

# НОВОСТИ 02 КОСМОНАВТИКИ 2015



ИЗДАЕТСЯ ПОД ЭГИДОЙ ФЕДЕРАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА  
И ВОЙСК ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ

Журнал для профессионалов  
и не только



Журнал основан в 1991 г. компанией «Видеокосмос». Издается Информационно-издательским домом «Новости космонавтики» под эгидой Роскосмоса и Войск воздушно-космической обороны

Информационный партнер:  
журнал «Космические исследования»  
太空探索, КНР

### Редакционный совет:

**А. В. Головкин** – командующий Войсками воздушно-космической обороны,  
**В. А. Джанибеков** – президент АМКос, летчик-космонавт,  
**Н. С. Кирдода** – вице-президент АМКос,  
**В. В. Ковалёнок** – президент ФКР, летчик-космонавт,  
**И. А. Маринин** – главный редактор «Новостей космонавтики»,  
**О. Н. Остапенко** – руководитель Роскосмоса,

**Р. Пишель** – глава представительства ЕКА в России,

**Б. Б. Ренский** – директор «R&K»,  
**В. А. Шабалин** – генеральный директор ООО «Страховой центр «СПУТНИК»

### Редакционная коллегия:

**Главный редактор:** Игорь Маринин  
**Обозреватель:** Игорь Лисов  
**Редакторы:** Игорь Афанасьев, Сергей Шамсутдинов, Александр Ильин, Андрей Красильников

### Специальный корреспондент:

Екатерина Землякова

### Дизайн и верстка:

Олег Шинькович, Татьяна Рыбасова

**Литературный редактор:** Алла Сеницына

### Редактор ленты новостей:

Александр Железняков

### Распространение:

Валерия Давыдова

### Подписка на НК:

по каталогу «Роспечать» – 79189  
по каталогу «Почта России» – 12496  
по каталогу «Книга-Сервис» – 18496  
через агентство «Урал-Пресс» (495) 961-23-62

### Юридический адрес редакции:

119049, Москва, ул. Б. Якиманка, д. 40, стр. 7

Временный тел.: +7 (926) 997-31-39

E-mail: nk@novosti-kosmonavtiki.ru

Web: www.novosti-kosmonavtiki.ru

Тираж 8500 экз. Цена свободная

Отпечатано в Патриаршем ИПЦ, Зак. № 23

Подписано в печать 02.02.2015

Журнал издается с августа 1991 г.

Зарегистрирован в Государственном комитете РФ по печати № 0110293

© Перепечатка материалов только с разрешения редакции. Ссылка на НК при перепечатке или использовании материалов собственных корреспондентов обязательна

Ответственность за достоверность опубликованных сведений, а также за сохранение государственной и других тайн несут авторы материалов. Точка зрения редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

## В номере:

ГЛАВНОЕ	
1	Афанасьев И., Маринин И. Первый полет тяжелой «Ангарты»
ЗАПУСКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	
9	Ильин А. «Хаялбуса-2» – работа над ошибками Журавин Ю. Американо-индийский пуск Ariane 5 В полете – DirecTV-14 и GSAT-16
18	Лисов И. СВЕРС-4: взамен утраченного
20	Павельцев П. «Цзяньбин-8»: срочное усиление!
24	Павельцев П. Еще одно космическое «ухо»
26	Красильников А. 400-й «Протон» поработал на «Газпром»
28	Чёрный И. Третий «квартет» на орбите
32	Афанасьев И. Полет второго «Кондора»
34	Знаев Я. Декабрьская «Декабристка»
37	Ильин А. «Ресурс-П» №2: не уступая зарубежным аналогам
38	Лисов И. Новый «китаец» сверхвысокого разрешения?
42	Мохов В. Гражданская «Астра» с военным приложением На орбите – КА Astra 2G
44	Белис Д. Китай проводил старый год, или Метеоспутник FY-2G на орбите

### КОСМОНАВТЫ. АСТРОНАВТЫ. ЭКИПАЖИ

49 Шамсутдинов С.  
О космонавтах и астронавтах

### ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ

50 Красильников А., Хохлов А.  
Полет экипажа МКС-42  
Декабрь 2014 года

58 Афанасьев И.  
Первый полет «Ориона»

64 Памяти Валерия Юрьевича Шарова

65 Афанасьев И.  
Прототип ракеты поднял прототип корабля  
К первому полету GSLV Mk.III

### ПРЕДПРИЯТИЯ. ОРГАНИЗАЦИИ

70 Павельцев П.  
Российский космический бюджет-2015

На обложке: Ракета-носитель тяжелого класса «Ангара-A5» на стартовой позиции.  
Фото И. Маринина

# Первый полет тяжелой «Ангары»

ГЛАВНОЕ

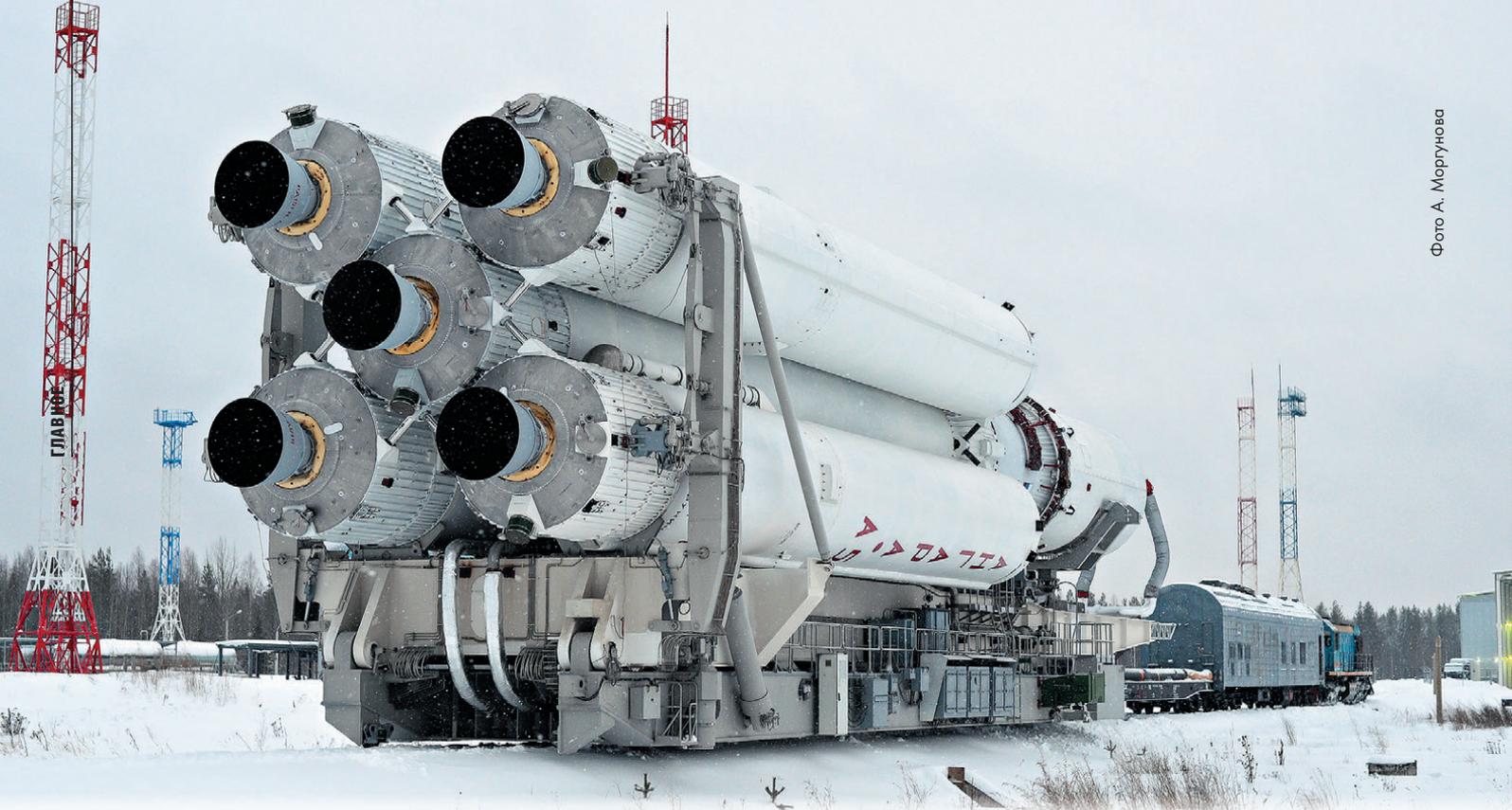
И. Афанасьев, И. Маринин.  
«Новости космонавтики»

**23** декабря в 08:57:00 по московскому времени (05:57:00 UTC) с пусковой установки универсального стартового комплекса (УСК 14П221) площадки 35/1 космодрома Плесецк стартовые расчеты Войск воздушно-космической обороны при участии специалистов ГКНПЦ имени М.В. Хруничева осуществили первый пуск ракеты космического назначения (РКН) тяжелого класса «Ангара-А5.1Л» (изделие 14А127, №71751) с разгонным блоком (РБ) «Бриз-М» №88801 и неотделяемым массогабаритным макетом (МГМ) полезной нагрузки.

Полет носителя и РБ прошли в штатном режиме, и приблизительно через 9 часов после старта МГМ был выведен на близкую к геостационарной орбиту с расчетными параметрами:

- наклонение – 0,002°
- минимальная высота – 35 792,9 км;
- максимальная высота – 35 793,0 км;
- период обращения – 23 час 56 мин 04 сек.

Фото А. Моргунова



### Подготовка и пуск

Составные части\* первого летного образца тяжелой ракеты «Ангара-А5.1Л» были доставлены в Плесецк двумя эшелонами 25 июля 2014 г. Затем на техническом комплексе космодрома начались проверки систем и сборка ракеты.

10 ноября в соответствии с технологическим графиком работ состоялся первый вывоз РН из монтажно-испытательного корпуса технического комплекса (МИК ТК) площадки № 41 на УСК. До 26 ноября специалисты космодрома провели электроиспытания систем и агрегатов ракеты и стартового оборудования, проверив готовность УСК к проведению первого пуска РН тяжелого класса. После завершения испытаний ракету возвратили в МИК ТК.

15 декабря РКН вывезли на комплекс заправки баков низкого давления (КЗБНД), где основные баки «Бриза-М» заполнили четырехокисью азота (амил) и несимметричным диметилгидразином (гептил). Баки высокого давления и баллоны сжатых газов РБ были заправлены ранее. Такая операция проводилась в Плесецке в первый раз, и в графике было заложено два дополнительных дня на случай непредвиденных обстоятельств.

Длительное время первый пуск «Ангара-А5» планировался на 25 декабря, однако 18 декабря генеральный конструктор носителя В. Е. Нестеров объявил, что на состоявшейся накануне Госкомиссии было решено провести пуск 23 декабря. Это был редкий пример передвижки старта на более раннюю дату. Еще важнее то, что этот срок был выдержан, и пуск состоялся в расчетное время.

\* РКН состоит из трехступенчатой ракеты «Ангара-А5», созданной на основе универсальных ракетных модулей (четырех УРМ-1 первой, одного УРМ-1 второй и одного УРМ-2 третьей ступени), и космической головной части (КГЧ), включающей неотделяемый МГМ спутника, установленный на РБ «Бриз-М» под головным обтекателем (ГО).

В первый стартовый день – 20 декабря – в 10:00 по московскому времени начался вывоз ракеты на УСК, который завершился в 13:10–13:40 установкой ее в пусковое устройство. Тогда же были выполнены операции по подготовке кабель-заправочной башни (КЗБ) к обслуживанию РКН, демонтаж съемных элементов с носителя и КГЧ, присоединение стыковочных устройств, кабелей и разъемов пневмогидравлической системы третьей ступени и электрические проверки.

В течение второго стартового дня выполнялись контрольный режим предстартовой подготовки РБ и контрольный набор стартовой готовности системы управления РН. Была обработана и проанализирована телеметрическая информация.

В 15:00 третьего стартового дня состоялось заседание Государственной комиссии, разрешившее заправку РН.

К сожалению, прямая трансляция первого пуска тяжелой «Ангара» не велась, и за стартом новой ракеты можно было следить лишь по редким сообщениям в электронных СМИ.

Точная циклограмма первого испытательного полета не публиковалась, ее можно лишь восстановить по тем же сообщениям, а также циклограммам испытаний УРМ-1, выполненных 30 июля, 1 октября и 26 ноября 2009 г. (НК № 9, 2009, с. 48-49; № 12, 2009, с. 36-37; № 1, 2010, с. 45) в Научно-испытательном центре ракетно-космической промышленности (НИЦ РКП, г. Пересвет Сергиев-Посадского района Московской области).

Предстартовый отсчет начался за 11,5 часа до пуска. «Ангара» перешла на автоматическое выполнение некоторых операций в Т-9 час, когда стартовые команды еще занимались последними приготовлениями к заправке, отключением различных систем РН от наземного оборудования, а также удалением съемных элементов и втягиванием рабочих платформ.



Фото И. Маринина

Для наблюдения за пусками РН серии «Ангара» примерно в 5 км от 35-й площадки был построен специальный наблюдательный пункт (НП). Он представляет собой девятиэтажную квадратную в основании коробку, на верхнем этаже которой размещен застекленный по бокам и сверху балкон, откуда командующий Войсками воздушно-космической обороны генерал-лейтенант А. В. Головкин, начальник космодрома полковник Н. Н. Нестечук, другие члены Госкомиссии наблюдали за пуском. Хотя погода была пасмурной, и ракета, едва оторвавшись от стартового стола, скрылась в плотной облачности, находящиеся на НП члены Госкомиссии могли следить за процессом полета РН на множестве мониторов. Здесь же, на новом НП, была организована небольшая студия, откуда А. В. Головкин доложил Верховному главнокомандующему В. В. Путину о готовности к пуску и получил разрешение на его проведение. Отсюда же прозвучал и доклад об успешном пуске.

Для журналистов была отведена крыша наблюдательного пункта, откуда открывался красивый вид на тайгу, но большое расстояние до стартового комплекса 35-й площадки, несмотря на мощную оптику, давало очень мелкие планы.

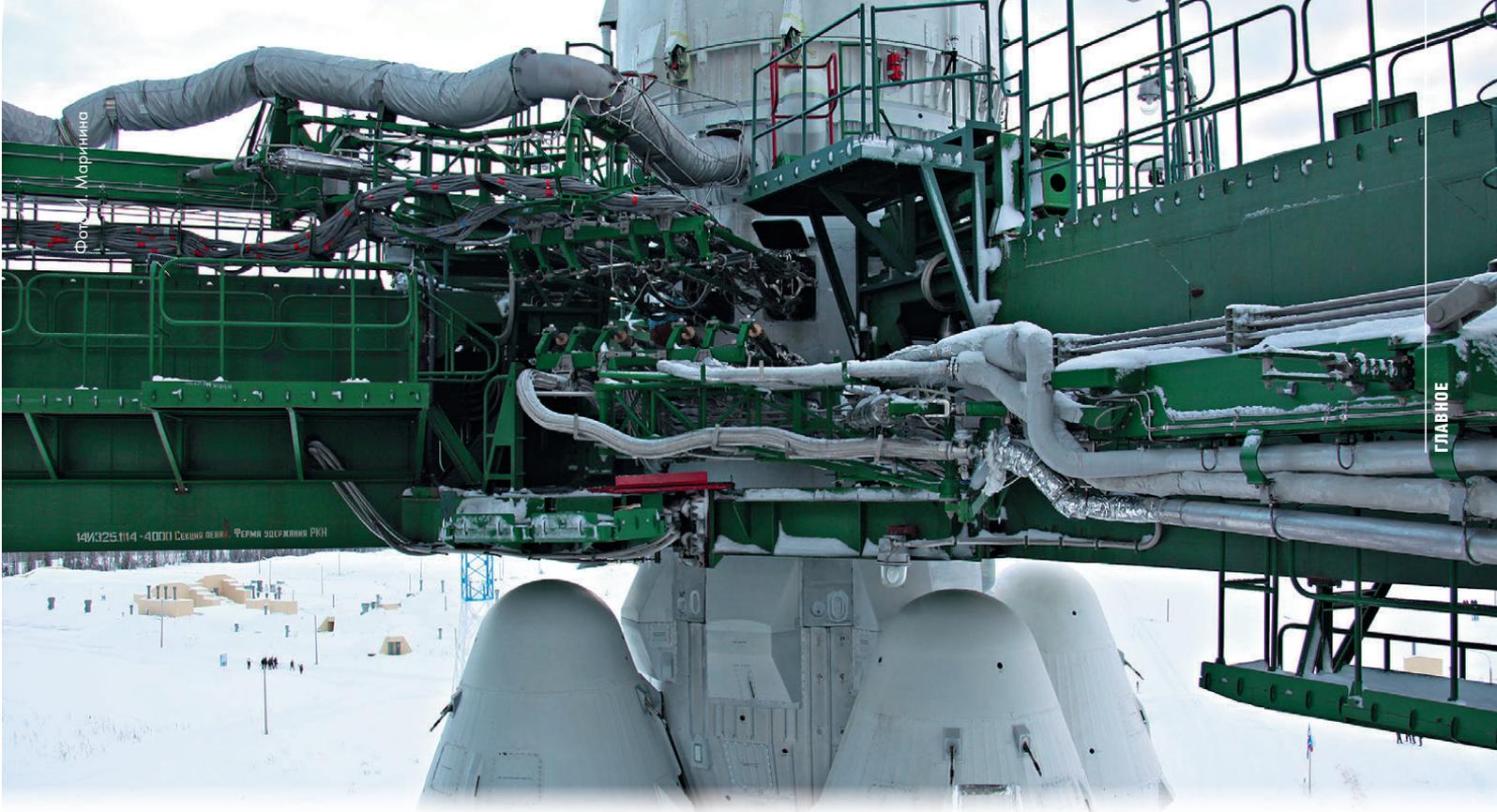


Фото И. Маринина

ГЛАВНОЕ

Заправка носителя началась в Т-4 час с заливки керосина в баки ракеты, которые затем были продуты азотом и гелием. Операции с жидким кислородом начались за три часа до запланированного времени старта с захолаживания резервуаров и линий подачи компонента до  $-183^{\circ}\text{C}$ , с тем чтобы криогенный окислитель не вскипал и не образовывал газовые пробки в трубопроводах. В каждый из пяти модулей УРМ-1 было залито 132.6 т, в баки УРМ-2 – 35.8 т компонентов топлива\*.

Когда ступени были заправлены окислителем, горючим и сжатыми газами, начался окончательный набор готовности носителя. Персонал эвакуировали с УСК, и ракета начала автоматизированный обратный отсчет.

По согласованной циклограмме «Ангара-А5» и «Бриз-М» переключились на бортовое питание, давление в баках ступеней было доведено до полетного уровня.

Команда на зажигание пяти двигателей РД-191 первой и второй ступени была подана в расчетный момент времени, и в 08:57:00 ДМВ прошла команда «Контакт подъема». Тяга в 980 тс\*\* обеспечила стартовую тяговооруженность более 1.28 – и ракета довольно бодро ушла со стартово-

го стола, выполнив обычный маневр увода для исключения воздействия на стартовые сооружения. Стартовая масса РН составила 763.6 т, масса КГЧ – 25.77 т.

После короткого участка вертикального подъема «Ангара» легла на восточный азимут пуска, обеспечивавший выведение на опорную орбиту наклонением  $63^{\circ}$ , и начала отработку программы тангажа. На 47-й секунде полета центральный УРМ-1 задрессировал двигатель до 30% от номинальной

\* Значения приведены по данным сайта [www.spaceflight101.com](http://www.spaceflight101.com) и, вероятно, соответствуют номинальным значениям. Данные из официальных источников не сообщались.

\*\* По другим данным, двигатели РД-191 работали на режиме 105% номинала и суммарная тяга при старте составила около 1025 тс.



Фото И. Маринина



ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ  
КОНСТРУКЦИЯ ИС

Фото И. Маринина

тяги\*, экономя свое топливо на фоне опережающего расхода его из боковых блоков.

Примерно через 70 сек после взлета «Ангара» прошла зону максимального динамического давления на высоте более 9 км при скорости 275 м/с и вскоре после этого преодолела звуковой барьер. Четыре боковых блока работали в течение 3 мин 28.8 сек (по другим данным, 3 мин 31 сек) до разделения, которое началось с разрыва узлов крепления, соединяющих боковые и центральный модули, с последующим включением твердотопливных двигателей разделения для чистого безударного увода блоков.

Отделившиеся на высоте 80 км боковые блоки упали в зону падения отделяемых частей примерно в 850 км от места старта в Со-

*\* Возможность длительной работы в режиме глубокого дросселирования – уникальная особенность РД-191 – была проверена как на многочисленных автономных испытаниях двигателя, так и в составе стендового блока УРМ-1 (изделие И1А1С1).*

Согласно циклограмме функционирования, общая длительность работы УРМ-1 в составе бокового блока составляет 214 сек, в том числе 200 сек на номинальном режиме. Затем за 8 сек РД-191 переводится на конечную ступень тяги (38% номинала), на которой работает 3 сек до отключения. После этого в течение 3 сек имеет место импульс последействия.

Циклограмма функционирования центрального блока еще сложнее (НК № 12, 2009, с.36-37), а его работа длится около 330 сек.

Соответственно первые две ступени носителя работали примерно на 5 сек меньше максимального времени каждая. Это может свидетельствовать либо о недозаправке ракетных блоков компонентами, либо о сверхгарантийных запасах топлива, наличие которых вполне оправданно в первом пуске.

