM	
Масса, т	5,34	
Масса топлива, т	4,45	
Длина, м		
Диаметр, м		
Количество двигателей		
Тип двигателей		
Компоненты топлива		
Тяга в вакууме, тс	21,66	
Уд. импульс в вакууме, с	274,9	
Время работы, с	56,4	
3-я ступень:	S-44	
Масса, т	0,917	
Масса топлива, т	0.81	
Длина, м		
Диаметр, м		
Тип двигателя	РДТТ	
Тяга в вакууме, тс	3,46	
Уд. импульс в вакууме, с	281,5	
Время работы, с	67,9	

ГЛАВА 7. УКРАИНА

Украинское КБ «Южное» (бывшее НПО «Южное», а до того – ОКБ-586 М.К.Янгеля) в 1980-х годах, когда Украинская ССР входила в состав Советского Союза, разработало большое количество боевых ракет, часть из которых применялись затем по конверсии в качестве ракет-носителей, как, например, ракеты-носители «Днепр»¹ и «Циклон»². Исключением была РН «Зенит» 11К77, разработанная исключительно для космических запусков. Информация по серии РН «Зенит» приведена в томе 1, часть 4, гл. 3 «Ракеты-носители «Зенит»».

КБ «Южное» сотрудничало с американской компанией OSC в разработке первой ступени для РН Taurus II/Antares³.

Также к разработкам украинских РН относится серия конверсионных ракет-носителей «Космос»⁴.

7.1. Проект РН «Маяк»

В конце 2019 года КБ «Южное» опубликовало информацию о разработке семейства сверхтяжелых ракет-носителей «Маяк» («Мауак»). Согласно сообщению КБ, ракета-носитель «Маяк SH-3» будет способна выводить на низкую околоземную орбиту груз массой до 59 т, «Маяк SH-5» – до 93 т, «Маяк SH-6» – до 109 т, а «Маяк SH-7» – до 125 т. Цифра в названии РН означает количество блоков 1-й ступени (боковые блоки плюс центральный блок).

Для сравнения на рис. 4.29 показаны более ранние разработки КБ «Южное» – ракеты-носители семейства «Циклон».



Рис. 4.29. РН «Циклон» и «Маяк»

¹ См. том 1, часть 4, п.8.2.

² См. том 1, часть 4, п.8.5.

³ См. том 5, часть 4, п.п.1.1.2.3 и 1.1.2.4.

⁴ См. том 1, часть 4, п.8.1.

Приложение 1

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И АББРЕВИАТУР

ACTS	–	Advanced Crew Transportation System
APM	–	Attached Pressurized Module – присоединяемый герметичный модуль
ATV	–	Automated Transfer Vehicle – автоматический транспортный аппарат
CNES	–	Centre National d'Études Spatiales – Национальный центр космических исследований
CTV	–	Crew Transfer Vehicle – аппарат для транспортировки экипажа
DM	–	Descent Module – спускаемый аппарат
ESA	–	European Space Agency – Европейское Космическое Агентство
HTV	–	H-II Transfer Vehicle – транспортный аппарат, запускаемый РН H-II
ISAS	–	Institute of Space and Astronautical Science – Институт космонавтики и астронавтики
ISRO	–	Indian Space Research Organisation
JAXA	–	Japan Aerospace Exploration Agency – Японское агентство аэрокосмических исследований
MOL	–	Manned Orbital Laboratory
MPLM	–	Multi Purpose Logistics Module – многоцелевой модуль снабжения
MSRM	–	Mars Sample Return Mission – миссия по доставке образцов марсианского грунта
MTFF	–	Manned-Tended Free Flyer – посещаемая пилотируемая свободно летающая космическая станция
NASA	–	National Aeronautics and Space Administration – Национальная администрация по аэронавтике и космонавтике
NASDA	–	National Space Development Agency – Национальное агентство по исследованию космоса
PMM	–	Permanent Multipurpose Module – постоянный многоцелевой модуль
POP	–	Polar Orbital Platform – полярная орбитальная платформа
SM	–	Service Module – служебный модуль
AKC	–	авиационно-космическая система
AMC	–	автоматическая межпланетная станция
АПАС	–	андрогинный периферийный агрегат стыковки
ВА	–	возвращаемый аппарат
ВКА	–	воздушно-космический аппарат
ВКС	–	воздушно-космический самолет
ВПП	–	взлетно-посадочная полоса
ВРД	–	воздушно-реактивный двигатель
ДМ	–	двигательный модуль
ДОС	–	долговременная орбитальная станция
ДУ	–	двигательная установка
ЖРД	–	жидкостно-реактивный двигатель
ИСВ	–	искусственный спутник Венеры
ИСЗ	–	искусственный спутник Земли
ИСЛ	–	искусственный спутник Луны
ИСМ	–	искусственный спутник Марса
КА	–	космический аппарат
КДУ	–	корректировочная двигательная установка
КК	–	космический корабль
КНР	–	Китайская народная республика
КТДУ	–	корректировочно-тормозная двигательная установка
ЛА	–	летательный аппарат
МАП	–	Министерство авиационной промышленности
МКК	–	многоразовый космический корабль
МКК	–	марсианский космический корабль