сногорском районе Республики Коми (район падения «Вуктыл»). Сохранившиеся фрагменты УРМ-1 планируется подобрать для анализа.

После отделения боковых блоков двигатель РД-191 второй ступени был вновь

выведен на режим номинальной тяги, на котором проработал около 116 сек. В момент Т+329 сек (по другим данным, в Т+327 сек) произошло отделение центрального блока. После выключения двигателя сработала пиротехническая система разделения ступеней. В кормовой части центрального блока включились четыре твердотопливных тормозных двигателя, обеспечившие безударное расхождение ступеней.

Центральный УРМ-1 продолжил полет по баллистической траектории и упал в 2320 км юго-восточнее от места старта в районе падения «Колпашево» в Томской области. На 324-й сек полета разделились и были сброшены створки головного обтекателя (ГО), которые упали в том же районе падения.

По истечении заданного интервала времени после разделения ступеней был запущен двигатель РД-0124А третьей ступени тягой 30 тс. Проработав больше шести минут, в Т+730.9 сек он перешел на конечную ступень тяги, а спустя еще 2.5 сек отключился.





▲ Когда стало ясно, что «Ангара-А5» выполнила свою основную задачу – вывела головную часть на заданную траекторию, непосредственно на стартовом комплексе состоялась построение боевого расчета. С успешным пуском всех участников поздравили командующий Войсками ВКО генерал-лейтенант А. В. Головкин, первый заместитель руководителя Роскосмоса А. Н. Иванов и и.о. генерального директора ГКНПЦ имени М. В. Хруничева А. В. Калиновский. Они наградили участников пуска часами от командующего, памятными подарками, макетами РН «Ангара»

В T+735.4 сек «Бриз-М» с МГМ отделился от третьей ступени на суборбитальной траектории наклонением 63.154°, апогеем 219.5 км и условным перигеем -1065 км. Пустая третья ступень продолжала полет по баллистической траектории и упала в Тихом океане к востоку от Филиппин.

Дальнейший профиль полета был близок к тому, который реализуется при геостационарных миссиях ракеты «Протон-М», стартовой с Байконура. Однако были и особенности, обусловленные (в том числе) необходимостью развернуть плоскость орбиты на существенно больший угол – примерно на 11.4°.

Довольно длинным было первое включение двигателя С5.98 тягой 2 тс, обеспечивающее формирование опорной замкнутой орбиты наклонением 63.18° и высотой 215x215 км: оно продолжалось с T+829.9 до T+1357.7 сек, то есть почти девять минут.

Второй импульс «Бриз-М» выполнил вблизи восходящего узла орбиты для повышения апогея с удержанием линии апсид в плоскости экватора. Этот импульс начался в T+01:06:04 и завершился через 15 минут, в T+01:21:04. После отключения двигателя апогей орбиты поднялся до 5007 км, а перигей – до 307 км, наклонение уменьшилось до 62.00°. Затем последовал еще один пассивный участок траектории, который занял почти целый виток.

В T+03:29:00 двигатель С5.98 включился в третий раз и проработал до T+03:44:10.9 – вновь более 15 мин. В результате головной блок оказался на переходной орбите наклонением 60.50°, перигеем 437 км и апогеем 35789 км. После этого в T+03:45:31.9 был сброшен тороидальный дополнительный топливный бак РБ, сразу обнаруженный американцами и внесенный в каталог под номером 40356 и обозначением 2014-085В.

Следующий пассивный участок продолжался до апогея переходной орбиты. В T+08:47:13 двигатель запустился в четвертый раз, чтобы головной блок достиг геостационара. В T+08:59:26.6 ЖРД С5.98 отключился (время работы – 12 мин 13 сек), выведя головной блок на окологеостационарную орбиту, близкую к расчетной.

В связи с испытательным характером миссии МГМ не отделялся на геостационарной орбите, оставаясь прикрепленным к «Бриз-М». В 17:57:36.6 ДМВ, через 9 час 00 мин 36.6 сек после старта, прошла имитация команды на отделение КА, после чего российские официальные лица заявили об успехе летных испытаний.

Министр обороны С. К. Шойгу доложил Президенту РФ В. В. Путину, наблюдавшему за пуском в режиме видеоконференции, об успешном проведении первого летного испытания РН. Владимир Владимирович поздравил участников пуска, отметив, что старт «Ангара-А5» продемонстрировал лидерство России в освоении космоса. «Поздравляю вас с успешным пуском. Как и планировалось, сегодня проведен первый испытательный пуск РН тяжелого класса «Ангара-А5». Действительно, для нашей ракетно-космической отрасли и, пожалуй, для России в целом это большое, очень важное событие, – сказал президент, особо выделив работу инженеров, конструкторов, испытателей, военнослужащих: – Вы подошли к выполнению поставленной перед вами задачи со всей ответственностью. Своим успехом показали, что Россия остается одним из признанных мировых лидеров в освоении космического пространства».

Вице-премьер Д. О. Рогозин в своем микроблоге в twitter также поздравил создателей и участников испытаний РН «Ангара-А5» с успешным стартом. «Поздравляю всех, кто принимал участие в создании и летных испытаниях нашей новой ракеты «Ангара», – написал он.

Однако перед РБ стояла еще задача двумя маневрами перейти на орбиту захоронения. Один импульс был выдан в 20:00:50–20:01:05, а второй – в 21:12:00–21:13:40 по московскому времени, что обеспечило «Бриз-М» с прикрепленным к нему МГМ увод на орбиту выше геостационарного пояса.

В каталоге Стратегического командования США комбинация РБ+МГМ получила номер 40355 и международное обозначение 2014-085А. Первая орбита объекта была определена американцами лишь 12 января, и это была как раз орбита захоронения: наклонение 0.29°, высота 36155x39090 км, период 1530.9 мин.

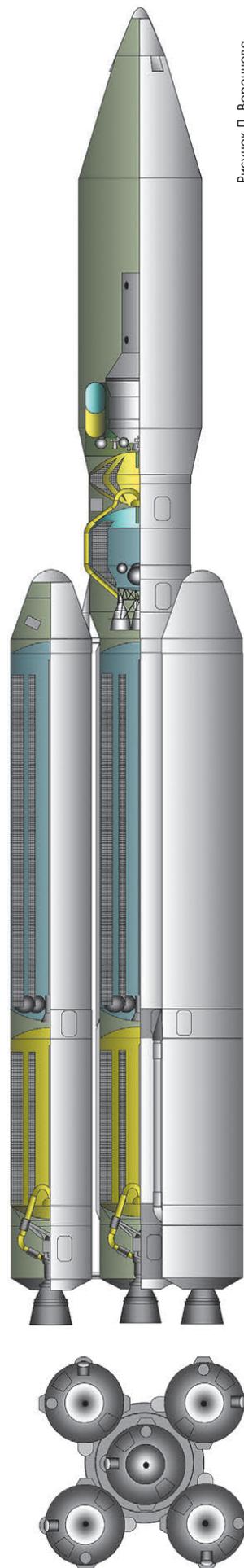


Рисунок Д. Воронцова

▲ Схема РН «Ангара-А5»

## Новый тяжелый носитель

История и конструкция ракет «Ангара» подробно описана в предыдущих публикациях (например, *НК* № 9, 2014, с. 1-7), так что сейчас отметим лишь основные особенности РН тяжелого класса.

КРК «Ангара» является составной частью национальной системы средств выведения и предназначена для доставки в космическое пространство аппаратов различного назначения. Проект целиком базируется на использовании исключительно российского научно-промышленного потенциала.

Ракета выполнена по комбинированной схеме. Две нижние ступени (первая и вторая) скомпонованы в «пакет» и работают параллельно, схема их разделения – продольная. Третья ступень соединяется со второй последовательно. Двигатели всех ступеней работают на экологически безопасных компонентах ракетного топлива «жидкий кислород (окислитель) и керосин (горючее)».

В состав первой ступени входят четыре боковых блока, в составе каждого – универсальный ракетный модуль УРМ-1 и средства дооснащения: носовой обтекатель, узлы силовой связи с центральным блоком и стыковочные интерфейсы для связи с наземным оборудованием. По последним имеются различия в комплектации четных и нечетных боковых блоков.

Центральный блок второй ступени состоит из УРМ-1 и средств дооснащения: промежуточного отсека (межступенчатого переходника), узлов силовой связи с боковыми блоками и стыковочных интерфейсов.

Каждый боковой и центральный УРМ-1 оснащен одним однокамерным двигателем РД-191 тягой у земли 196 тс и в пустоте 212.6 тс, установленным в карданном подвесе с приводом для управления вектором тяги. Соотношение компонентов при работе двигателя 2.75:1.

Блок третьей ступени состоит из модуля УРМ-2 и переднего отсека и оснащен одним РД-0124А тягой 30 тс в пустоте, работающим при соотношении компонентов 2.5:1 (может варьироваться от 2.3:1 до 3.1:1). Четыре камеры двигателя качаются для управления вектором тяги.

В состав КГЧ «Ангара А-5.1Л» входили обтекатель (заимствован от РН «Протон-М», имеет диаметр 4.35 м и длину около 15.2 м), РБ «Бриз-М» и МГМ спутника. Последний представляет собой неотделяемую конструкцию цилиндрической формы массой 2042 кг.

Общая длина ракеты превышает 48 м. Внешний вид КРК необычен и напоминает нечто среднее между отечественным «Протоном» и американским «Титаном-3», прежде всего из-за характерных обтекателей боковых блоков.

Поскольку основную массу полезных грузов, запускаемых тяжелым носителем, составляют аппараты, выводимые на высокоэнергетические орбиты и межпланетные траектории, в состав КРК входят разгонные блоки, значительно расширяющие возможности комплекса. Их работа обычно характеризуется автономностью, длительным временем активного существования и многократным включением маршевого двигателя. В про-

цессе выведения между импульсами следуют продолжительные участки пассивного полета по переходным орбитам – и ориентацию и стабилизацию РБ, а также подготовку к запуску маршевого двигателя в условиях невесомости обеспечивают специальные системы блока.

В первом пуске использован разгонный блок «Бриз-М». В дальнейшем, кроме него, предполагается использовать блоки типа ДМ-3 и КВТК\*, о которых мы предполагаем рассказать в одном из ближайших номеров.

## Перспективы

В соответствии с планами, оглашенными 11 сентября 2014 г., программа летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) «Ангара» насчитывает 10 пусков ракет легкого и тяжелого классов. Кроме первых двух, все последующие старты будут проводиться с реальными полезными нагрузками. Пуски планируется возобновить в 2016 г., а программа ЛКИ рассчитана до 2020 г. В 2014 и 2015 гг. ГКНПЦ имени М. В. Хруничева должен построить по одному тяжелому носителю. В 2016–2017 гг. производить «Ангара» не планируется, но с 2018 по 2020 г. предприятие должно выпускать по две ракеты в год, а в 2021–2022 гг. – уже по четыре. В 2023 г. Центр сделает шесть тяжелых ракет, а в 2024–2025 гг. выйдет на ежегодный выпуск семи носителей «Ангара-А5».

Для пусков по Федеральной космической программе новая ракета будет использоваться начиная с 2018 г. с выходом на семь ежегодных пусков в 2023–2025 гг. «Но в среднем – мы посмотрели – это будет около пяти», – заявил П. Д. Попов, заместитель главы Объединенной ракетно-космической корпорации (ОРКК).

Если ранее шла речь о параллельном производстве носителей «Ангара» на Ракетно-космическом заводе Центра Хруничева в Москве и на омском ПО «Полет», то сейчас руководство ОРКК склонно разделить производство: в Москве будут собирать «Протоны» и РБ, тогда как Омск займется производством «Ангара». Как сообщалось ранее, на модернизацию омского предприятия до 2015 г. выделено свыше 4.3 млрд руб, и уже в текущем году конечный выпуск «Ангара» легкого и тяжелого классов будет проводиться на мощностях ПО «Полет».

«Протон», на смену которому придет «Ангара», с 2021 г. будет использоваться практически только для коммерческих пусков. Производство этого носителя в ГКНПЦ имени М. В. Хруничева будет постепенно сокращаться – с 11 в 2014 г. до восьми в 2018 г., а к 2025 г. предприятие должно выпускать всего по пять «Протонов» в год.

Павел Попов отметил, что заводы в Москве и Омске к 2021 г. будут способны вместе выпускать больше двух десятков ракет «Протон» и «Ангара» ежегодно. «Мощности одного и второго завода – под 11–12 носителей при двухсменной работе, сейчас они загружены в одну смену. В перспективе, с 2021 г. и один может развиваться до производства десяти ракет, и другой», – сказал он. При этом, как указал Павел Дмитриевич,

\* КВТК – кислородно-водородный разгонный блок тяжелого класса.



Фото И. Маринина

▲ Состояние пускового устройства после старта тяжелой «Ангары»

себестоимость серийного производства РН «Ангара» будет аналогична цене производства «Протона». В свою очередь, глава ОРКК И. А. Комаров отметил, что такая цена возможна только при использовании «Ангары» как для федеральных, так и для коммерческих запусков. «[Без серийного производства] цена изделия будет неконкурентной. Без коммерческих (заказов) два завода могут и не выжить», – сказал он.

Как ранее заявил глава ОРКК, новая конфигурация Центра Хруничева предусматривает создание двух «высокоэффективных и компактных» заводов в Москве и Омске. При этом территория московского завода сократится на 63% к 2018 г. «Новой структурой заложено разделение производства по продуктовому принципу. То есть внутри большого Ракетно-космического завода появится бизнес-единица, которая будет отвечать за производство РН «Протон». Вторая бизнес-единица – это предприятия по производству РБ, и третья – производство ГО», – рассказал исполняющий обязанности гендиректора ГКНПЦ имени М. В. Хруничева А. В. Калиновский.

Для оптимизации производства Центр откажется от выпуска спутников и модулей для космических станций, заявил Андрей Владимирович. По его словам, модуль «Наука» станет последним изготовленным в Филях: «Да, это будет последний модуль,

который мы изготовили для МКС. «Хруничев» сделает акцент на РН и РБ. Это однозначно. Это максимальная эффективность организации и производительности. Непрофильные темы в ближайшие годы будут выведены – это и спутники, и модули. Они будут сокращены, но не потеряны». Руководитель Центра пояснил, что соответствующие школы передадут другим предприятиям отрасли. К 2020 г., заверил А. В. Калиновский, ГКНПЦ имени М. В. Хруничева будет лучшим в мире производителем РН и РБ. «Они будут самые качественные, самые дешевые и будут вовремя поставляться нашим заказчикам», – пообещал он.

Разворачивается и производство ракетных двигателей для «Ангары». Как стало известно, Роскосмос решил сконцентрировать их серийный выпуск на пермском предприятии «Протон-ПМ», а не на химкинском НПО «Энергомаш», где РД-191 разрабатывались. С учетом актуальной цены на один двигатель для первой ступени «Ангары» – 240 млн руб – распределение ролей в этой производственной цепочке означает гарантию значительных заказов в будущем.

«Ангара» в перспективе должна стать основным российским носителем, и все ее модификации будут укомплектованы двигателями РД-191 (от одного до семи в зависимости от класса ракеты). Поэтому речь, скорее всего, идет о заказе десятков двигателей в год.

▼ Ограждения на стартовом столе слегка пострадали в результате пуска



Фото И. Маринина

## Сообщения

✓ В 2014 г. специалисты Войск воздушно-космической обороны (ВКО) обеспечили проведение запусков 33 КА различного назначения с космодромов Плесецк и Байконур, из которых 19 приняты на управление Главным испытательным космическим центром (ГИКЦ) имени Г. С. Титова Космического командования Войск ВКО.

Дежурные силы ГИКЦ имени Г. С. Титова в течение минувшего года с высокой точностью выполнили все запланированные сеансы управления аппаратами российской орбитальной группировки, более 80% которой находится на управлении наземного автоматизированного комплекса управления Войск ВКО.

ГИКЦ имени Г. С. Титова выполняет задачи по обеспечению запусков КА различного назначения, пусков межконтинентальных баллистических ракет, управления российской орбитальной группировкой спутников военного, социально-экономического и научного назначения. Его уникальный комплекс многофункциональных радиотехнических средств и радиоэлектронной аппаратуры с высокой степенью автоматизации обеспечивает исключительную точность измерений на дальностях от нескольких сотен до сотен миллионов километров.

В целях совершенствования наземного автоматизированного комплекса управления орбитальной группировкой в Войсках ВКО в настоящее время ведутся 20 опытно-конструкторских работ в рамках создания новых видов и образцов технических средств измерений и управления космическими системами и комплексами, среди которых – разработка унифицированной командно-измерительной системы управления КА нового поколения, перспективной системы приема и обработки телеметрической информации, совершенствование наземного комплекса управления системой ГЛОНАСС.

В соответствии с Государственной программой вооружения до 2020 г. практически на всех отдельных командно-измерительных комплексах ГИКЦ имени Г. С. Титова будут введены в эксплуатацию новые командно-измерительные системы, продолжится оснащение перспективными станциями спутниковой связи, будет расширяться сеть квантово-оптических систем для высокоточного определения местоположения отечественных КА. – И.М.

✓ Фактическая обеспеченность Вооруженных сил РФ современными образцами аппаратуры спутниковой навигации (АСН) и средствами функциональных дополнений (СФД) за последние два года повысилась в 1,7 раза и составляет 85%.

В войска по итогам года уже поставлено более 40 тыс комплектов такой аппаратуры. Современная аппаратура спутниковой навигации оснащена системами, позволяющими визуализировать электронные топографические карты на экране навигационного приемника («Орион», «Грот-М»).

В прошедшем году в Вооруженных силах РФ активно внедрялась новая геоинформационная система военного назначения «Оператор», позволяющая использовать в работе электронные карты на всех уровнях управления – от командира взвода до Генерального штаба ВС РФ.

Прогноз обеспеченности Вооруженных сил РФ аппаратурой спутниковой навигации и средствами функциональных дополнений до 2020 г. составляет 100%. – И.М.

Это был 1600-й пуск с целью выведения полезного груза на орбиту ИСЗ с космодрома Плесецк.

Плюс к этому производитель РД-191 уже сейчас получит несколько миллиардов рублей инвестиций на развитие производства.

Именно поэтому в НПО «Энергомаш» рассчитывали выпускать эти двигатели у себя. Тем более что их производство там уже налажено: предприятие сделало несколько РД-191 для двух первых отечественных ракет «Ангара» и южнокорейских KSLV (по межправительственному соглашению Россия продала Южной Корее три первые ступени легкой ракеты «Ангара» и оказала содействие в создании пусковой инфраструктуры). Решение по производственной кооперации РД-191 готовилось на протяжении трех лет.

«Полностью соблюдены все интересы НПО «Энергомаш» и «Протона-ПМ» и – самое главное – «Ангары», по количеству двигателей для которой мы и определяли необходимость дополнительного производства. В Перми станут делать большую часть агрегатов, в кооперации также будут участвовать Воронежский механический завод и омский «Полет». НПО «Энергомаш» никуда из цепочки не денется, там будет окончательная сборка двигателей и их испытания», – сообщил источник в Роскосмосе.

На сайте компании «Протон-ПМ» упоминаются следующие планы: к 2015 г. сконцентрировать на предприятии производство деталей и сборочных единиц РД-191, составляющих не менее 60% стоимости всего двигателя.

В ГНПЦ имени М.В.Хруничева, под чьим контролем находится «Протон-ПМ», претензии на право выпуска РД-191 объясняли соображениями цены. По словам бывшего главы Центра Хруничева А.И. Селивёр-

стова, 240 млн руб за один двигатель – цена неприемлемо высокая, и еще предыдущее руководство Роскосмоса ставило «Энергомашу» задачу сформировать более приемлемую цену. По его словам, при нынешних ценах на двигатели «Ангара» может оказаться существенно дороже «Протона», единственного на сегодня российского носителя тяжелого класса. А это неминуемо приведет к потере позиций на глобальном рынке коммерческих запусков. Параметры контрактов обычно держатся в секрете, но участники пускового рынка рассказывают, что после ряда потерь при стартах «Хруничев» удерживает позиции на данном рынке путем значимого снижения цен. Однако, по мнению независимых экспертов, говорить что-либо конкретное по поводу цены на основные элементы «Ангары» до того, как начнется полномасштабное серийное производство носителя, преждевременно.

### Итоги

Еще несколько недель после пуска специалисты будут расшифровывать и интерпретировать телеметрию, полученную в первом полете «Ангары-А5». Но уже ясно, что произошло событие эпохального масштаба: впервые успешно стартовал – и с первого же раза! – первый полностью российский носитель тяжелого класса. К тому же это первая тяжелая ракета в истории космодрома Плесецк. Успех пуска полностью подтвердил правильность основных конструкторских решений нового КРК и показал, что российская ракетно-космическая промышленность сохранилась и способна создавать современные средства выведения.

*С использованием сообщений ИТАР-ТАСС, РИА «Новости», «Интерфакс», Управления пресс-службы и информации Министерства обороны РФ*

### Сообщения

✓ В 2014 г. дежурные силы наземного автоматизированного комплекса управления Войск воздушно-космической обороны провели более 450 000 сеансов управления космическими аппаратами. В 2013 г. этот показатель составлял 350 000 сеансов.

Среднесуточный показатель интенсивности сеансов управления и обеспечения управления КА российской орбитальной группировки составил 1252 сеанса.

В ходе выполнения задач несения боевого дежурства дежурные силы выполнили около 17 000 сеансов обеспечения управления космическими аппаратами. – И.М.

✓ В течение 2014 г. специалистами Главного центра разведки космической обстановки (ГЦ РК) Космического командования Войск ВКО (командующий войсками Космического командования – генерал-майор О.В. Майданович) были выполнены работы по контролю вывода на орбиты около 230 иностранных и отечественных КА. Приняты на сопровождение более 150 объектов, дан прогноз и осуществлен контроль прекращения баллистического существования более 70 КА. Осуществлено предупреждение о 26 опасных сближениях космических объектов с аппаратами российской орбитальной группировки, в том числе о шести опасных сближениях с МКС.

Особое внимание специалисты ГЦ РК уделяли контролю орбитальных группировок иностранных космических систем, а также экспериментам на орбитах с космическими аппаратами иностранных государств. – И.М.



▼ На этой фотографии запечатлена лишь малая часть людей, причастных к созданию, испытаниям и пуску новой российской ракеты-носителя тяжелого класса. Поздравляем с успехом!



# «Хаябуса-2» - работа над ошибками

3 декабря в 13:22:04 JST (04:22:04 UTC) со стартовой площадки №1 комплекса Йосинобу космодрома Танэгасима стартовые расчеты Японского агентства аэрокосмических исследований JAXA осуществили успешный пуск ракеты-носителя H-IIA (вариант 202, пуск F26). На межпланетную траекторию были выведены основной аппарат «Хаябуса-2»\* (はやぶさ2, Hayabusa-2) и три попутные полезные нагрузки: небольшая межпланетная станция Процуон для отработки сближения с астероидами, экспериментальный КА Shin'en 2 и изделие Despatch – скульптура (!), изготовленная на 3D принтере.

Запуск планировался на 30 ноября, однако из-за плохих погодных условий в районе космодрома был перенесен сначала на 1-е, а затем на 3 декабря. Ракета стартовала в заданное время, и через 11 мин 20 сек вторая ступень вышла на опорную орбиту. Второе выключение ЖРД 2-й ступени было выполнено в T+99 мин 26 сек и продолжалось 245 сек. Основной КА был отделен через 107 мин 21 сек после старта, Shin'en 2 – через 114 мин 01 сек, Despatch – через 118 мин 11 сек и Процуон – через 122 мин 21 сек.

Выведенные на межпланетную траекторию объекты получили следующие международные обозначения и номера в каталоге Стратегического командования США:  
«Хаябуса-2» – 2014-076A и 40319;  
Shin'en 2 – 2014-076B и 40320;  
Despatch – 2014-076C и 40321;  
Процуон – 2014-076D и 40322.

По состоянию на 15 декабря параметры межпланетной траектории КА «Хаябуса-2» составляли:

- наклонение – 6.82°;
- расстояние от Солнца в перигелии – 0.914 а.е. (136.8 млн км);
- расстояние от Солнца в афелии – 1.089 а.е. (163.0 млн км);
- период обращения – 366.3 сут.

## Миссия второго «Сапсана»

Миссия «Хаябуса-2» – вторая попытка JAXA осуществить возврат на Землю образцов астероидного вещества. Первая (и пока единственная в мире) была предпринята в 2003–2010 гг. зондом «Хаябуса», но выполнить программу исследований астероида Итокава в полной мере не удалось из-за ряда технических неполадок.

Первая «Хаябуса» за свой семилетний полет пережила множество приключений, добавивших японским специалистам седых волос. Аппарат стартовал в мае 2003 г. и прибыл к астероиду в сентябре 2005 г. (НК №9, 2005; №1, 2006) с поврежденными солнечными батареями и частичным отказом маховиков системы ориентации. Маневрирование над Итокавой оказалось сложнее, чем думали разработчики. Малый посадочный зонд Minerva был потерян, первая попытка забора грунта закончилась падением на астероид, при второй не сработало устройство для «вскрытия» грунта, и ученые до самого конца миссии не знали, удалось ли им получить хоть немного материала. На пути к Земле произошла тяжелая авария бортовой двигательной установки, из-за проблем с ориентацией и нехватки энергии связь с зондом была потеряна на целых две недели. Тяжело раненный «Сокол» вернулся на Землю буквально чудом и с трехлетним опозданием. В июне 2010 г. «Хаябуса» принесла ученым полторы тысячи пылинки с астероида Итокава (НК №8, 2010).

Решение о создании второго японского «грунтовоза» было принято в 2006 г., задолго до возвращения первой «Хаябусы» (на что тогда мало кто надеялся), но уже после того, как стало ясно, что полноценный забор грунта астероида Итокава не удался и станция серьезно повреждена. В самом начале работ конструкция нового зонда почти не отличалась от первой станции, поскольку команда разработчиков стремилась как можно скорее провести повторный эксперимент. В качестве цели был выбран астероид 1999 JU3. Старт к нему был возможен в 2010 и 2011 гг.

Однако тогда JAXA не удалось получить средства на вторую астероидную миссию, и момент старта был упущен. Следующее окно открывалось только в 2014 г. Впрочем, нет худа без добра: у специалистов появилось время на существенную доработку КА.

При планировании новой миссии были учтены уроки первой «Хаябусы». «В проекте «Хаябуса-2» мы будем работать над процедурой забора грунта, увеличив продолжительность нахождения зонда вблизи астероида и

### Сравнение задач двух японских астероидных миссий

«Хаябуса»	«Хаябуса-2»
<b>Полет к астероиду типа S</b>	<b>Полет к астероиду типа C</b>
1) Демонстрация технологий: • полет к астероиду и возвращение к Земле; • доставка образцов	1) Наука: • происхождение и эволюция Солнечной системы; • поиск органических веществ и водяного льда
2) Проверка инженерных решений: • ионный двигатель; • автономная навигация; • система забора проб; • капсула для возврата образцов	2) Проверка инженерных решений: • более надежные технологии, • чем в первой миссии; • новые задачи – импактор
3) Наука: • происхождение и эволюция Солнечной системы; • дистанционное изучение малых тел; • анализ проб	3) Освоение космоса: • расширение области, доступной для человечества; • перспективные цели: защита от астероидов, астероидные ресурсы, исследования для пилотируемых экспедиций

\* «Хаябуса» переводится с японского как «сокол-сапсан».



сделав более тщательные проверки», – говорил руководитель нового проекта Макото Йосикава (Makoto Yoshikawa).

В мае 2011 г. проект «Хаябуса-2» перешел с этапа В (проектирование) на этап С/D (изготовление и испытания). В марте 2012 г. состоялась критическая защита проекта CDR (Critical Design Review), что позволило в начале 2013 г. приступить собственно к этапу сборки и испытаний летного изделия.

Как и первый аппарат, «Хаябуса-2» запущен с целью доставить грунт с одного из астероидов, сближающихся с Землей. Основное различие в типе цели: если Итокава относится к астероидам класса S (силикатные), то для второй миссии был выбран астероид класса C (углистые хондриты). Он был открыт 10 мая 1999 г. в рамках проекта LINEAR в обсерватории Сокорро и пока не имеет собственного имени, а только временное обозначение 1999 JU3 и постоянный номер 162173. Альbedo (отражательная способность) этого богатого углеродом темного тела оценивается примерно в 0.06.

Углистые хондриты считаются одними из самых древних объектов в нашей Солнечной системе. Предполагается, что их химический состав близок к составу туманности, из которой образовалось Солнце, и в них могут содержаться органические вещества и вода.

Непосредственное изучение материала астероида, по мнению планетологов, могло бы пролить свет на эволюцию Солнечной системы на ранних этапах ее развития – более 4.5 млрд лет назад.

Астероид 1999 JU3 в своем движении пересекает орбиту Земли и классифициру-

ется поэтому как объект типа Аполлона. Это округлое небесное тело размером в 920 м (что почти вдвое превышает размеры астероида Итокава) обращается вокруг Солнца с периодом 1.3 года и имеет собственный период вращения около 7.63 час.

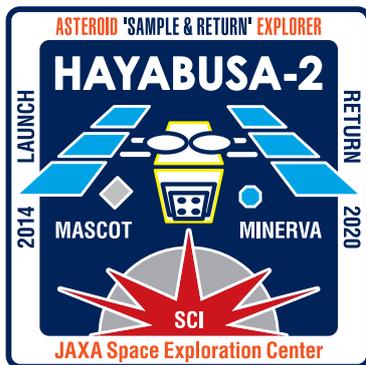
Параметры орбиты 1999 JU3:

- наклонение – 5.883 °;
- перигелий – 0.963 а.е.;
- афелий – 1.415 а.е.;
- период обращения – 473.9 сут.

Траектория полета «Хаябусы-2» включает гравитационный маневр у Земли через год после старта, в декабре 2015 г. Маневр поможет вывести зонд на траекторию полета к цели, которой он достигнет в июле 2018 г. На работу вблизи 1999 JU3 отведено целых полтора года. Аппарат должен стартовать в сторону дома в декабре 2019 г., чтобы доставить пробы астероидного вещества в декабре 2020 г.

По словам представительницы JAXA Норико Сираиси (Noriko Shiraishi), на разработку аппарата у японских властей ушло 29 млрд иен (примерно 245 млн \$). Общая же стоимость миссии оценивается в 400 млн \$, что на 150 млн дороже первой «Хаябусы».

Увеличение бюджета объясняется тем, что «Хаябуса-2» стала значительно тяжелее предшественницы из-за расширения функциональности полезной нагрузки и увеличения времени работы у астероида. Кроме того, для запуска зонда применена более грузоподъемная и дорогая ракета-носитель Н-IIА.



### «Хаябуса» номер два: обзор систем

Аппарат «Хаябуса-2» имеет корпус в форме параллелепипеда размерами 1.6×1.0×1.4 м с двумя фиксированными солнечными батареями размахом 6 м и по конструкции близок к предшественнику (НК №7, 2003). Наиболее заметным внешним отличием является переход к двум остронаправленным антеннам Ка- и Х-диапазона.

Усовершенствованы ионные двигатели КА – приняты меры против деградации нейтрализаторов, что произошло на первом зонде после 10 000–15 000 часов работы. В системе ориентации увеличен ресурс маховиков, которые были «больным местом» первого аппарата. Многие бортовые системы получили дублирование, а программное обеспечение автономной навигации и управления угловым движением было переписано. Наконец, усовершенствована система забора грунта.

В результате всех изменений зонд стал тяжелее (стартовая масса – около 600 кг,

из которых около 100 кг – топливо, в том числе ~73 кг ксенона).

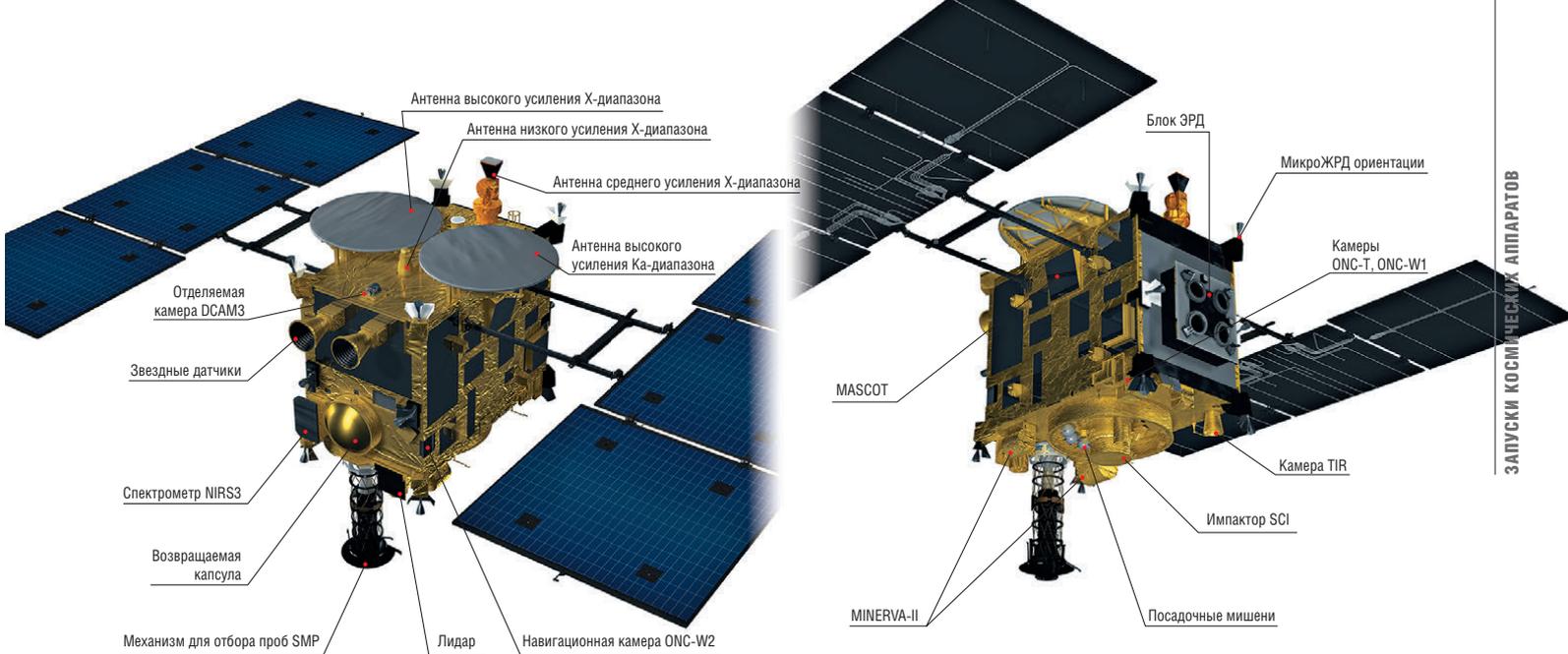
Вместо одного японского прыгающего аппарата Minerva, стоявшего на первой станции, на борту второго зонда находится целый «зоопарк» десантируемых элементов. Это пять сбрасываемых мишеней, ударный импактор SCI, отделяемая камера DCAM3, три (!) прыгающих аппарата Minerva-II и созданный специалистами Германского аэрокосмического центра DLR в сотрудничестве с французским Национальным центром космических исследований CNES посадочный аппарат Mascot.

Система электропитания обеспечивает достаточную мощность даже в афелии орбиты астероида и построена так, чтобы зонд обладал возможностью «холодного» перезапуска. Даже если аккумуляторы КА полностью разряжены, существует возможность питания систем непосредственно от солнечных батарей.

Основными сенсорами системы ориентации являются два звездных датчика с полем обзора примерно 8×8° и регистрацией изображения звездного поля на ПЗС-матрицу с частотой один раз в секунду. Четыре солнечных датчика на разных сторонах КА позволяют определить направление на Солнце и обеспечить положительный баланс по питанию в безопасном режиме. Два блока гироскопов работают главным образом на этапе успокоения после отделения от носителя, измеряя текущие угловые скорости. С уменьшением их до заданного порога становится возможно ввести в работу звездные датчики.

«Хаябуса-2» поддерживает трехосную ориентацию при помощи четырех маховиков, приводимых в действие двигателями постоянного тока, – трех основных и одного резервного. Первая «Хаябуса» имела только три маховика. На этапе полета к астероиду один из них отказал, и в дальнейшем для поддержания ориентации пришлось расходовать топливо ЖРД. Четыре маховика позволят зонду выдержать отказ одного с сохранением безрасходного режима управления ориентацией.





**Основные системы и приборы КА «Хаябуса-2»**

Система обработки данных	<ul style="list-style-type: none"> <li>Блок обработки данных DNU на базе COSMO16 с шиной PIM</li> <li>Бортовой формирователь команд</li> <li>Записывающее устройство емкостью 1 Гбайт</li> </ul>
Система ориентации и управления AOCS (Attitude and Orbit Control Subsystem)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Процессор на базе HR5000S с двойным резервированием;</li> <li>4 маховика, 2 блока гироскопов, 2 звездных датчика STT, 4 аспектных солнечных датчика, 4 акселерометра;</li> <li>Датчики для работы у поверхности – лидар, лазерный дальнометр LRF, 5 мишеней, лампа-вспышка FLASH;</li> <li>Камеры для оптической навигации ONC (Optical Navigation Cameras) – две широкоугольные ONC-W1 и ONC-W2 (поле зрения 54x54°, разрешение – 1 Мпикс) и одна телескопическая ONC-T (поле зрения 5.4x5.4°, разрешение – 1 Мпикс, 5-полосный фильтр)</li> </ul>
Двигательная подсистема	<ul style="list-style-type: none"> <li>Система ориентации RCS (Reaction Control System – двигатели системы ориентации) с 12 двухкомпонентными двигателями тягой по 20 Н;</li> <li>Блок маршевых ионных двигателей IES (Ion Engine System) с максимальной тягой 28 мН и удельным импульсом 2800 сек</li> </ul>
Система электропитания	<ul style="list-style-type: none"> <li>Две раскладные трехсекционные солнечные батареи суммарной мощностью 2,6 кВт на расстоянии 1 а.е. от Солнца и 1,4 кВт на расстоянии 1,4 а.е.;</li> <li>Литий-ионные аккумуляторные батареи емкостью 13,2 А·ч;</li> <li>Шина питания напряжением 50 В</li> </ul>
Система терморегулирования	<ul style="list-style-type: none"> <li>«Холодные платы», тепловые трубы и радиаторы, установленные на теневой стороне;</li> <li>Обогреватели для поддержания температуры электронных компонентов;</li> <li>Пассивная многослойная теплоизоляция</li> </ul>
Система связи	<ul style="list-style-type: none"> <li>Резервированная командно-телеметрическая система X-диапазона, скорость передачи данных от 8 бит/с до 32 кбит/с;</li> <li>Телеметрический передатчик Ka-диапазона, скорость передачи от 8 бит/с до 32 кбит/с;</li> <li>Система измерения дальности;</li> <li>Фиксированные антенны с высоким коэффициентом усиления HGA (X- и Ka-диапазона), ориентируемая антенна X-диапазона MGA в двухстепенном приводе, три антенны LGA</li> </ul>

Акселерометры КА измеряют ускорение, создаваемое ионными двигателями, которые будут работать в течение нескольких тысяч часов во время шестилетней миссии. По их данным рассчитывается приращение скорости аппарата.

«Хаябуса-2» оснащен двухкомпонентной химической двигательной установкой, использующей монометилгидразин в качестве топлива и тетроксид азота как окислитель. Компоненты хранятся в топливных баках под высоким давлением. ЖРД ISAS-20N дают номинальную тягу в 20 Н при импульсе 290 сек и имеют завесное охлаждение. 12 таких двигателей разделены на два контура, которые могут быть изолированы в случае проблем.

Двигатели могут действовать в импульсном режиме для управления ориентацией аппарата и в равномерном режиме для перемещения, а также используются для периодической разгрузки маховиков.

Ионная двигательная установка IES обеспечивает полет к астероиду и обратно, принимая на себя основную часть требуемой

характеристической скорости. Это четвертый случай использования маршевой ионной ДУ в межпланетном полете после американского КА Deep Space 1 (4,3 км/с), японского «Хаябуса» (более 2 км/с) и американского Dawn (более 10 км/с). Ионная ДУ использовалась также ЕКА в экспериментальном лунном проекте SMART-1.

В двигателях IES применена новая схема, не использующая обычные твердые электроды и связанные с ними нагреватели. Ионизация атомов ксенона обеспечивается бомбардировкой электронами за счет циклотронного резонансного микроволнового разряда. Нейтрализатор излучает электроны вслед за ионным пучком для сохранения суммарного заряда КА близким к нулю, причем один и тот же микроволновый генератор используется для работы и генератора ионов, и нейтрализатора, что снижает общую массу установки.

«Хаябуса-2» использует четыре ионных двигателя, установленных на одной боковой панели и направленных в одну сторону; двигатели могут поворачиваться на  $\pm 5^\circ$  с помощью электромеханической системы. В полете может работать до трех двигателей одновременно, каждый из которых развивает тягу до 10 мН (1 гс), при суммарной тяге в пределах от 5 до 28 мН. В зависимости от уровня тяги система расходует от 250 до 1200 Вт электрической энергии. Двигательная установка весит около 70 кг; ксенон начальной массой 73 кг хранится в 51-литровом баке.

По сравнению с первым зондом тяга двигателей второго аппарата повышена на 25%, с 8 до 10 мН. Кроме того, добавлены дополнительные механизмы для предотвращения возгорания плазмы в источнике ионов. Нейтрализатор, который на первом аппарате показал деградацию после 10000 часов работы, усовершенствован путем защиты внешних стенок от плазмы. За счет усиления магнитного поля удалось

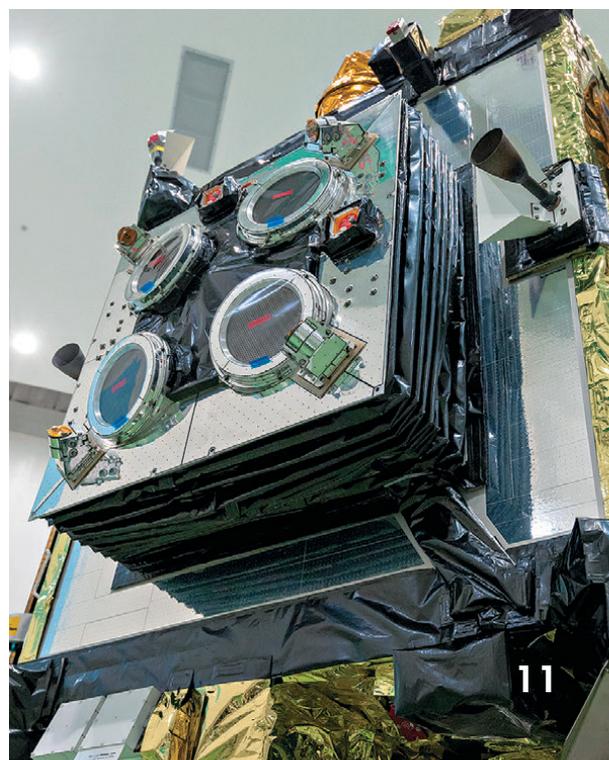
снизить напряжение, необходимое для эмиссии электронов. Запланированное время работы ионных двигателей КА «Хаябуса-2» – более 18 000 часов.