МКС	–	международная космическая станция
МТКК	–	многоразовый транспортный космический корабль
МТКС	–	многоразовая транспортная космическая система
НИР	–	научно-исследовательская работа
ОКС	–	орбитальная космическая станция
ОМ	–	орбитальный модуль
ОС	–	орбитальная станция
ОС	–	орбитальный самолет
ПАО	–	приборно-агрегатный отсек
ПВРД	–	прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ПМ	–	посадочный модуль
РБ	–	разгонный блок
РДТТ	–	ракетный двигатель твердого топлива
РМ	–	ресурсный модуль
РН	–	ракета-носитель
РТД	–	ракетно-турбинный двигатель
САС	–	система аварийного спасения
СМ	–	служебный модуль
СОМ	–	система орбитального маневрирования
СПВРД	–	турбопрямоточный воздушно-реактивный двигателям со сверхзвуковым горением
СССР	–	Союз Советских Социалистических Республик
США	–	Соединенные Штаты Америки
ТВРД	–	турбовентиляторный двигатель
ТДУ	–	тормозная двигательная установка
ТКГ	–	транспортный корабль грузовой
ФРГ	–	Федеративная Республика Германия
ЭМ	–	экспериментальный модуль

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Советская и российская литература

1. Гапонов В.А., Железняков А.Б. **Станция «Мир»: от триумфа до ...**. С.-Петербург: Система, 2006.
2. **Космонавтика. Маленькая энциклопедия.** Под ред. В.П.Глушко. 2-е изд., М.: Советская энциклопедия, 1970.
3. **Космонавтика. Энциклопедия.** Под ред. В.П.Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985.
4. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. **Космические крылья.** М.: ЛенТа Странствий, 2009.
5. **Мировая пилотируемая космонавтика. История, техника, люди.** Под ред. Ю.М.Батурина. М.: РТСофт, 2005.
6. **Новости космонавтики**, ежемесячный журнал. М.: Новости космонавтики. 1991-2018.
7. **Русский космос**, ежемесячный журнал госкорпорации «Роскосмос», М.: АО «ЦЭНКИ», 2019.
8. **РТ/РКТ (Ракетная техника/Ракетная и космическая техника)**, реф. журнал, ЦНИИМаш, ОНТИ, 1959-1989 г.г.
9. **Техническая информация** (обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). – М.: ЦАГИ, ОНТИ, 1961 – 2014.
10. Чэнчжи Л. **Развитие китайских космических технологий.** С.-П.: Нестор-История, 2013.

Англоязычные источники

1. Baker P. **The Story of Manned Space Stations. An Introduction.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
2. **Chinese Lunar Exploration Program.** China National Space Administration. June 2014.
3. Darling D. **The Complete Book of Spaceflight. From Apollo 1 to Zero Gravity.** – John Wiley & Sons, Inc., 2003.
4. Ezell E.C., Ezell L.N. **On Mars: Exploration of the Red Planet. 1958-1978.** – NASA SP-4212, Washington, D.C., 1984.
5. Furniss T., Shayler D.J., Shayler M.D. **Praxis Manned Spaceflight Log 1961-2006.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
6. Harvey B. **Space Exploration 2007.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
7. Kuchera H., Sacher P.W. **Reusable Space Transportation Systems.** – Springer, 2011.
8. Landis G. A. **Footsteps to Mars: An incremental approach to Mars exploration.** – Journal of the British Interplanetary Society, Vol. 48, pp. 367-342 (1995).
9. Nolan K. **Mars. A Cosmic Stepping Stone.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2008.
10. Parks P.J. **Exploring Mars.** – Thomson Gale, Lucent Books, 27500 Drake Rd., 2005.
11. Rurerman J.A., Gamble C., Okolski G. **U.S.Human Spaceflight. A Record of Achievement, 1961-2006.** Monographs in Aerospace History No. 41. – NASA SP-2007-4541, December 2007.
12. Siddiqi Asif A. **Deep Space Chronicle: a chronology of deep space and planetary probes. 1958-2000.** – NASA SP-2002-4524, 2002.

13. Siddiqi Asif A. **Beyond Earth. A chronicle of deep space exploration, 1958-2016.** – NASA SP-2018-4041, Washington, D.C., 2018.
14. Ulivi P., Harland D.M. **Robotic Exploration of the Solar System. Part 1. The Golden Age 1957-1982.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
15. Ulivi P., Harland D.M. **Robotic Exploration of the Solar System. Part 2. Hiatus and Renewal 1983-1996.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2009.

Интернет-ресурсы

1. <http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/index.php> – интернет-форум журнала «Новости космонавтики».
2. <http://www.astronautix.com> – Encyclopedia Astronautica, сайт Марка Уэйда (Mark Wade).
3. <http://epizodyspace.ru/> – «Эпизоды космонавтики», сайт С.Хлынина.
4. <http://www.astronaut.ru/> – «Космическая энциклопедия ASTROnote», сайт И.Иванова и группы соавторов.
5. <http://space.kursknet.ru/cosmos/russian/main.sht> – Пилотируемая космонавтика в цифрах и фактах, сайт А.Аникеева.
6. <http://history.nasa.gov/> – NASA History Program Office, сайт архива NASA.
7. <http://www.jpl.nasa.gov/about/history.cfm> – History and Archives – NASA Jet Propulsion Laboratory, сайт архива JPL.
8. <https://kosmolenta.ru> – Космическая лента новостей, сайт Андрея Вайншенкера.
9. <https://ru.wikipedia.org> – Википедия, свободная энциклопедия.
10. <https://en.wikipedia.org> – Wikipedia, The Free Encyclopedia.