«Мозгом» аппарата является бортовой компьютер системы обработки данных на процессоре COSMO16, который связан с периферийными интерфейсами различных систем зонда при помощи высокоскоростной шины данных. Для хранения информации используется устройство записи емкостью 1 Гбайт.

Система связи «Хаябуса-2» отличается от использованной на первом аппарате наличием Ka-диапазона. На первом зонде была установлена крупная параболическая узконаправленная антенна X-диапазона, которая занимала почти все место на верхней панели аппарата. На «Хаябуса-2» удалось разместить две плоские узконаправленные антенны значительно меньшего размера и массы с сохранением всех возможностей по связи, обеспечением резервирования и увеличением пропускной способности с точки зрения объема отправки информации.

Система X-диапазона будет использоваться для ежедневной работы: отправки телеметрической информации и получения команд. Система Ka-диапазона будет при-

▼ Блок электрореактивных двигателей





меняться для отправки научных данных со скоростью 32 кбит/с. Она же позволит вести высокоточное измерение дальности в режиме  $\Delta$ DOR в дополнение к обычным дальномерным и доплеровским измерениям.

Две основные антенны имеют очень узкую диаграмму направленности, что требует от аппарата точной ориентации для осуществления связи на скорости 32 кбит/с. При отсутствии таковой для обмена командно-телеметрической информацией используется ориентируемая антенна X-диапазона с 18-градусным конусом, обеспечивающая скорость 25 бит/с. Три широконаправленные антенны обеспечивают сигнал радиомаяка и базовую телеметрию, а также прием команд на скорости 8 бит/с.

### Аппаратура обеспечения посадки на астероид

Для работы вблизи астероида и при сбросе посадочных аппаратов «Хаябуса-2» имеет три камеры оптической навигации, лидар, лазерный дальномер, пять маркеров цели и лампу-вспышку.

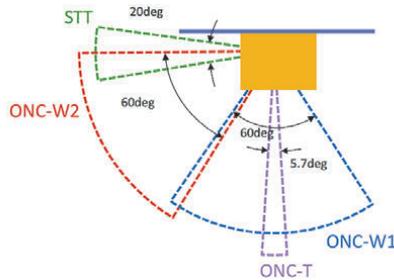
Камеры ONC-W1 (широкоугольная) и ONC-T (телескопическая) смонтированы на надирной панели аппарата и смотрят на поверхность, тогда как камера ONC-W2 установлена на панели X, чтобы делать наклонные снимки. Все три камеры используют ПЗС-матрицы 1024×1024 с элементами размером 12 мкм, чувствительными в диапазоне волн 350–1060 нм. Широкоугольные камеры имеют поле обзора 54×54° и обеспечивают разрешение 7 м на расстоянии 7 км от астероида. Камера ONC-T имеет узкое поле обзора 5.8×5.7° с разрешением 1 м с расстояния 7 км. Блок электроники с RISC-процессором обеспечивает сжатие изображения, определение центра, выявление ярких объектов, а также другие операции, необходимые для оптической навигации.

Камера ONC-T с объективом диаметром 15 мм и фокусным расстоянием 121 мм может использоваться для многополосной спектроскопии. Для этого она оснащена колесом с набором фильтров (шесть фильтров с полосой пропускания 15 нм на длинах 390, 480, 550, 700, 860 и 950 нм, а также один узкополосный фильтр на натрий на длине 590 нм с полосой пропускания 10 нм).

Навигационные камеры будут использоваться на межпланетном участке полета для съемки ярких звезд, а также Земли и Луны

для калибровки. На большом расстоянии от цели начнется измерение кривой яркости астероида, спектральные наблюдения и поиск возможных спутников 1999 JU3.

С расстояния 20 км камера ONC-T может вести общие спектрографические наблюдения с разрешением 2 м. Позднее будут проводиться детальные съемки поверхности астероида с высоты 5, 1 и 0.1 км, чтобы найти подходящие места для посадки и для сброса импактора. Во время отделения посадочного аппарата камера W2 сделает снимки удаляющегося зонда, а W1 будет наблюдать за его траекторией и посадкой. На поверхности малые зонды могут быть обнаружены камерой ONC-T с высоты 1 км.



▲ Углы обзора навигационных камер и звездных датчиков (STT)

Камеры ONC будут служить целям определения текущего положения при движении над поверхностью астероида на малых высотах, а при снижении с целью посадки будут основными навигационными инструментами в интервале высот от 50 до 5 м.

Снимки ONC помогут в изучении морфологии астероида, в определении формы и объема астероида для оценки его плотности, в подсчете распределения кратеров для оценки возраста поверхности, а также при исследовании искусственного кратера. Спектроскопический анализ даст информацию о характеристиках различных деталей поверхности, а также о ее составе, степени гидратации поверхностных веществ и присутствии натриевой экзосферы. Последняя может быть источником данных об истории нагревания астероида, что считается важной информацией для геологов.

«Хаябуса-2» оснащена лидаром LIDAR, который будет использоваться для навигации рядом с поверхностью астероида, а также для изучения поверхности и для технической демонстрации будущих систем оптической связи.

Лидар выполнен в виде блока размером 0.24×0.24×0.23 м и массой 3.7 кг. Он состоит из источника лазерного излучения и оптической головки с телескопом. Система посылает импульсы ИК-излучения с длиной волны 1064 нм и энергией 10 мДж. Импульсы имеют продолжительность 10 нс и следуют с частотой до одного импульса в секунду. Угол расхождения луча 1.7 мрад, так что «зайчик» на поверхности имеет диаметр около 20 м при работе с расстояния 20 км. Отраженное излучение детектируется приемником, в основу которого положен телескоп Кассегрена с апертурой 127 мм. Оптика фокусирует свет на кремниевый лавинный фотодиод через узкополосный фильтр.

Лидар имеет временное разрешение лучше 3.3 нс, что позволит определять высоту с точностью до ±5 м на дальности от 25 км, хотя ожидается, что система заметит 1999 JU3 уже на расстоянии 50 км. По данным лидара компьютер и система ориентации и навигации могут поддерживать запланированную высоту автономно.

Научное применение лидара заключается в записи интегрированной плотности каждого импульса и принятого количества энергии, что даст точные измерения альбедо поверхности, в том числе и затененных областей. Кроме этого, регулярные измерения высоты позволят составить топографический «портрет» астероида.

Лидар способен также определять наличие пыли вокруг КА начиная с некоторого порога, хотя и не обеспечивает измерения ее концентрации. Пыль детектируется по рассеиваемому ею свету.

Во время пролета Земли в декабре 2015 г. планируется эксперимент по оптической связи. Лидар «Хаябусы» будет работать в режиме приемопередатчика, а посылку сигналов обеспечит наземная станция Коганзи с лазером мощностью 1.2 Дж и скоростью повторения импульсов 10 Гц.

Лазерный дальномер КА «Хаябуса-2» активизируется на спуске на высоте около 35 м над поверхностью с целью измерения текущей дальности и ориентации относительно местной вертикали. Прибор состоит из четырех источников лазерного излучения, отклоненных на 30° от вертикальной оси. Имея четыре измерения, система управления корректирует текущую ориентацию так, чтобы надирная панель была параллельна поверхности на последних метрах снижения. Пятый лазерный дальномер направлен на механизм для отбора проб SMP – по его движению относительно корпуса будет зафиксирован контакт устройства с поверхностью.

Пять посадочных мишеней должны быть сброшены с высоты порядка 40 м в район предстоящей посадки, чтобы затем служить ориентирами для навигационных инструментов аппарата. Двигаясь вслед за ними, аппарат сводит вертикальную скорость к нулю на высоте 17 м и затем снижается только за счет гравитации астероида.

В это время на нижней панели зонда включается лампа, мигающая с периодом 2 сек, и камеры W1 и T1 делают снимки при включенной и при выключенной лампе, что позволяет бортовому ПО определять положение мишеней путем «вычитания» снимков. Цель этой манипуляции – выявить и

погасить горизонтальные составляющие скорости, чтобы обеспечить безопасное приземление.

Последний оптический элемент навигационной системы приземления – это четыре фотодатчика, установленные на солнечных батареях аппарата. На каждой стороне есть один приемник и один передатчик, что позволяет обнаружить любые препятствия, которые могут представлять опасность для зонда.

### Научные приборы

В состав полезной нагрузки КА «Хаябуса-2» входят спектрометр ближнего ИК-диапазона NIRS3, камера теплового ИК-диапазона TIR, грунтозаборное устройство SMP, основной посадочный зонд Mascot, три посадочных аппарата-прыгуна Minerva, импактор SCI и автономная свободно летающая камера DCAM. Все они разработаны специально для этого проекта, за исключением устройства SMP, заимствованного с доработкой с первой «Хаябусы», и камеры TIR, впервые установленной на венерианский зонд «Акацуки». В научных целях используются также описанные выше навигационные камеры и лидар.

**Спектрометр NIRS3 (Near InfraRed Spectrometer)** на диапазон длин волн от 1.8 до 3.2 мкм предназначен для изучения минерального состава вещества астероида и поиска гидратированных соединений. Размеры прибора – 0.35×0.17×0.10 м, масса – 2 кг. Спектрометр установлен на панели Y зонда, внутри его корпуса, с направлением съемки в надиру, вдоль оси Z.

Оптическая система NIRS3 состоит из бленды, оптической щели, двух зеркал, дифракционной решетки, объектива, детектора и двух калибровочных целей. ИК-излучение поступает в спектрометр через щель размером 70×70 мкм и рассеивается на плоской дифракционной решетке с поперечным диспергатором. Зеркала направляют диспергированный свет на оптику, которая рефокусирует его и направляет на детектор. Поле обзора спектрометра составляет 0.1×0.1°.

Детектор состоит из 128 фотодиодов на арсениде индия, чувствительных к излучению с длиной 2–3 мкм. Каждый элемент имеет размер 50×100 мкм. Спектрометр обеспечивает спектральное разрешение на уровне 18 нм. Пространственное разрешение на расстоянии 20 км составляет 35×35 м. Время накопления сигнала может быть в пределах от 10 мкс до 10 мс с возможностью делать до 100 кадров в секунду.

NIRS3 управляется программируемой матрицей типа ПЛИС (FPGA), которая приводит в действие калибровочный источник, затвор, нагреватель и сборку фокальной плоскости спектрометра. В нормальном режиме спектрометр попеременно делает «темный» кадр при закрытом затворе и «светлый» при открытом. Это позволяет каждый раз поканально вычитать текущий «темный» (фоновый) сигнал из рабочего.

Пассивная система охлаждения с внешним радиатором используется для поддержания температуры оптики и детектора на уровне -80°C.

Главной научной целью NIRS3 является наблюдение гидратированных минералов, признаки которых были обнаружены при

наземных наблюдениях астероида. Прибор способен оценить количество гидратированных минералов с точностью до 1% по массе. Кроме того, спектрометр позволит определить более молодую поверхность и изучить вещество, выброшенное из кратера после действия ударного зонда SCI.

Разработчики надеются, что NIRS3 позволит установить первоначальный состав вещества поверхности астероидов C-типа, изменения в нем под действием воды, изучить тепловой метаморфизм и процессы космического выветривания.

**Камера теплового ИК-диапазона TIR (Thermal Infrared Imager)** на диапазон 8–12 мкм предоставит ценную информацию о физических свойствах поверхности астероида путем регионального мониторинга изменений температуры, включая температурные пятна, тепловую инерцию и временные вариации.

Прибор имеет массу 3.3 кг и состоит из оптической головки, блока детектора и блока электроники. Оптическая головка имеет в своем составе бленду, оптику с полем зрения 16×12° и механический затвор. В качестве детектора TIR использует неохлаждаемую матрицу болометров размером 320×240 элементов.

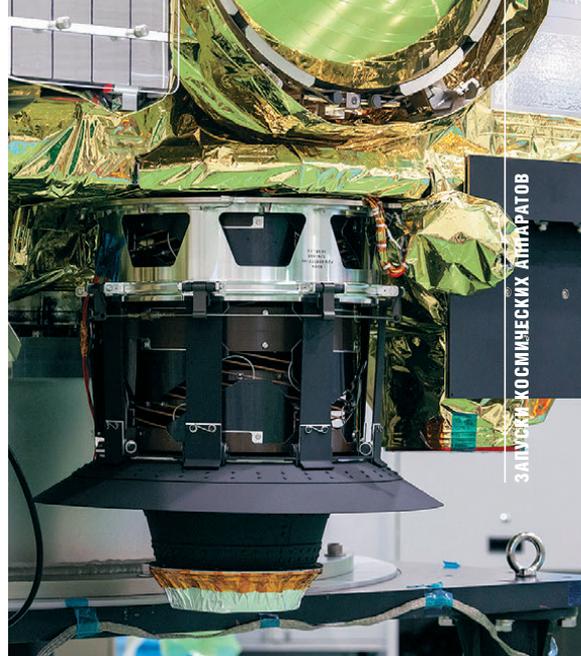
Каждый элемент имеет несколько слоев, включая ИК-поглощающий материал и подстилающий отражатель, перенаправляющий излучение обратно в поглощающий слой. Поглощающий материал нагревается, и изменяется его электрическое сопротивление, которое может быть измерено при помощи электродов, присоединенных к каждому микроболометру. Камера TIR рассчитана на температурный диапазон от 250 до 400 К при точности определения температуры лучше 5 К и разрешении 0.5 К.

TIR будет использоваться для изучения природы астероида и процессов его формирования, для определения физических свойств обломков и материала, скрытого в кратерах. Эти данные позволят определить, является ли астероид первичным телом или «собран» из кучи слепившихся обломков. Наблюдение плоских поверхностей позволит изучить процесс образования осадочных отложений в условиях микрогравитации.

Информация TIR может быть использована для проверки модели тепловой инерции астероидов и для изучения зависимости теплопроводности от диаметра. Кроме того, выбор места забора образцов предполагается сделать с учетом данных TIR о магнитуде тепловой модификации разных районов поверхности.

Планируется, что TIR будет вести измерения каждую неделю в течение одного 7.6-часового периода вращения астероида, а при больших фазовых углах и чаще. Выявленные малые объекты, такие как отдельные камни и кратеры, будут наблюдаться с помощью TIR при благоприятных условиях пролета. В ходе спуска и посадки инструмент послужит для измерений с близкого расстояния и на месте.

«Хаябуса-2» оснащена **механизмом для отбора проб SMP (Sampler Horn)** с поверхности астероида, конструкция которого в основном повторяет грунтозаборное устройство, уже испытанное в первой миссии.



▲ Механизм для отбора проб в сложном состоянии

Внешне оно выглядит как рупор внутренним диаметром 0.2 м, край которого выступает на 1 м от надиры панели зонда. Конструкция состоит из нижней алюминиевой юбки, складывающейся тканевой секции, конической воронки и трех ловушек для вещества астероида, размещенных в контейнере для грунта возвращаемой капсулы.

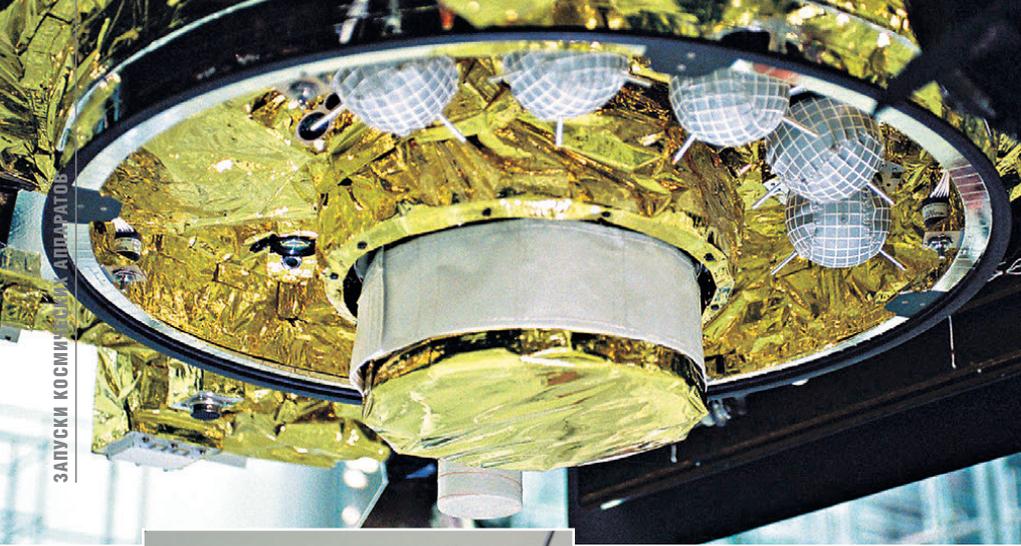
Момент касания юбки и грунта фиксируется по сигналу лазерного дальномера, после чего активизируется программа автоматического забора образцов. Внутри «рупора» в грунт со скоростью 300 м/с выстреливается танталовая пуля массой 5 г и диаметром 10 мм. Материал пули выбран с таким расчетом, чтобы его не было в веществе астероида. От попадания верхний слой грунта разрушается, и часть вещества поднимается по воронке в ловушки.

По сравнению с устройством на первом КА «рупор» модернизирован таким образом, чтобы собрать некоторое количество грунта даже в том случае, если выстрел не произойдет (что и случилось на «Хаябусе» из-за программной ошибки). Нижняя юбка сложена внутрь подобно зубьям расчески, что позволяет зацепить некоторое количество вещества при первоначальном контакте с поверхностью. Оставшиеся на юбке частицы размером от 1 до 5 мм могут быть затем перенаправлены в ловушки за счет преднамеренного торможения аппарата.

В норме уже через секунду после выстрела в грунт «Хаябуса-2» запускает ЖРД для подъема. Время, проведенное в контакте с поверхностью, должно быть минимальным: дело в том, что после касания аппарат продолжает свободное падение, и есть риск лечь набок, если аппарат остается в контакте с поверхностью слишком долго.

В возвращаемой капсуле «Хаябусы-2» находятся три ловушки, каждая из которых должна быть заполнена в ходе отдельного спуска на поверхность астероида. После того, как все три образца получены, контейнер для образцов запечатывается с помощью алюминиевой пломбы. Это позволит доставить на Землю в составе грунта летучие вещества.

**Импактор SCI (Small Carry-on Impactor)** предназначен для создания на поверхности



▲ Импактор SCI установлен на АМС. Слева – «снаряд» со взрывчаткой



В целях безопасности «Хаябуса-2» не будет следить за «бомбардировкой» непосредственно – после сброса SCI аппарат переместится на противоположную сторону астероида, используя его в качестве щита. Поэтому съемка взрыва возложена на небольшую *отделяемую камеру DCAM3*.

По конструкции она напоминает камеры DCAM-1 и -2 миссии IKAROS (НК №7 и №10, 2010). Камера DCAM3 оборудована монохромной CMOS-матрицей размером 2000×2000 элементов и способна выполнять съемку с частотой 1 кадр в секунду с помощью широкоугольной (74×74°) оптики. С дистанции 1 км DCAM3 обеспечивает разрешение 0.65 м на пиксель.

DCAM3 имеет форму цилиндра диаметром около 60 мм с металлическим корпусом. Оптическая часть смонтирована в осевой трубке диаметром 30 мм и длиной 40 мм. Камера стабилизируется вращением со скоростью 60–120° в секунду. Она способна вести съемку на протяжении нескольких часов, пока не разрядится аккумулятор, и может увидеть, как поднимается выброшенное взрывом облако астероидного вещества. Устройство связи DCAM3 способно передавать данные на «Хаябусу-2» со скоростью до 4 Мбит/с.

После того, как пыль осядет или рассеется, зонд вернется к месту удара, чтобы передать на Землю более качественные снимки. Это позволит впервые изучить подобные процессы с близкого расстояния. Более того, после удара планируется посадка около кратера и его детальное изучение, в том числе забор выданного «на-гора» грунта. Два других образца будут взяты в других точках поверхности по стандартной схеме.

Возвращаемая капсула «Хаябусы-2» очень похожа на ту, что использовалась в первой миссии. Капсула должна выполнить вход в атмосферу Земли со скоростью 11,8 км/с и осуществить парашютную посадку на испытательный полигон Вумера в Австралии. Масса возвращаемой капсулы составляет 16,5 кг, ее диаметр – 0,40 м, высота – 0,20 м.

В центре капсулы находится контейнер с тремя ловушками, запечатанный после операций по забору грунта алюминиевой пломбой. Вокруг контейнера располагается электроника возвращаемого аппарата, включающая новый инструмент – REMM (Reentry Flight Measurement Module – модуль измерений при спуске).

астероида искусственного кратера и изучения свойств подповерхностного вещества. Такая идея, но в значительно больших масштабах, была впервые реализована в американском проекте Deep Impact на ядре кометы Темпеля-2 (НК №3 и №9, 2005).

SCI представляет собой автономный аппарат, отделяемый от надирной части «Хаябусы» на высоте порядка 100 м над астероидом. Масса устройства – 18 кг, из которых 4,5 кг составляет взрывчатка (пластифицированный октоген), а 2,5 кг – собственно медное «ядро». Фактически это кулюлятивный снаряд: он имеет форму конуса, в котором заключено взрывчатое вещество. Широкую часть конуса закрывает медная мембрана.

Аппарат также содержит аккумуляторную батарею, программно-временное устройство, механическое устройство безопасности и запал. Механизм сброса обеспечивает стабилизацию SCI вращением во время свободного полета, причем конус остается направленным к поверхности астероида.

Зажигание детонатора происходит примерно через 40 мин после сброса. Заряд взрывается и «собирает» медную мембрану в подобие капли, которая со скоростью около 2 км/с движется вниз. Удар медного «кулака», направленный на дно одного из кратеров, позволит вскрыть участок диаметром порядка 4 м и извлечь на поверхность вещество, которое было защищено от воздействия солнечных лучей и космической радиации в течение многих миллиардов лет. Изучение его представляет огромный интерес для ученых.

Снаружи располагается парашютный сегмент, окруженный изолирующим материалом. Он защищает внутренние системы от перегрева. На капсуле используется углеродно-фенольный абляционный тепловой экран, разделенный на лобовую теплозащиту и защиту парашюта.

В транспортном положении капсула имеет механический и электрический интерфейс связи с космическим аппаратом. Он обеспечивает передачу образцов грунта, а также обмен данными, получение команд и электроэнергии, необходимой для питания нагревателей на этапе перелета. Механический интерфейс включает в себя ленточный хомут, который использует винтовую цилиндрическую пружину. Он отвечает за отделение капсулы от зонда на заданной скорости и с заданной допустимой скоростью вращения. Отделение выполняется за 8 часов до посадки, чтобы дать время «Хаябусе-2» совершить коррекцию, пройти мимо Земли и продолжить полет по гелиоцентрической орбите.

В самостоятельном полете капсула стабилизируется вращением. Она рассчитана на вход в земную атмосферу под углом 12° к горизонту, что обеспечит надежный захват без отскока, но обрекает изделие на крутой спуск с высокими тепловыми нагрузками. Лобовой экран имеет абляционную теплозащиту.

Чтобы предотвратить перегрев аппаратуры, после торможения на высоте около 10 км лобовой экран и хвостовой обтекатель сбрасываются, причем лобовой экран расфиксирует крепления парашютной системы, а хвостовой обтекатель вытягивает парашют крестообразной формы. С его помощью капсула переходит к вертикальному снижению и уменьшает скорость спуска до безопасной. Во время снижения раскрывается антенна радиомаяка, который продолжит функционировать после приземления вплоть до полной разрядки аккумулятора.

Аппаратура REMM предназначена для сбора данных о движении капсулы в процессе входа в атмосферу со второй космической скоростью. Их предполагается использовать для усовершенствования посадочных модулей последующих миссий.

REMM состоит из блока акселерометров для измерения трех компонентов ускорения, датчика угловых скоростей и 13 температурных сенсоров, из которых девять размещены в разных местах внутри капсулы, а четыре входят в состав самого прибора. Акселерометр ведет измерения в пределах до 50 г с частотой 125 Гц. Датчик угловых скоростей способен отслеживать быстрые развороты аппарата (до 200° в секунду в любом направлении) и также имеет частоту опроса 125 Гц. Регистратор температур считывает данные раз в секунду и способен измерять температуру от -50 до +600°С с ошибкой ±3°С.

Запись параметров ведется в течение семи минут на два 8-мегабитных блока флэш-памяти. REMM использует собственный элемент питания, и единственным связующим звеном прибора и систем капсулы является сигнальная линия, по которой подается команда на активацию и начало измерений.

Спуск капсулы «Хаябусы-2» будет наблюдаться при помощи как наземных, так и воздушных средств для сбора дополнительных данных.

## Mascot

Посадочный зонд Mascot (Mobile Asteroid Surface Scout – мобильный астероидный поверхностный разведчик) создан Германским аэрокосмическим центром и Национальным центром космических исследований Франции с использованием задела, полученного при разработке посадочного зонда Philae для миссии Rosetta. Первоначально он разрабатывался для европейской астероидной миссии Marco Polo, однако она не была утверждена. Первые проработки были сделаны в 2008 г., а реализация проекта применительно к «Хаябусе-2» началась по решению JAXA, DLR и CNES в 2012 г.

Mascot представляет собой миниатюрный посадочный аппарат размерами 0.3×0.3×0.2 м и массой 10 кг, из которых 3 кг приходится на четыре научных прибора. Он способен прыгать и приподниматься, используя кулачковый механизм. Зонд рассчитан на 12–16 часов автономной работы, и за это время сможет как минимум дважды перепрыгнуть на другое место и дважды приподняться.

Mascot усилит научные возможности миссии «Хаябуса-2» на трех направлениях:

❶ Взаимодополняющая работа инструментов на борту посадочного зонда и основного КА. Кроме того, Mascot обеспечит изучение грунта астероида вплоть до микромасштаба, что позволит сравнить его данные с информацией, полученной в процессе изучения доставленных образцов на Земле.

❷ Самостоятельные научные исследования. Mascot может выполнять непосредственные измерения элементного, изотопного и молекулярного (для поиска органических молекул) состава поверхности 1999 JU3. Кроме того, Mascot будет вести съемку поверхности в микромасштабе с помощью камеры-микроскопа. Благодаря возможности перемещаться, посадочный зонд изучит несколько мест на астероиде.

❸ Геологическая разведка: инструменты Mascot'a помогут найти интересные участки для последующего отбора проб основным КА. «Хаябуса-2» питает Mascot энергией для обеспечения комфортного теплового режима и обеспечивает сброс зонда в правильном направлении для посадки на астероид.

Корпус зонда имеет массу 0.45 кг и состоит из углепластиковых панелей, причем средняя панель принимает на себя нагрузку во время касания, при перекатах и прыжках на поверхности. Имея в гравитационном поле астероида вес менее половины грамма, посадочный аппарат сможет, как ожидается, легко совершить несколько перекатов, приняв в результате нужное для научных исследований положение. Малый вес также означает, что для прыжка из одной точки в другую ему достаточно будет приложить совсем небольшую силу.

Система перемещения зонда представляет собой груз-эксцентрик, приводимый во вращение бесщеточным двигателем постоянного тока через редуктор с коэффициентом передачи 1:30. Она установлена вблизи средней панели, между блоком электроники с батареей и научной аппаратурой. Все механические компоненты изготовлены из алюминиевого сплава, а сам груз – из сплава с высокой плотностью. Вращение плеча



▲ Макет зонда Mascot и система отделения его от «Хаябусы-2»

эксцентрика создает момент, способный перевернуть посадочный аппарат или инициировать прыжок длиной до 70 м.

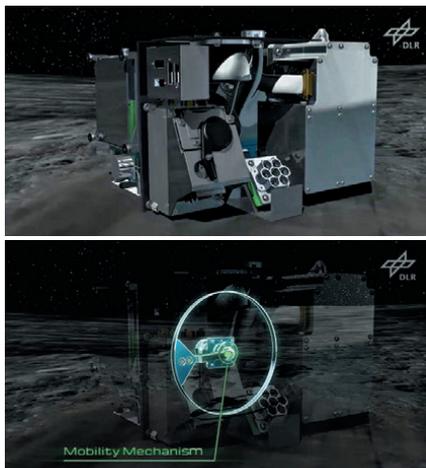
Шариковые подшипники двигателя имеют покрытие из дисульфида вольфрама. Двигатель использует холловские датчики и датчики относительного положения. Информация об угле поворота плеча эксцентрика поступает в электронную систему управления MobCon на ПЛИС-матрице, которая контролирует все функции системы перемещения и исполняет команды главного компьютера посадочного аппарата.

Mascot получает питание от батареи, которой – в зависимости от температуры – должно хватить на 12–16 часов работы. Литиево-тионилбромид-хлоридная батарея LSH20 разработана французской компанией SAFT. Она состоит из трех параллельных цепочек, в каждой из которых располагаются три ячейки накопителя LSH20. Емкость батареи – 39 А·ч, она выдает нерегулируемое напряжение 11 В. Батарея заряжается на Земле перед стартом и сохраняет заряд с минимальными потерями до момента активации при отделении от «Хаябусы».

Тепловой режим зонда обеспечивают многослойная экранно-вакуумная теплоизоляция и специальная схема окрашивания. Дополнительного подогрева на этапе перелета требуют только аккумулятор и спектрометр.

Система связи S-диапазона обеспечивает двусторонний радиосвязь с «Хаябусой-2» на частоте 954 МГц. В ее состав входят два приемопередатчика и две пэтч-антенны на верхней и нижней сторонах посадочного аппарата. Связь с «Хаябусой» возможна на расстоянии до 150 км, максимальная скорость обмена данными – 16 кбит/с. Пред-

▼ Система передвижения Mascot'a



полагается, что за время автономной работы Mascot соберет и передаст около 0.7 Гбит данных.

Mascot использует два дублированных платы обработки информации и ввода/вывода. Процессор LEON3FT отвечает за обработку данных, изменение конфигурации, временную привязку, ввод/вывод данных и настройку оборудования. Для хранения данных используются магниторезистивное, статическое и синхронно-динамическое ОЗУ (MRAM, SRAM и SDRAM). Подсистемы подключены через высокоскоростную шину данных SpaceWire и аналоговые интерфейсы UART, соединенные с бортовым компьютером через карту ввода-вывода на основе ПЛИС.

Система управления Mascot включает в себя блок автономного управления (Autonomy Manager), способный самостоятельно управлять работой посадочного аппарата на поверхности, обеспечивая максимальное количество измерений до момента истощения заряда батареи.

После первой посадки и каждого прыжка посадочный зонд должен принимать правильную ориентацию. Его навигационная система имеет две функции: определить факт посадки и понять, какая грань корпуса оказалась нижней. Термодатчики определяют факт контакта с поверхностью по вариации температуры. Дополнительно на боковых панелях установлены фотодатчики, способные определить наличие солнечного света. По этим данным задействуется система перемещения, разворачивающая Mascot приборной панелью к грунту.

Широкоугольная камера CAM предназначена для изучения характеристик, структуры и текстуры поверхности в масштабах от миллиметра до нескольких метров, а также для получения контекстной информации для других инструментов посадочного аппарата.

Масса камеры составляет 403 г, пиковая потребляемая мощность – 6.4 Вт при мультдиапазонной съемке. Камера способна работать на поверхности и на спуске, чтобы «заполнить зазор» в разрешении между снимками с орбиты и на месте, однако в момент посадки оптика будет закрыта защитной крышкой.

Поле зрения камеры – 55°. На спуске она смотрит вниз, а в посадочном положении ось зрения отклонена на 22°, чтобы в поле зрения попадали предметы на удалении от 15 см до горизонта. Фокусировка Шаймпфлюга обеспечивает наводку на резкость в указанных пределах. Оптическая система имеет относительное отверстие 1:16.

Изображение регистрируется CMOS-матрицей размером 1024×1024, чувствительной к свету в диапазоне 400–1000 нм с максимумом около 600–700 нм. Разрешение камеры ограничено дифракционным пределом и достигает 150 мкм на расстоянии 15 см. Это позволяет производить подробный обзор поверхности и изучение ее микроструктуры.

В течение светового дня камера ведет монохромную съемку, а ночью – цветную и многоканальную съемку за счет искусственной подсветки. На посадочном аппарате установлена решетка из 4×36 светодиодов, излучающих в диапазонах 470 нм (синий), 530 нм (зеленый), 624 нм (красный) и 805 нм (ИК).

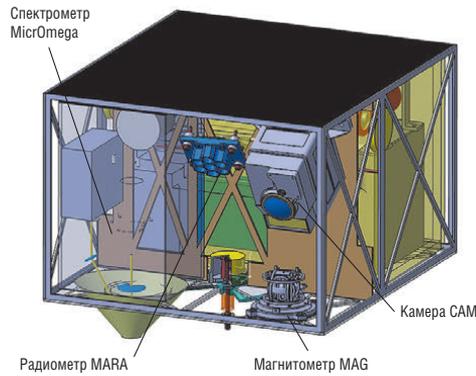
Размер каждого изображения составляет 14.7 Мбит, и возможное их количество ограничено пропускной способностью радиоканала. Разработчики планируют сделать несколько снимков во время спуска и во время каждого из прыжков, а также получить по пять изображений в течение каждого дня и по четыре (красное, зеленое, синее, ИК) за ночь.

Прибор *MicrOmega* представляет собой спектрометр ближнего ИК-диапазона и гиперспектральный инфракрасный микроскоп, разработанный Институтом космической астрофизики в Орсе (Франция). Первая модель *MicrOmega* была разработана для «Фобос-Грунта», а затем адаптирована для европейского марсохода Pasteur проекта ExoMars. Масса всего инструмента, включая электронный блок, близка к 2 кг.

Прибор получает спектр отраженного излучения с участка поверхности размером 5×5 мм. Для разложения в спектр используется акустооптический модулятор AOTF (Acousto-Optic Tunable Filter). В AOTF используется кристалл, пропускающий определенную длину волны света в зависимости от частоты воздействующего на него переменного электрического сигнала. Этот сигнал подается на пьезоэлектрический преобразователь, который создает в кристалле акустические волны. Последние вызывают локальное сжатие и растяжение кристаллической решетки и обусловленные ими вариации коэффициента преломления материала кристалла, на которых и рассеивается поступающий свет.

Достоинством AOTF является то, что при этом одновременно выделяется одна конкретная длины волны широкополосного источника. Таким образом, внутри спектрометра блок AOTF действует как монохроматор, характеризуемый долговременной повторяемостью и исключительной точностью длин волн, быстрой реакцией среды на изменение частоты задающего сигнала и высокой надежностью в связи с отсутствием движущихся частей.

На выходе из AOTF блокируются луч нулевого порядка и один из поляризованных лучей первого порядка, а второй луч – с правильной поляризацией – перенаправляется в регистрирующую часть прибора. Она представляет собой решетку детекторов из 128×128 пикселей размером 20 мкм на материале ртуть-кадмий-теллур. Решетка охлаждается для достижения требуемого низкого уровня темнового тока при помощи отдельного криоохладителя.



▲ Научные приборы Mascot'a

Инструмент работает в диапазоне от 0.9 до 3.65 мкм, разделяя его на 365 спектральных каналов. Он создает трехмерное изображение для каждого пикселя, содержащее полный спектр, необходимый для выделения и описания отдельных зерен.

*MicrOmega* сможет идентифицировать большую часть вероятных компонентов поверхностного слоя астероида веществ, включая силикаты, оксиды, соли, гидратированные минералы, лед и замороженные вещества. Прибор может различать отдельные группы минералов и определять различные классы органических соединений. В случае обнаружения органики она будет изучаться в контексте своей минералогической среды, чтобы лучше понять процессы, которые происходили при формировании и развитии астероида. Особый интерес представляют летучие вещества, которые могли играть важную роль в развитии Солнечной системы.

Радиометр MARA – мультиспектральный инструмент, призванный измерить поток теплового излучения с поверхности астероида и определить его яркостную температуру. Он также позволит измерять тепловую инерцию поверхности и определять энергетический баланс астероида, что крайне важно для геологов: эти данные говорят о свойствах поверхности, об истории формирования и развития астероида. Еще одна задача инструмента – исследование соотношения между разными полосами в избранных диапазонах длин волн для получения дополнительной информации о минералогии места посадки.

Головка датчика MARA состоит из шести тепловых датчиков с полем обзора по 20°. Каждый сенсор PT100 имеет собственный поглотитель и фильтр, так что датчики настроены на разные диапазоны длин волн. Поле зрения MARA охватывает часть поля обзора камеры CAM, что позволяет получать контекстную видовую информацию для зоны радиометрического исследования.

Широкий канал 5–100 мкм используется для измерения яркостной температуры поверхности. Второй канал 8–14 мкм соответствует рабочему диапазону инструмента TIR орбитального аппарата, обеспечивая калибровку последнего измерениями на месте. Остальные четыре канала MARA имеют фильтры на 5.5–7, 8–9.5, 9.5–11.5 и 13.5–15.5 мкм. Эти каналы предназначены для минералогического описания поверхности, поскольку породообразующие минералы, такие как оливин и пироксен, имеют характерные линии поглощения в этих диапазонах.

Прибор MAG представляет собой трехкомпонентный феррозондовый магнитометр, измеряющий магнитное поле во время спуска и прыжков посадочного модуля для получения представления о макромасштабных магнитных свойствах и глобальном магнитном поле астероида.

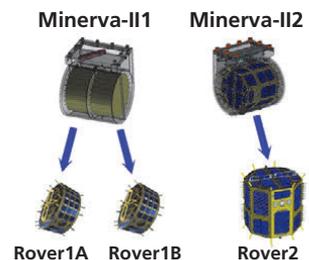
MAG измеряет напряженность поля в динамическом диапазоне ±50000 нТл с разрешением 6 пТл и частотой 10 измерений в секунду. Масса инструмента – 243 г, размер – 5×7×7 см, энергопотребление – 1.2 Вт. Инструмент может определить локальную намагниченность в очень малых масштабах, а также отследить вариации, которые могут произойти в результате внешнего влияния.

Принцип действия прибора основан на нелинейной намагничиваемости для высокопропускаемых легконасыщенных ферромагнитных сплавов. Ферромагнетик окружен двумя катушками. По одной идет переменный электрический ток, доводящий сердечник до насыщения попеременно в двух направлениях. Изменения магнитного поля индуцируют ток во второй катушке. В магнитно-нейтральной среде входные и выходные токи были бы идентичны, но присутствие внешнего поля приведет к более раннему насыщению сердечника при сонаправленности внутреннего и внешнего поля и к более позднему насыщению при противоположной направленности полей. В результате ток второй катушки меняется несинхронно с током первой, и из этой разницы можно «извлечь» местную напряженность электромагнитной среды.

### Minerva-II

Прыгающие аппараты Minerva-II (Micro/Nano Experimental Robot Vehicle for Asteroid) похожи на своего неудачного предшественника. На «Хаябусе-2» установлены два таких изделия, обозначаемые II-1 и II-2, причем первое, в свою очередь, состоит из двух «прыгунов» A и B, которые отделяются друг от друга после сброса с «Хаябусы».

Изделие II-1 имеет массу 2.5 кг, а II-2 – 1.6 кг. Конструкция выполнена в виде восьмиугольной призмы диаметром и высотой по



10 см. Робот управляется центральным компьютером на RISC-архитектуре с 512 кбайт постоянной памяти с загрузочным кодом и полетным ПО, оперативной памятью на 2 Мбайт и флэш-памятью такого же объема для хранения собранных данных.

Грани и основания корпуса покрыты фотоэлементами суммарной мощностью 2 Вт, которая идет на питание процессора и зарядку двухслойных конденсаторов, от которых запитаны системы связи, приводы и научная аппаратура.

Minerva, как и Mascot, может перепрыгивать с одного места на другое с помощью двух двигателей постоянного тока. Первый используется для создания крутящего момента – он вращает внутреннюю массу и создает момент, заставляющий ровер набирать скорость до 9 см/с и перепрыгнуть на несколько метров. Второй мотор вращает платформу, на которой размещено первое устройство, чтобы задать направление прыжка. Связь с «Хаябусой-2» осуществляется на скорости до 9600 бит/с.

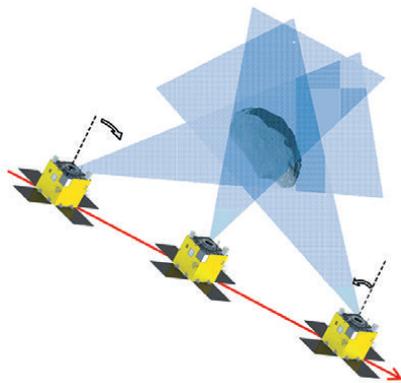
Посадочные модули Minerva II оснащены камерами, фотодиодами и датчиками температуры. Камеры делают снимки миниатюрных размеров (по-видимому, 160×120, как и на их предшественнике), причем из-за низкой скорости передачи данных процессор «обрезает» те части изображения, на которых есть только фон. Измерения температуры поверхности в разных местах и в разное время дня также представляют большой интерес для ученых, чтобы лучше понять энергобаланс астероида и веществ его поверхности.

На борту КА «Хаябуса-2» размещен микрочип, где записаны имена, послания и фотографии землян, пожелавших «отправиться» в космическое путешествие вместе с японской станцией.

## Procyon

Попутный аппарат Procyon (Proximate Object Close flyby with Optical Navigation) массой 67 кг создан институтом ISAS в составе JAXA совместно с Университетом Токио и предназначен для отработки систем навигации при сближении с астероидами. Решение о запуске было принято в сентябре 2013 г., тогда же началось изготовление зонда.

▼ Попутные аппараты установлены на адаптере PH



Основные характеристики аппарата Procyon	
Размеры и масса	Корпус 0.55×0.55×0.63 м + четыре солнечных батареи размахом 1.5 м Полная масса – 67 кг
Подсистема ориентации AOCSS (Attitude and Orbit Control Subsystem)	Измерительные средства: звездный датчик, пять солнечных датчиков, телескоп МТ для оптической навигации и съемки астероида Исполнительные органы: четыре маховика, трехосный волоконно-оптический гироскоп
Двигательная подсистема I-COUPS	Восемь двигателей ориентации на газообразном ксеноне с тягой 19 мН и удельным импульсом 24 сек Ионный двигатель с тягой 250 мкН и удельным импульсом 1000 сек Рабочее тело – 2.5 кг ксенона (общее для всех двигателей)
Система связи X-диапазона	Приемопередатчик XTPR мощностью 15 Вт Антенны – одна HGA, одна MGA, две LGA для приема и две для передачи на Землю

Небольшой межпланетный КА должен выполнить следующие задачи:

1 Демонстрация работы 50-килограммовой платформы, разработанной для аппаратов наблюдения Земли, в дальнем космосе, включая тесты электроснабжения, тепловых режимов, управления и навигации, и в качестве отдельной задачи – тестирование малых электроракетных двигателей.

2 Демонстрация технологий работы в дальнем космосе:

- связь в X-диапазоне с использованием высокоэффективного твердотельного усилителя мощности на нитриде галлия;
- точная дифференциальная однопутевая навигация DDOR в дальнем космосе;
- наведение на астероид с помощью оптических датчиков;
- наблюдение за астероидом в ходе пролета.

3 декабря в 20:51 JSC Токийский университет и JAXA получили сигналы от зонда, свидетельствующие об успешном начале полета. Как и основной аппарат, Procyon должен выполнить гравитационный маневр у Земли в декабре 2015 г. и близкий пролет одного или нескольких астероидов – кандидатами являются 2000 DP107, 2010 LJ14 и 2002 AJ29. Встреча с одним из них намечена на май 2016 г.

Во время пролета на дальности 30 км будет проводиться съемка астероида в высоком разрешении с использованием штатного телескопа МТ системы ориентации с апертурой 50 мм и фокусным расстоянием 150 мм. Вращение телескопа вокруг продольной оси в сочетании с поворотом входного плоского зеркала позволяет отслеживать цель. На КА также установлена камера на линию Лайман-альфа LAICA (Lyman Alpha Imaging Camera) для наблюдения геокороны Земли на отлете, названная в память о Лайке – первом живом существе в космосе.

## Shin'en 2

Shin'en 2 (しんえん 2) – экспериментальная межпланетная станция, созданная студентами (!) Университета Кагосимы для проверки технологии дальней космической связи на расстоянии до 3 млн км для негосударственных лунных КА. Масса аппарата – 17 кг, габариты 490×490×475 мм. Корпус выполнен в форме десятигранника с панелями из углепластика с наклеенными фотоэлементами.

Аппарат имеет линейный транспондер режима J мощностью 0.8 Вт для любительской радиосвязи на большие расстояния, а также маяки типа CW и WSJT. Рабочие частоты КА – 435.270, 437.505 и 437.385 МГц соответственно на передачу, 145.942 МГц на прием. Радиолобительский позывной КА – FO-82.

Дополнительной полезной нагрузкой является дозиметр, созданный Космическим центром имени Джонсона NASA при участии американских университетов для регистрации галактических космических лучей и энергичных частиц от солнечных вспышек.

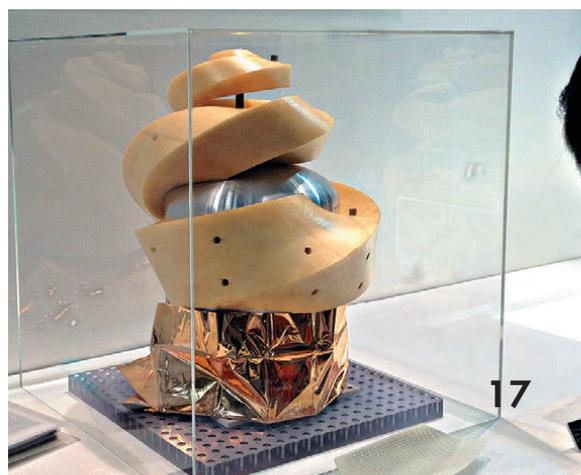
На борту КА также находится специальное кварцевое стекло с изображениями и посланием потомкам.



## Despatch (ArtSat-2)

Аппарат Despatch (Deep Space Amateur Troubadour's Challenge) является художественным проектом, реализованным в Университете искусств Тама. Это вторая миссия в рамках программы «ARTSAT: искусство и спутниковый проект». Корпус Despatch, напоминающий творения абстракционистов, был напечатан с помощью 3D-принтера. Масса изделия – 32 кг, размеры – 50×50×45 см, максимальное энергопотребление – 24.5 Вт. На борту зонда размещен передатчик радиолобительского UHF-диапазона с частотой 437.325 МГц и излучаемой мощностью 7 Вт.

Despatch должен передавать сигналы в течение недели, пока не достигнет расстояния в 3 млн км от Земли. Тип антенны – все-направленная (несимметричный вибратор). Спутник не имеет солнечных батарей и питается от аккумуляторов, и для увеличения продолжительности работы аппарата циклы передачи маяка будут довольно редкими.





# Американо-индийский пуск Ariane 5

## В полете - DirecTV-14 и GSAT-16

Его разработал испанский филиал компании Airbus Defence & Space вместо ранее использовавшегося переходного конуса 3936. Адаптер также имеет коническую форму: посадочный диаметр верхнего фитинга – 1780 мм, нижнего – 3936 мм. LVA 3936 служит для крепления нижнего КА и передачи от него усилий на вторую ступень PH. Он состоит из конуса, изготовленного из углеродного волокна, верхнего и нижнего металлических фланцев и гибкой мембраны. Масса LVA 3936 меньше, чем у прежнего установочного конуса 3936 примерно на 80 кг.

Снаружи головная часть была закрыта головным обтекателем производства RUAG.

Общая масса полезного груза в миссии VA221 (включая адаптеры и переходники) составила 10 194 кг при суммарной массе двух КА в 9 481 кг.

В марте 2014 г. в миссии V221, уже намечавшейся тогда на 4-й квартал 2014 г., на орбиту планировалось вывести телекоммуникационный КА Thor 7, принадлежащий норвежскому оператору Telenor Satellite Broadcasting, и военный спутник связи Sicral-2/Syracuse-3C для министерств обороны Италии и Франции. Следующий пуск Ariane 5ECA (миссия V222) на рубеже 2014–2015 гг. отводился запуску DirecTV-14 и GSAT-16. Однако по просьбе индийской стороны (об этом речь пойдет ниже) и с учетом готовности американского КА полезные грузы для двух пусков поменяли местами.

В августе старт V221 был намечен на середину декабря. 20 сентября появилась определенная дата – 6 декабря, однако уже через десять дней была названа новая – 4 декабря.

В этот день стартовое окно открывалось в 20:38 UTC и продолжалось до 21:48. Однако за 8 часов до пуска, еще до начала заправки PH, компания Arianespace объявила об отмене старта по погодным условиям. В Куру днем было около +30°C, временами шел легкий дождь, а ночью температура понизилась до +23° и началась гроза. Основным же фактором, повлиявшим на отмену пуска, стали высотные ветры. На следующий день погода улучшилась, дожди прекратились, однако на высоте ветер сохранялся, так что заправку PH не начинали и 5 декабря.

Лишь 6 декабря ветры и у поверхности, и на высоте пришли в норму. Стартовое окно в этот день длилось с 20:40 до 21:49 UTC. Пуск состоялся в момент открытия окна. Выведение проводилось по стандартной баллистической схеме с одним включением верхней ступени ESC-A. Отделение КА DirecTV-14 состоялось через 27 мин 47 сек после контакта подъема PH, переходника Sylva 5C – через 29 мин 12 сек, GSAT-16 – через 32 мин 13 сек.

Следующий пуск PH Ariane 5ECA намечен теперь на март 2015 г. В ходе миссии VA222 на орбиту будут доставлены КА Thor 7 и Sicral-2/Syracuse-3C, ранее планировавшиеся на миссию V221.

### Обновление группировки в период продажи

DirecTV Inc. (штаб-квартира в г. Эль-Сегундо) – крупнейшая в США компания, предоставляющая услуги непосредственного теле вещания и передачи данных. Ее активная экспансия на американский рынок связи началась в 1993–1995 гг. с вывода на орбиту трех КА серии DBS (от Digital Broadcast Satellite). К 1999 г. компания уже имела в США 7.4 млн подписчиков. В том же 1999 г. DirecTV приобрела спутниковую фирму PrimeStar с двумя КА (Темпо-2 был уже на орбите, а Темпо-1 лишь готовился к запуску), а также одну из первых американских компаний непосредственного спутникового теле вещания U.S. Satellite Broadcasting. С этого момента DirecTV стала основным поставщиком непосредственного теле вещания в Штатах.

На момент запуска DirecTV-14 орбитальная группировка компании состояла из 11 КА в пяти орбитальных позициях (99, 101, 103, 110 и 119° з.д.), которые транслируют более 400 цифровых телеканалов. Компания имеет ряд дочерних предприятий – DirecTV U.S., DirecTV Latin America, DirecTV Sports Networks, Game Show Network LLC.

DirecTV U.S. имеет более 20 млн пользователей в США, а DirecTV Latin America – более 10 млн в Латинской Америке.

До недавнего времени основным акционером компании являлась группа News Corporation. Однако 18 мая 2014 г. одна из крупнейших американских телекоммуникационных компаний AT&T Inc. объявила о намерении приобрести DirecTV за 48.5 млрд \$. 25 сентября сделку одобрили акционеры DirecTV, однако процедура покупки займет не менее года, поскольку потребует согласования с Федеральной комиссией по связи США, Министерством юстиции США и правительствами ряда латиноамериканских стран, владеющих пакетами акций DirecTV.

Причиной сделки, вероятно, стало ужесточение конкуренции с основным соперником на телекоммуникационном рынке США – американской компанией Dish Network (предоставляет услуги более чем 14 млн абонентам). Бизнес DirecTV испытывает сложности: если 2012 г. компания завершила с чистой прибылью в 2.95 млрд \$, то 2013 г. принес чистый убыток в 2.86 млрд \$.

Финансовые проблемы, видимо, мешали компании расширять свою деятельность. Последнее пополнение ее орбитальной группировки произошло в 2007–2009 гг., когда на орбиту вышли три однотипных КА – DirecTV-10, DirecTV-11 и DirecTV-12, построенные компанией Boeing Satellite Systems на базе платформы BSS-702-2000. Следующий спутник – DirecTV-14 компания заказала у Space Systems/Loral в июне 2010 г., но если обычно от заключения соглашения до старта геостационарного телекоммуникационного КА проходит около

Ю. Журавин.  
«Новости космонавтики»

6 декабря в 17:40 по времени Французской Гвианы (20:40 UTC) со стартового комплекса ELA3 Гвианского космического центра состоялся пуск PH Ariane 5ECA (миссия VA221). На геопереходную орбиту выведены два телекоммуникационных КА: DirecTV-14 для американской компании DirecTV Inc. и GSAT-16 для Индийской организации космических исследований ISRO.

По сообщению компании Arianespace, криогенная вторая ступень ESC-A с полезной нагрузкой вышла на орбиту с параметрами (в скобках даны расчетные значения и максимальные отклонения):

- наклонение – 5.99° (6.00°±0.06°);
- высота в перигее – 249.5 км (249.5 ± 4 км);
- высота в апогее – 35930 км (35925 ± 240 км).

Параметры орбит спутников и других объектов от этого пуска, их международные регистрационные обозначения и номера в каталоге Стратегического командования (СК) США приведены в таблице.

Номер	Обозначение	Название	Параметры орбиты			
			i	Нр, км	На, км	P, мин
40332	2014-078A	GSAT-16	6.00°	249	35776	629.2
40333	2014-078B	DirecTV-14	6.00°	252	35794	629.6
40334	2014-078C	Ariane 5 R/B	6.10°	245	35688	627.4
40335	2014-078D	Sylva 5C	6.03°	249	35750	628.7

Ракета Ariane 5ECA (бортовой номер L575) изготовлена компанией Airbus Defence and Space.

Верхним при запуске был КА DirecTV-14, который через адаптер PAS 1194C крепился на переходнике Sylva 5 тип С высотой 5.8 м (оба – производство компании Airbus Defence & Space). Внутри переходника размещался GSAT-16 с адаптером PAS 1194VS (производство RUAG Aerospace AB).

Интерфейсом между ступенью и нижним КА был адаптер LVA (Launch Vehicle Adapter) 3936, впервые используемый на PH Ariane 5.



двух лет, то в случае DirecTV-14 этот интервал составил 4,5 года.

Спутник был собран на основе платформы SS/L-1300S, имеющей увеличенную мощность системы электропитания по сравнению со стандартной 1300-й платформой. Стартовая масса КА составила 6299,4 кг, габариты в стартовой конфигурации 8,45×2,20×2,40 м.

Система электропитания включает две шестисекционные «крестовые» панели солнечных батарей с размахом 32,5 м, оснащенные усовершенствованными фотоэлектрическими преобразователями на арсениде галлия с тройным переходом. В конце 15-летнего расчетного срока службы КА его система электропитания будет обеспечивать мощность около 20 кВт. Двигательная установка включает апогейный двухкомпонентный двигатель R-4D-11 тягой 455 Н. Аппарат также несет два комплекта по шесть двухкомпонентных ЖРД тягой по 20 Н для управления ориентацией. Два модуля стационарных плазменных двигателей SPT-100 тягой 0,1 Н предназначены для коррекции и поддержания орбитального положения КА.

Полезная нагрузка DirecTV-14 предназначена для трансляции цифрового телевидения высокой (HD) и сверхвысокой (4K) четкости, цифрового телевидения стандартного разрешения, а также предоставления услуг «диалогового» телевидения («ТВ по выбору»). Модуль полезной нагрузки включает 16 транспондеров Ка-диапазона (20–40 ГГц) для формирования лучей местных телеканалов. Еще 18 транспондеров работают в так называемом «обратном» диапазоне (reverse-band) с рабочими частотами 17–24 ГГц, используемыми, как правило, для передачи сигналов с Земли на орбиту в «обычном» Ка-диапазоне.

DirecTV-14 был успешно доведен на геостационар и 18 декабря стабилизирован во временной позиции 76° з.д., из которой 13 января начал смещаться на запад. Аппарат должен занять точку 99,8° з.д., где уже работает DirecTV-11. Из нее новый КА будет предоставлять услуги на континентальной части территории США, а также на Аляске, Гавайских островах и в Пуэрто-Рико.

В 2015 г. орбитальная группировка DirecTV должна пополниться новым мощным КА – DirecTV-15. Контракт на его изготовление был подписан в ноябре 2011 г. с компанией EADS Astrium (сегодня – Airbus Defence and Space), и производство опять-таки растя-

нулось на четыре года. Аппарат соберут на основе платформы Eurostar 3000, оснатив транспондерами Ku- и Ka-диапазонов для расширения услуг телевидения на территории США.

### Досрочное пополнение индийского орбитального флота

GSAT-16 стал очередным телекоммуникационным КА Индии, эксплуатация которого будет вестись в рамках Индийской национальной спутниковой системы INSAT (Indian National Satellite). Это одна из крупнейших национальных систем спутниковой связи в Азиатско-Тихоокеанском регионе. Ее развертывание началось в 1983 г. В настоящее время она состоит из десяти КА, оснащенных транспондерами диапазонов S, C, «расширенного» C и Ku.

В последние два года Индийская организация космических исследований ISRO (Indian Space Research Organisation) пытается увеличить свои телекоммуникационные ресурсы на геостационарной орбите, чтобы удовлетворить растущий спрос на услуги космической связи со стороны коммерческих и государственных пользователей. На момент запуска GSAT-16 индийское агентство располагало около 190 транспондерами на собственных КА и арендовало примерно 90 транспондеров на зарубежных спутниках для удовлетворения дефицита.

В июле 2013 г. правительство Индии одобрило выделение 8,655 млрд рупий (около 140 млн \$) на изготовление, запуск и страхование GSAT-16 для замены в точке 55° в.д. аппарата Insat-3E. Изначально предполагалось использовать для запуска индийскую PH GSLV Mk.III, однако из-за задержки с ее разработкой и испытаниями ISRO обратилась к своему основному зарубежному поставщику пусковых услуг – Arianespace.

Запуск GSAT-16 первоначально планировался на апрель 2015 г. Однако в марте 2014 г. КА Insat-3E был выведен из эксплуатации после 10,5 лет работы, и уже 3 апреля глава ISRO Коппилли Радхакришнан (Koppilli Radhakrishnan) объявил, что GSAT-16 будет отправлен на орбиту на 5,5 месяцев раньше. ISRO обратилось к Arianespace с просьбой предоставить слот для досрочного запуска в декабре 2014 г., и европейская компания пошла навстречу этому пожеланию.

Заказчиком GSAT-16 является ISRO, изготовил КА Спутниковый центр ISAC (ISRO Satellite Centre, г. Бангалор, штат Карнатака). GSAT-16 собран на базе платформы I-3K (I-3000). Стартовая масса КА составила 3181,6 кг, сухая масса – 1457,7 кг, габариты в стартовой конфигурации 3,10×2,00×1,77 м. На нем установлены две трехсекционные СБ с размахом 15,4 м. В состав системы электропитания входят также два литий-ионных аккумулятора суммарной емкостью 180 А·ч. Мощность бортовой системы электропитания – 6474 Вт после запуска в период равноденствия и не менее 5600 Вт в конце расчетного срока эксплуатации.

GSAT-16 имеет трехосную систему ориентации. В ее состав входят датчики Солнца и Земли, инерциальный измерительный блок, маховики и магнитные исполнительные устройства для поддержания текущей ориентации, двухкомпонентные ЖРД малой тяги (восемь тягой по 22 Н и восемь тягой по 10 Н). Для перевода на расчетную орбиту служит двухкомпонентный апогейный ЖРД LAM (Liquid Apogee Motor) тягой 440 Н (запас топлива объединенной ДУ – 1700 кг окиси азота MON-3 и монометилгидразина). Гарантийный срок эксплуатации – 12 лет.

Полезная нагрузка КА включает 48 транспондеров – рекордное количество для КА, разработанных ISRO:

- ◆ 12 транспондеров Ku-диапазона (канал «Земля–борт» 14,5–13,75 ГГц, канал «борт–Земля» 10,7–11,7 ГГц) с шириной полосы пропускания 36 МГц;

- ◆ 24 транспондера стандартного (в индийской трактовке – «нормального», normal C-band) C-диапазона с рабочими частотами канала «Земля–борт» 5,93–6,41 ГГц, «борт–Земля» 3,705–4,185 ГГц и шириной полосы пропускания 36 МГц;

- ◆ 12 транспондеров «расширенного» C-диапазона (также встречается название «индийский C-диапазон» и «верхний C-диапазон»), работающего на частотах 6755–6995 МГц канала «Земля–борт» и 4530–4770 МГц канала «борт–Земля», с шириной полосы пропускания 36 МГц.

На GSAT-16 установлены три телекоммуникационные антенны:

- ✦ развертываемая решетчатая эллиптическая антенна Ku-диапазона с габаритами 2,2×2,4 м в раскрытом состоянии;

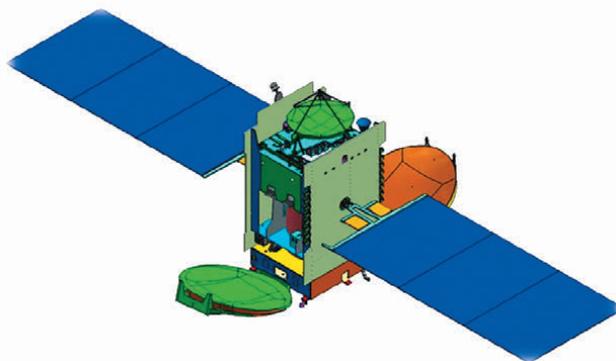
- ✦ развертываемая решетчатая эллиптическая антенна C-диапазона с габаритами 2,2×2,4 м в раскрытом состоянии;

- ✦ одна фиксированная параболическая антенна C-диапазона диаметром 1,4 м на надирной панели корпуса.

На спутнике также установлен маяк Ku-диапазона для помощи в наводке на него наземных антенн.

19 декабря GSAT-16 прибыл в орбитальную позицию 55° в.д., где он будет работать совместно с GSAT-8, IRNSS 1A и IRNSS 1B. Основная задача нового КА – предоставление услуг абонентского телевидения, услуг связи и передачи данных на всей материковой территории Индии, а также на Андаманских и Никобарских островах.

По информации Arianespace, Airbus Defence and Space, DirecTV, Space Systems/Loral, ISRO, ISAC





## СВЕРС-4: взамен утраченного

**7** декабря в 11:26:04.613 по пекинскому времени (01:26:05 по времени Сан-Паулу, 03:26:05 UTC) со стартового комплекса №9 Центра космических запусков Тайюань был выполнен пуск РН «Чанчжэн-4В» (CZ-4В №Y32) из семейства «Великий поход» с китайско-бразильским спутником дистанционного зондирования Земли СВЕРС-4.

Аппарат выведен на расчетную солнечносинхронную орбиту с параметрами:

- наклонение – 98,55°;
- минимальная высота – 745,3 км;
- максимальная высота – 766,3 км;
- период обращения – 99,73 мин.

В китайском графике данный пуск имел обозначение «операция 05-44». В каталоге Стратегического командования (СК) США спутник получил номер **40336** и международное обозначение **2014-079A**.

### Пятый совместный

Официальное наименование СВЕРС-4 расшифровывается как China-Brazil Earth Resource Satellite – Китайско-бразильский спутник дистанционного зондирования Земли. В Китае он имеет параллельное обозначение «Цзыюань-1» №04 (资源一号04星).

Сотрудничество между двумя странами в области космоса началось еще в 1982 г., а межправительственное соглашение от 6 июля 1988 г. стало основой для создания совместных спутников. Его ключевыми участниками стали Китайская исследовательская академия космической техники CAST в Пекине и Национальный институт космической техники Бразилии в Сан-Жозе-дус-Кампус.

Система СВЕРС включает четыре сегмента: космический (спутники), сегмент управления, прикладной сегмент и средства выведения.

Первый КА СВЕРС-1 был выведен на орбиту 14 октября 1999 г. (HK №12, 1999) и эксплуатировался до июля 2003 г. Однотипный СВЕРС-2 (HK №12, 2003) стартовал 21 октября 2003 г. и проработал до января 2009 г. Эти аппараты несли комплект из трех приборов: панхроматической/мультиспектральной камеры HRCC\*, инфракрасного сканера IRMS и широкоугольного сканера WFI.

Еще в период эксплуатации первого КА, в ноябре 2002 г., Китай и Бразилия решили расширить программу и изготовить два спутника второго поколения – СВЕРС-3 и -4 – с улучшенным набором целевой аппаратуры. В октябре 2003 г. их запуски планировались на 2008 и 2010 гг. Общая стоимость этого этапа программы оценивалась в 300 млн \$, причем Бразилия увеличила свой финансовый вклад с 30 до 50% и обязалась изготовить СВЕРС-3 и -4 силами INPE на основе совместного проекта с использованием отдельных подсистем китайского производства. Распределение работ между сторонами приведено в таблице на с.21.

Предполагалось также, что южноамериканский партнер обеспечит запуск одного из двух спутников, однако программа создания бразильского носителя столкнулась с большими трудностями, и в итоге выведение на орбиту СВЕРС-4 пришлось взять на себя китайской стороне\*\*.

В ноябре 2004 г. было решено «продублировать» успешно работающий СВЕРС-2 и изготовить дополнительный спутник СВЕРС-2В с частично обновленным приборным составом: вместо ИК-сканера появилась китайская камера высокого разрешения, известная как HRPC, или HRC, было установлено новое циф-

ровое бортовое запоминающее устройство. Аппарат был собран в Лаборатории сборки и испытаний LIT (Laboratório de Integração e Testes) бразильского института INPE и выведен на орбиту 19 сентября 2007 г. (HK №11, 2007). Из-за ряда отказов бортовых систем его эксплуатацию пришлось прекратить с 11 мая 2010 г., и совместная китайско-бразильская космическая система осталась без источника данных.

Тем временем работа над аппаратами второго поколения шла очень медленно. К концу 2008 г. отставание от графика уже составляло два года, и запуск СВЕРС-3 планировался на 2010 г., а СВЕРС-4 – на 2013 г. В 2009 г. Бразилия испытывала серьезные проблемы с бюджетом и не могла выделить на проект необходимую сумму. Поэтому старт СВЕРС-3 пришлось отложить до июня 2011 г.\*\*\*

Критическая защита проекта состоялась в феврале 2010 г. Уже после этого выяснилось, что Европа и США начали вставлять палки в колеса с электронной компонентной базой, из-за чего создание бортового компьютера задержалось на 20 месяцев, а телеметрической аппаратуры – на 24 месяца. Проблемы решались, но сроки постоянно ползли вправо: в июле 2010 г. запуск СВЕРС-3 планировался на октябрь 2011 г., в марте 2011 г. – уже на апрель 2012 г., а в августе 2011 г. сдвинулся на ноябрь 2012 г. Из-за неработоспособности преобразователей питания, закупленных в США, старт был вновь перенесен – на февраль и затем на май 2013 г., но новые тесты принесли новые неисправности, и в итоге это обернулось отсрочкой на целый год.

\* Известна также под наименованием CCD.

\*\* Контракт на запуск был подписан 7 декабря 2013 г.

\*\*\* Официальное решение об этом было принято в феврале 2010 г.

Распределение работ между участниками проекта	
Бразилия	Китай
<b>Служебный модуль</b>	
Конструкция Система электропитания, включая солнечную батарею Служебная телеметрическая система S-диапазона	Бортовой компьютер Система ориентации и орбитального управления Система обработки данных Бортовая кабельная сеть Система терморегулирования
<b>Полезная нагрузка</b>	
Камера MUX Широкоугольный сканер WFI-2 Система сбора данных DCS Записывающее устройство DDR Система передачи данных MWI	Камера PAN Сканер IRS Аппаратура контроля кос- мической обстановки SEM Система передачи данных PIT

А потом был черный день 9 декабря 2013 г., когда CBERS-3 погиб из-за отказа двигательной установки третьей ступени PH CZ-4B (НК №2, 2014).

Позднее, 19 декабря, Бразилия внесла предложение активизировать работу и подготовить однотипный КА CBERS-4 к запуску в первой половине декабря 2014 г. вместо декабря 2015 г. по утвержденному ранее решению. Ключом к такому ускорению стал перенос работ по сборке и испытаниям КА из Бразилии в Китай, тем более что большая часть бортовых систем и приборов в этот момент находилась именно там. Китайцы это предложение приняли – и экспедиция бразильских специалистов отправилась в Пекин, чтобы участвовать в монтаже и испытаниях системы электропитания.

На совещании сторон в INPE 13 июня была утверждена точная дата старта – 7 декабря. Этот амбициозный план удалось выполнить. Сборка спутника началась в январе, а уже в июне закончились его электрические проверки и к 23 июня были выполнены вибрационные испытания. В конце августа пришло время термовакуумных тестов, а в сентябре прошли комплексные испытания, имитирующие 100 часов работы спутника на орбите.

### Старт и начало работы

18 сентября в Пекине состоялось заключительное рассмотрение проекта. 10 октября на совместном заседании стороны констатировали завершение этапа сборки и заводских испытаний, и 17 октября новый спутник был доставлен на космодром Тайюань. Ракету-носитель привезли из Шанхая 11 ноября.

18 ноября на космодроме состоялся смотр готовности спутника, после чего он был передан на заправку. 26 ноября готовый к старту КА смонтировали на адаптере и укрыли створками головного обтекателя, а 28 ноября головную часть смонтировали на третьей ступени носителя, уже собранного на стартовом комплексе.

Пуск состоялся в назначенный день и час, и через 783 секунды\* в зоне радиовидимости китайских наземных пунктов Санья и Сиша спутник отделился и вышел на расчетную орбиту. Солнечная батарея КА была развернута на 20-й минуте полета. Первые сигналы с КА были получены около 04:00 UTC на привлеченной антарктической станции Тролл, а бразильская станция в Алкантаре приняла их примерно в 13:00 при первом прохождении спутника над территорией Бразилии. Состояние систем КА было штатное.

\* На 14 сек позже расчетного времени.



Контроль за подготовкой и проведением пуска на космодроме и в Пекинском центре управления осуществляли: член Центрального военного совета, начальник Главного управления вооружений и военной техники (ГУВВТ) НОАК Чжан Юся, политический комиссар Ван Хунъюя и заместитель начальника ГУВВТ Ню Хунгуан; заместитель министра промышленности и информатизации (МПИ), начальник Государственного управления по оборонной науке, технике и промышленности (ГУОНТП) Сюй Дачжэ, главный инженер МПИ Чжу Хунжэнь, глава комиссии ГУОНТП по проверке дисциплины Ван Шуанлинь, заместитель начальника ГУОНТП У Яньхуа, члены парткома Сюй Чжаньбинь и Ван Чэнвэнь, председатель Совета директоров Китайской корпорации космической науки и техники CASC Лэй Фаньпэй, ее президент У Яньшэн и вице-президент Ян Баохуа. На запуске также присутствовали вице-губернатор провинции Шаньси Ван Исинь и помощник министра иностранных дел КНР Чжан Куньшэн. Бразилию представляли министр науки, технологии и инноваций Клелиу Камполина Диниш и его предшественник на этом посту Марку Антониу Раупп, посол Бразилии в Китае Вальдемар Карнейру Ленью, директор Бразильского космического агентства Жозе Раймунду Козльо и директор INPE Леонель Перонди.

По случаю успешного запуска Председатель КНР Си Цзиньпин и Президент Бразилии Дилма Русефф обменялись поздравительными посланиями.

8 декабря аппарат провел первые пробные съемки: были последовательно включены китайские приборы PAN и IRS и бразильская камера MUX. В 02:44 UTC на 15-м витке камерой PAN был снят город Шэньян в Северо-Восточном Китае с приемом и обработкой информации на специализированной наземной станции Миюнь Института дистанционного зондирования и цифровой Земли в 100 км от Пекина. В 02:48 был осуществлен прием информации на станции Санья (о-в Хайнань), а в 04:25 – на станции Каши (Кашгар). Последняя приняла результаты инфракрасной съемки горного массива Тангла в Тибете спектрометром IRS. Камера MUX была испытана в 11:58 UTC в полете над областью Бузиус вблизи Рио-де-Жанейро, а 12 декабря над Амазонией опробовали и обзорный сканер WFI-2.

В течение 8–12 декабря CBERS-4 был переведен на рабочую орбиту высотой 775.6×801.8 км, что соответствует условной высоте 773.7 км при расчете «в лоб» по орбитальным элементам СК США. Орбита – солнечно-синхронная с прохождением нисходящего узла в 10:30 местного времени. Наземная трасса повторяется после 373 витков за 26 суток, межвитковое расстояние на экваторе составляет 107.4 км.

В марте 2015 г. должна начаться штатная эксплуатация CBERS-4 с передачей видовой информации пользователям. Расчетный срок службы КА – три года.





Целевая аппаратура спутников CBERS-3 и -4					
	Номер канала	Диапазон мкм	Разрешение, м	Ширина полосы, км	Отклонение от вертикали
Панхроматическая/мультиспектральная камера PAN	B01	0.51–0.85	5	60	±32°
	B02	0.52–0.59	10		
	B03	0.63–0.69			
	B04	0.77–0.89			
Мультиспектральная камера MUX	B05	0.45–0.52	20	120	Нет
	B06	0.52–0.59			
	B07	0.63–0.69			
	B08	0.77–0.89			
Инфракрасный сканер IRS	B09	0.50–0.90	40	120	Нет
	B10	1.55–1.75			
	B11	2.08–2.35			
	B12	10.4–12.5			
Широкоугольный сканер WFI-2	B13	0.45–0.52	64	866	Нет
	B14	0.52–0.59			
	B15	0.63–0.69			
	B16	0.77–0.89			

### CBERS второго поколения

Как и его предшественники, CBERS-4 предназначен для изучения природных ресурсов Земли и экологического мониторинга, включая планирование и контроль использования земельных и лесных угодий, оперативный контроль в сельском хозяйстве, защиту окружающей среды и т.п.

Сухая масса спутника около 1980 кг, после заправки – примерно 2080 кг, размеры в стартовом положении – высота 3.25 м при ширине 3.35 м. Корпус КА выполнен в виде параллелепипеда размерами 1.8×2.0×2.5 м. По высоте он членится на два модуля – служебный (в полете – верхний) и полезной нагрузки. Одна трехсекционная солнечная батарея массой 55 кг, длиной 6.3 м и шириной 2.6 м вырабатывает до 3000 Вт для системы электропитания, включающей также две никель-кадмиевые аккумуляторные батареи по 50 А·ч. Система ориентации и стабилизации трехосная. Аппарат оснащался гидразиновой двигательной установкой с двумя ЖРД по 20 Н и 16 микродвигателями по 1 Н.

В состав полезной нагрузки CBERS-4 входят:

- ◆ панхроматическая и мультиспектральная камера PAN;
- ◆ регулярная мультиспектральная ПЗС-камера MUX\*;
- ◆ сканер инфракрасного и теплового излучения IRS;
- ◆ широкоугольный сканер WFI-2;
- ◆ ретранслятор данных наземных станций DCS;

\* В ряде источников китайская камера PAN именуется PANMUX, а бразильская MUX – CCD или MUXCAM, что создает определенную путаницу.

◆ система мониторинга космической среды SEM.

Пользовательские характеристики целевой аппаратуры CBERS-4 приведены в таблице.

Китайская камера PAN массой 264.5 кг, по-видимому, аналогична камере HRCC (она же CCD) на спутнике «Цзюань-1» №02С (HK №2, 2012). Этот инструмент разработан в Пекинском институте космического машиностроения и электроники («508-й институт») и

оснащен оптикой с фокусным расстоянием 1010 мм и относительным фокусом 1:3.5. Дополнительное плоское зеркало позволяет сместить полосу съемки вбок относительно подспутниковой трассы на ±32°.

Разрешение прибора в трех узких спектральных диапазонах вдвое лучше, чем у его предшественника на спутниках CBERS-1, -2 и -2В, благодаря использованию новой оптической системы. В панхроматическом диапазоне оно увеличено еще в два раза за счет применения приемных матриц с элементами меньшего размера – 6.5 мкм вместо 13 мкм. Для съемки полосы шириной 120 км используется набор матриц с 12 000 элементами в панхроматическом диапазоне и по 6000 элементов в мультиспектральных.

Инфракрасный сканер IRS с механическим сканированием также создан в 508-м институте и является модернизированным вариантом аппаратуры IRMSS спутников первого поколения. Он использует оптику с фокусным расстоянием 1400 мм для инфракрасных каналов и 700 мм для теплового диапазона B12. Пространственное разрешение ИК-сканера удалось улучшить вдвое за счет замены оптики на более сильную с одновременным уменьшением размера элемента регистрирующего устройства.

Разработка бразильской мультиспектральной камеры MUX (полное наименование – Câmera Multiespectral Regular) велась компанией Opto Eletrônica S/A в г. Сан-Карлос с января 2005 г. и обошлась в 75 млн реалов (приблизительно 30 млн \$), включая изготовление трех летных экземпляров. Прибор массой около 120 кг и габаритными размерами

1.10×0.80×0.55 м, использует 11-элементный линзовый телеобъектив с фокусным расстоянием 505.8 мм и относительным фокусом 1:4.5 и имеет разрешение 20 м в полосе шириной 120 км. Приемная часть включает четыре ПЗС-линейки по 6000 элементов размером 13 мкм. Снимки в отдельных диапазонах и в сочетании позволяют выявлять поселения (ИК-диапазон), загрязнения источников воды (синий), нарушение растительности (ИК в сочетании с зеленым), использование почв (красный и синий).

Второй бразильский прибор WFI-2 является совместной разработкой компаний Opto Eletrônica S.A. и Equatorial Sistemas S.A. В рамках проекта стоимостью 45 млн реалов (18 млн \$) первая из них отвечала за оптомеханические блоки, а вторая – за конструкцию и блок обработки информации. В состав инструмента входят две линзовые оптические системы с фокусным расстоянием 150 мм, размещенные под углом друг к другу. Каждая имеет приемный блок в фокальной плоскости, из снимков которых формируется полное изображение. Масса прибора – 47 кг.

WFI-2 ведет съемку в полосе шириной 866 км с разрешением 64 м в четырех узких спектральных диапазонах при 10-битном радиометрическом кодировании. Его предшественник WFI – первенец бразильской космической оптики, входивший в комплект съемочной аппаратуры спутников CBERS-1 и -2, имел разрешение 158 м при двух спектральных диапазонах и 8-битной картинке.

Покрытие всей поверхности Земли обеспечивается за 5 суток с использованием WFI-2 и за 26 суток для приборов среднего разрешения MUX и IRS. Для китайской камеры PAN с шириной полосы 60 км можно организовать как сплошную съемку с циклом 52 дня, так и выборочную, включая возможность повторной съемки одного и того же района через трое суток.

Суммарная производительность целевой аппаратуры КА составляет около

▼ Первый снимок камеры MUX: город Арраял-ду-Кабу, штат Рио-де-Жанейро, Бразилия



370 Мбит/с. Бразильские и китайские приборы используют для сброса целевой информации два разных передатчика – MWT и PIT соответственно. Сброс данных производится в X-диапазоне на частотах 8290 и 8365 МГц (канал MWT, 121 Мбит/с), 8034, 8108 и 8208 МГц (канал PIT\*, 184 Мбит/с).

Для хранения результатов съемки на борту между сеансами связи КА оснащен пятиканальным накопителем DDR емкостью 274 Гбит.

Второй спутник второго поколения обошелся в 125 млн \$; считается, что вклад Бразилии в его создание составил 55%, а Китая – 45%.

#### 4А, 5, 6...

Дальнейшие планы Китая и Бразилии включили создание еще по крайней мере трех совместных аппаратов: двух спутников ДЗЗ оптического диапазона третьего поколения (CBERS-5 и CBERS-6) и одного радиолокационного (CBSAR).

В ноябре 2013 г. космические агентства Китая и Бразилии подписали соглашение о сотрудничестве в области космонавтики на 2013–2022 гг. В рамках его и с учетом гибели аппарата CBERS-3 в течение всего 2014 г. продолжалось обсуждение перспективных планов, включая продолжение программы CBERS. Была создана совместная рабочая группа для оценки альтернативных вариантов по новому семейству спутников наблюдения Земли.

В марте 2014 г. в Пекине и затем в июне и сентябре в штаб-квартире Бразильского космического агентства стороны вели переговоры о создании еще одного аппарата второго поколения под названием CBERS-4А для запуска в 2017 г. Соответствующий протокол о намерениях был подписан в Пекине 9 декабря 2014 г.

Спутник будет изготовлен бразильской стороной с использованием запасных ком-

\* Данные панхроматического канала камеры PAN сжимаются с коэффициентом 2:1.

#### Юбилейный пуск

Запуск пятого бразильско-китайского спутника стал 200-м для китайских носителей семейства «Великий поход» (长征, Changzheng, CZ). В русскоязычном сообщении Синьхуа он был назван 200-м успешным пуском РН серии «Чанчжэн», но это ошибка. В действительности из 200 стартов успешными стали 189, а 11 – аварийными (пять из них с падением на Землю и шесть с выводом полезного груза на нерасчетную орбиту или в неработоспособном состоянии; АОП – аварийный орбитальный пуск).

Первый пуск трехступенчатой ракеты-носителя с первым китайским спутником состоялся 24 апреля 1970 г. Лишь в двух первых

стартах использовалась ракета CZ-1 на базе БРСД «Дунфэн-4». Все остальные ракеты семейства «Чанчжэн» были созданы на базе межконтинентальной ракеты «Дунфэн-5». Кроме них, в истории китайской космической программы насчитывается восемь пусков РН «Фэнбао-1» (FB-1), близкой по конструкции к CZ-2 и выделяемой лишь по политическим соображениям, два или три аварийных старта твердотопливной ракеты «Кайточжэ-1» (КТ-1) и два или три – носителя «Куайчжоу» (KZ), из которых два прошли успешно.

Первые 100 пусков «Чанчжэн» выполнялись на протяжении 37 лет (1970–2007 гг.), но на вторую сотню потребовалось лишь семь с половиной лет (июль 2007 г. – декабрь 2014 г.). Как заявил 7 декабря председатель правления CASC Лэй Фаньпэй, такой темп запусков сохранится и в дальнейшем, и в ближайшие семь лет состоится еще по крайней мере 100 пусков «Чанчжэн».

Добавим, что первый пуск новой легкой ракеты CZ-6 с космодрома Тайюань ожидается в мае 2015 г. Средний и тяжелый носители CZ-7 и CZ-5 начнут летать с Вэньчана в 2016 г.

Тип РН	Статистика пусков			
	Всего	Успешных	АОП	Аварийных
CZ-1	2	2	–	–
CZ-2	4	3	–	1
CZ-2C	41	40	–	1
CZ-2D	22	22	–	–
CZ-2E	7	4	2	1
CZ-2F	11	11	–	–
CZ-3	13	10	3	–
CZ-3A	23	23	–	–
CZ-3B	26	24	1	1
CZ-3C	11	11	–	–
CZ-4A	2	2	–	–
CZ-4B	23	22	–	1
CZ-4C	15	15	–	–
Всего	200	189	6	5

пунктов от CBERS-3 и -4 и потому будет стоить значительно меньше, чем любой из них. В состав полезной нагрузки сверх четырех приборов CBERS-4 решено включить китайскую камеру высокого разрешения HRC и поляризационный детектор аэрозоль APD (Aerosol Polarized Detector).

К началу сентября 2014 г. совместная рабочая группа обсудила предварительные предложения по спутникам CBERS-5 и -6 и возможность сотрудничества в области мониторинга окружающей среды с использованием радиолокационного КА с синтезированной апертуры. Об этом заявил координатор работ по космическому сегменту CBERS в INPE Антонию Карлус де Оливейра Перейра (Antonio Carlos de Oliveira Pereira Jr.).

Как стало известно 1 октября, стороны в принципе согласились изготовить спутник CBERS-5 с запуском в 2017 г. Основная идея проекта CBERS-5/6: сохранить достигнутое пространственное разрешение и ширину полосы съемки, но увеличить частоту просмотра местности.

Спутник CBSAR предполагалось оснастить радаром L-диапазона (1.25 ГГц) с четырьмя вариантами поляризации излученного и принимаемого сигналов. Максимальное разрешение от 1 до 3 м должно достигаться в режиме точечной съемки. Обзорную съемку с разрешением 30 м при ширине полосы 560 км аппарат должен был осуществлять за пять суток, а с 10-метровым разрешением – за 25.

Ваш  
космический  
брокер

П. Павельцев.  
«Новости космонавтики»



## «Цзяньбин-8»: срочное усиление!

**11** декабря в 03:33:03.880 по пекинскому времени (10 декабря в 19:33:04 UTC) с пусковой установки № 603 Центра космических запусков Цзюцюань был выполнен пуск РН «Чанчжэн-4С» (CZ-4C) с полезным грузом, объявленным как спутник дистанционного зондирования Земли «Яогань вэйсин-25». В действительности на орбиту была выведена группа из трех спутников, предназначенных для радиотехнической разведки.

Классификация запущенных объектов не вызывает сомнений, поскольку по всем внешним параметрам – полигону запуска, ракете-носителю, количеству объектов на орбите, параметрам начальной орбиты КА и орбиты увода третьей ступени РН – запуск 10/11 декабря соответствует четырем аналогичным стартам, произведенным в 2010–2014 гг.

Установлено, что данная китайская космическая система имеет закрытое название «Цзяньбин-8» (JB-8). Орбитальный сегмент состоит из нескольких троек спутников, совершающих управляемый полет в заданной жесткой конфигурации\* – в виде треугольника со стороной около 120 км. В каждой тройке выделяется один основной спутник и два дополнительных. Последние движутся друг за другом в одной плоскости, первый – примерно в 0.9° сбоку.

Спутники спроектированы в Китайской корпорации космической науки и техники CAST на базе платформы CAST-968 (CAST-2000) и производятся ее подразделением – компанией «Хантянь Дунфанхун вэйсин гунсы»

в Пекине. Административным руководителем и главным конструктором спутников на протяжении всей серии пусков является Ли Яньдун (李延东). Функции исполнительного директора спутникового проекта выполняет Ван Голян (王国良).

Интересно отметить, что Ли Яньдун параллельно занимал аналогичные должности в проекте «Шицзянь-11». Этот факт является еще одним свидетельством в пользу высказанной нами в НК № 12, 2014 версии, что восемь спутников «Шицзянь-11», как и уже пять троек «Цзяньбин-8», предназначены для радиотехнической разведки. Но и это еще не все: ведь ранее Ли Яньдун был руководителем и главным конструктором спутника В для парных пусков по программе «Шицзянь-6» (НК № 12, 2010), для которых еще тогда предполагалось такое же назначение!

Можно предположить, что запуск первой пары «Шицзянь-6» в 2004 г. являлся летным экспериментом для проверки технологии и приемной аппаратуры, а три последующих старта в 2006–2010 гг. – развитием проекта в связи с успехом эксперимента. Далее программа разделилась на две ветви: с одиночными спутниками «Шицзянь-11» на солнечно-синхронных орбитах для обзорной разведки и с тройками «Цзяньбин-8» на орбитах наклонением 63.4° для детальной разведки с определением координат излучающих объектов, в том числе и подвижных.

Начальные параметры орбит трех запущенных КА, а также номера и международные обозначения, присвоенные спутникам в каталоге Стратегического командования (СК)

Табл. 1. Баллистические результаты пуска 10/11 декабря 2014 года

Наименование	Номер	Межд. обозн.	Параметры орбиты			
			i	Нр, км	На, км	P, мин
YG-25A	40338	2014-080A	63.41°	1090.1	1116.7	107.117
YG-25B	40340	2014-080C	63.41°	1092.1	1116.9	107.136
YG-25C	40339	2014-080B	63.41°	1092.0	1117.1	107.139
3-я ступень	40341	2014-080D	63.47°	907.4	1108.5	105.191

США, приведены в таблице 1. Высоты отсчитаны от поверхности земного эллипсоида.

Наименования спутников в первом столбце представляют собой сокращение от полного описательного наименования «Яогань вэйсин» (Yaogan weixing, 遥感卫星), что означает «спутник дистанционного зондирования». Так как Китай не дает трем выведенным на орбиту КА индивидуальных обозначений и, более того, не признает самого существования трех совместно работающих спутников в каждом из запусков, в таблице эти наименования дополнены буквенной нумерацией. Как и в предыдущих случаях, аппараты перечислены в порядке увеличения высоты начальной орбиты, что, как мы полагаем, отражает баллистические особенности процедуры выведения и отделения спутников. (К сожалению, в американском каталоге КА нумеруются произвольно, что порождает некоторую путаницу.)

После самого первого запуска 5 марта 2010 г. (НК № 5, 2010) маневрирование включало в себя разведение двух КА группы YG-9 вдоль орбиты на расстоянии 120 км с последующим выравниванием их высот и параллельно – главный маневр третьего, основного спутника. За счет временного снижения орбиты на 28 км он обогнал пару на два витка и сдвинул плоскость своей орбиты на 0.9° к западу, после чего поднялся вновь. Как следствие, три спутника образовали фигуру, близкую к равностороннему треугольнику, которая, правда, на высоких широтах вырождается в линию.

После двух следующих запусков 25 ноября 2012 г. и 1/2 сентября 2013 г. (НК № 1 и № 11, 2013) маневрировали по высоте все спутники групп YG-16 и YG-17, так как решалась задача их перевода на рабочую орбиту с высотой, равной высоте полета первой тройки, а также выбора позиции на орбите, синхронизированной определенным образом с движениями ранее запущенных троек. При этом задаваемая датой и временем старта плоскость орбиты YG-16 лежала на 75° западнее, а плоскость YG-17 – на 70° восточнее, чем у YG-9.

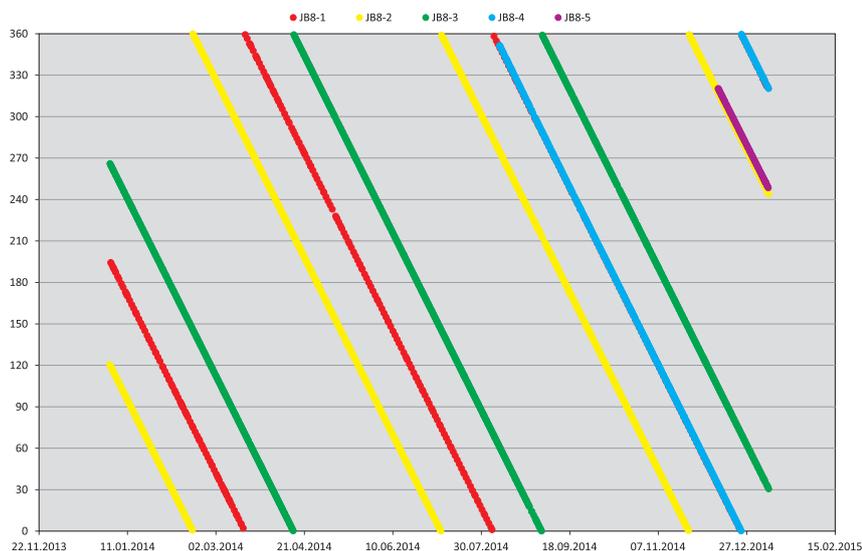
Табл. 2. Распределение троек КА JB-8 по плоскостям

Западная	Центральная	Восточная
YG-16	YG-9	YG-17
YG-25	YG-20	Ожидается

Пуск 9 августа 2014 г. (НК № 10, 2014) был впервые выполнен в существующую орбитальную плоскость – ту, в которой находится тройка YG-9. В результате проведенных маневров спутники тройки YG-20 заняли позицию на условной высоте 1090.4 км на полвитка впереди тройки YG-9, которая сохраняла и продолжает сохранять свою штатную конфигурацию. Таким образом, в августе произошла не замена старых аппаратов, а плановое наращивание группировки.

Пятый по счету старт имел целью аналогичное усиление в отношении второй тройки YG-16, причем оно носило срочный

\* Аналогичное построение было применено в американской системе PARCAE (White Cloud, NOSS), которая, как считается, служила для радиотехнической разведки морских, а также сухопутных целей.



▲ Распределение пяти троек КА «Цзяньбин-8» по орбитальным плоскостям



▲ Установка головного обтекателя РН CZ-4С

характер. Уже после декабрьского старта газета «Чжунго хантянь бао» сообщила, что по требованию заказчика запуск YG-25 был подготовлен и выполнен на восемь месяцев раньше первоначально установленного срока. Решение об этом было принято лишь в феврале 2014 г., так что работы, на которые в норме нужно было два года, пришлось спрессовать в один год. Изготовление и испытания спутников шли в ударном темпе: с 1 мая у команды практически не было выходных – и в ноябре спутники доставили на полигон, где на подготовку было выделено лишь 35 суток вместо обычных двух месяцев.

Этого пуска ждали и «больельщики». 20 октября главный конструктор шанхайских носителей Фань Хунтуань (樊宏湍) заявил, что до конца года состоится еще три старта ракет семейства «Чанчжэн-4». Одна из них явно предназначалась для китайско-бразильского аппарата СВЕРС-4, а вот о назначении двух остальных спорили долго.

27 ноября, на следующий день после выхода из Цзяньнина корабля морского командно-измерительного комплекса «Юаньван-5», один из участников китайского космического форума предсказал, что он будет обеспечивать пуск КА YG-25 и что старт состоится 10 декабря. К 6 декабря корабль занял позицию южнее острова Бали, при входе в Тиморское море, как и четырьмя месяцами раньше. Это было слишком далеко к востоку, чтобы отслеживать выведение на орбиту спутника СВЕРС-4, а вот для запуска на наклонение  $63.4^\circ$  – в самый раз.

Утром 10 декабря были опубликованы предупреждения о закрытых зонах для авиации – одной радиусом 15 км вокруг космодрома Цзюцюань и еще двух под районы падения первой ступени и головного обтека-

теля. С этого момента уже не было сомнений в том, какова цель пуска, включая и задачу попадания в плоскость YG-16.

Контроль за подготовкой и проведением пуска на космодроме и в Пекинском центре управления осуществляли начальник Главного управления вооружения и военной техники НОАК Чжан Юся, заместители начальника Ню Хунгуан и Ван Ли; заместитель начальника Государственного управления по оборонной науке, технике и промышленности У Яньхуа и главный инженер Чжоу Ушэн, президент Китайской корпорации космической науки и техники CASC У Яньшэн, вице-президент Ян Баохуа, старший технический консультант и главный конструктор проекта Ван Лихэн.

Звездной декабрьской ночью при  $20$ -градусном морозе CZ-4С успешно стартовал с Цзюцюаня. Процедура разведения спутников и формирования «треугольника» в целом повторяла уже известную, но с одной интересной особенностью: основной аппарат сманеврировал не вниз, как во всех предыдущих случаях, а вверх.

Основным спутником оказался объект 40340 в американском каталоге, имеющий международное обозначение 2014-080С. Тремя импульсами 12, 13 и 14 декабря он поднялся на 18 км относительно орбиты выведения и отстал на 1.6 витка относительно воображаемого спутника на рабочей орбите условной высотой 1090.3 км. Пятью ступеньками 7–10 января основной КА снизился до высоты рабочей орбиты и занял на ней свое место. Остальные два спутника 13 и 14 декабря сманеврировали вниз на 9.5–10.0 км вниз и, уйдя вперед на 0.4 витка, поднялись до рабочей высоты 5–6 и 7–9 января соответственно.

В результате к 10 января была построена стандартная конфигурация в виде треугольника со стороной около 125 км, но главный КА сдвинул свою плоскость не к западу, а к востоку от плоскости орбиты двух остальных спутников. Как и в августовском пуске, новая тройка YG-25 заняла на орбите положение на 0.5 витка впереди старой YG-16.

Орбитальные элементы показывают, что плоскости троек YG-16 и YG-25 не совсем совпадают: у новой группы та плоскость, в которой находится пара дополнительных спутников, лежит на  $2.2^\circ$  восточнее, чем у

старой. В то же время первоначальное распределение трех рабочих плоскостей системы осталось почти неизменным: сейчас узел орбиты YG-25 находится примерно на  $75^\circ$  западнее, а узел YG-17 – на  $70^\circ$  восточнее, чем у YG-20. Иначе говоря, сдвиг времени пуска 10/11 декабря и положения плоскости пятой тройки был призван компенсировать естественный уход орбит ранее запущенных КА от некоего эталона, и наибольшим этот уход был как раз у YG-17.

Интересно также отметить, что для главных спутников августовской и декабрьской тройки, смещенных в противоположные стороны, разность долгот узлов меньше и близка к  $72^\circ$ . Шестой запуск, по-видимому, планируется в восточную плоскость, и если в нем также будет реализовано смещение главного КА в восточном направлении, а не в западном, то три главных спутника будут аккуратно разнесены на  $72^\circ$ .

## Сообщения

✓ 19 декабря 2014 г. заступили на боевое дежурство новые радиолокационные станции высокой готовности («Воронеж-М» в районе г. Усолье-Сибирское (Иркутская область) и «Воронеж-ДМ» в Калининградской области). В тот же день началось опытно-боевое дежурство на еще двух РЛС «Воронеж-ДМ» в Алтайском крае и в районе г. Енисейск (Красноярский край).

Строительство новой станции метрового диапазона «Воронеж-М» в Иркутской области началось в июне 2011 г., а уже 23 мая 2012 г. первая очередь станции заступила на опытно-боевое дежурство. В 2014 г. РЛС доведена до полного состава (две радиолокационные ячейки) и 19 декабря заступила на боевое дежурство по контролю юго-восточного направления.

Станция «Воронеж-ДМ» дециметрового диапазона находится вблизи поселка Пионерский (Калининградская обл.) и прикрывает западное направление. Она работала в опытном режиме в составе СПРН с 29 ноября 2011 г.

В конце декабря 2012 г. началось строительство новой РЛС в районе поселка Усть-Кемь в Енисейском районе Красноярского края, и уже через два года объект поставлен на опытно-боевое дежурство для контроля северо-восточного ракетоопасного направления. РЛС «Воронеж-ДМ» в районе дачного поселка Конохи под Барнаулом строилась с июня 2013 г. для контроля южного направления. По сообщению пресс-службы администрации Алтайского края, стоимость РЛС составила 1.5 млрд рублей, а дальность обнаружения объектов – 4200 км.

19 декабря министр обороны России Сергей Шойгу распорядился поставить в 2015 г. на боевое дежурство РЛС «Воронеж-ДМ» в районе Енисейска с опережением графика на один год и обеспечить сокращение на шесть месяцев сроков постановки на боевое дежурство аналогичной РЛС под Барнаулом.

На боевом дежурстве уже находятся головная РЛС проекта «Воронеж-М» в поселке Лехтуси (Ленинградская обл., с 11 февраля 2012 г.) и первая станция «Воронеж-ДМ» в районе Армавира (Краснодарский край, в полном составе с июня 2013 г.).

Чтобы завершить создание сплошного радиолокационного поля СПРН на южных рубежах России, 13 августа 2013 г. началось строительство станции «Воронеж-М» в районе Орска в Оренбургской области со сроком окончания в июне 2015 г. Кроме того, с ноября 2013 г. строится аналогичная РЛС под Воркутой для контроля северного направления. – П.П.



П. Павельцев.  
«Новости космонавтики»

# Еще одно космическое «ухо»

районов падения отделяющихся частей РН. Из документа следовало, что пуск состоится 12 декабря между 02:26 и 04:19 UTC и что трасса выведения соответствует наклону 63°. Кроме того, был заявлен еще один район к югу от Австралии на время с 13:02 до 14:08 UTC – предположительно для управляемого сведения с орбиты верхней ступени Centaur.

8 декабря 30-е космическое крыло объявило точное время запуска – 11 декабря в 19:17 PST (12 декабря в 03:17 UTC). Однако вечером 11 декабря на берега Калифорнии налетела непогода, и подготовка к старту была остановлена еще до отвода башни обслуживания от ракеты. И не зря: порывы ветра на базе Ванденберг достигали 30 м/с, количество осадков доходило до 40 мм в час, на электрических линиях в районе космодрома произошли многочисленные обрывы и повреждения проводов.

На следующий день полковник Кейт Болтс (Keith Balts), командир 30-го космического крыла, особо поблагодарил технический персонал базы Ванденберг – людей, которые «работали неустанно всю прошедшую ночь в исключительно плохую погоду, чтобы обеспечить электропитание для старта».

Итак, пуск был назначен на 12 декабря в 19:13 PST. В ходе предстартовой подготовки время было изменено на 19:14, а во время встроенной задержки на T-4 мин – сдвинуто на 19:19. В этот момент и был выполнен старт. Как обычно, ULA вела репортаж о выведении вплоть до сброса головного обтекателя. Сообщение об успешном завершении пуска было выдано через 2.5 часа после старта, примерно в 21:45 PST (05:45 UTC).

## Поиск и идентификация

Еще 10 декабря координатор сообщества наблюдателей спутников Тед Молчан выдвинул предположение, что запускаемый КА будет выведен на высокоэллиптическую орбиту и для использования в целях радиотехнической разведки. Взяв в качестве аналога пуск NRO L-28 с КА USA-200 в марте 2008 г. (НК № 5, 2008), он рассчитал примерный набор двухстрочных элементов для поиска КА после выведения.

Следует заметить, что наклону 63° в принципе отвечали два варианта орбиты: круговая высотой порядка 1100 км, используемая спутниками радиотехнической разведки типа NOSS/INTRUDER, или высокоэллиптическая, на которую в США запускаются КА ретрансляции семейства SDS/QUASAR и спутники радиоэлектронной разведки, известные под названием TRUMPET.

Молчан отсек первый вариант, по-видимому, из тех соображений, что для запуска NOSS'ов уже много лет используются

«Атласы» намного меньшей грузоподъемности – в большинстве случаев в варианте 401. Он оказался прав: смещение времени старта на 4 мин при первом переносе старта означало, что одним из требований к орбите выведения является заданное положение в пространстве восходящего узла, а такое ограничение характерно для запусков на высокоэллиптические орбиты с последующим встраиванием в имеющуюся орбитальную группировку.

Используя поисковые элементы Молчана, откорректированные под новую дату и время старта, и учитывая наблюдавшееся в Ирландии, Британии и Германии около 05:00 UTC облако сдвигаемых из ступени компонентов, Питер Уэйклин и Скотт Тилли обнаружили спутник в ночь с 13 на 14 декабря. Аппарат регулярно сопровождался вплоть до 10 января, что позволило выявить по крайней мере два маневра с целью подъема апогея – 2 и 6 января. В результате этих коррекций USA-259 был переведен на рабочую орбиту с периодом, равным половине звездных суток. По состоянию на 10 января ее параметры составили: наклонение 62.82°, высота 2156×38205 км, период 717.9 мин.

Эти наблюдения позволили обосновать и вторую часть гипотезы Молчана. Пока реальных данных не было – в ее пользу имелись лишь косвенные доводы. Во-первых, не было оснований полагать, что новый спутник типа SDS может потребовать почти двукратного прироста грузоподъемности – 8290 кг на геопереходную орбиту\* для версии 541 против 4750 кг для варианта 401. В отношении же аппаратов РТР такая логика не действовала: для них существенный рост массы представлялся вполне возможным и даже естественным.

Последний такой спутник, USA-200, улетел на «Атласе» в варианте 411 с официальной грузоподъемностью 5950 кг на ГПО. Новый аппарат USA-259 использовал ракету типа 541 с максимальным полезным грузом 8290 кг. Различия между двумя носителями – в количестве твердотопливных стартовых ускорителей (один в первом случае и четыре во втором) и в диаметре головного обтекателя (4.0 м и 5.4 м соответственно). Второе легко объяснить необходимостью выдачи третьего импульса на восходящем участке переходной орбиты и четвертого для затопления «Центавра». Для этого носитель оснащается комплектом Extended Mission Kit (EMK), а эта опция доступна только для вариантов от 521 до 551 с широким обтекателем. Учет третий импульс, вычтем из предельной массы полезного груза топливо, необходимое для выдачи тормозного импульса порядка 510 м/с\*\* и сведения ступени с орбиты, – разница будет уже достаточно скромной.

**12** декабря в 19:19 PST (13 декабря в 03:19 UTC) со стартового комплекса SLC-3E базы Ванденберг силами компании United Launch Alliance (ULA) при участии военнослужащих 4-й эскадрильи космических запусков и других подразделений 30-го космического крыла ВВС США осуществлен пуск PH Atlas V (номер AV-051, вариант 541, обтекатель длиной 20.7 м) с космическим аппаратом в интересах Национального разведывательного управления NRO. Обозначение пуска у заказчика было NRO L-35.

В каталоге Стратегического командования США спутник получил номер **40344**, международное обозначение **2014-081A** и официальное наименование **USA-259**. Он был обнаружен независимыми наблюдателями на орбите с параметрами:

- наклонение – 62.85°;
- минимальная высота – 2118 км;
- максимальная высота – 37731 км;
- период обращения – 707.6 мин.

Предположительное назначение КА – радиотехническая разведка (РТР).

## Запуск

Подготовка этого старта началась в сентябре, когда зафрахтованный транспортный самолет Ан-124 доставил на Ванденберг первую ступень ракеты-носителя. Когда все компоненты прибыли на полигон, на старте под защитой мобильной башни обслуживания началась сборка ракеты. С этого момента работы велись по круглосуточному графику. Стыковку головной части к носителю провели 21 ноября.

7 декабря было опубликовано предупреждение о закрытии для мореплавания

\* Данные о полезном грузе, выводимом «Атласами» на высокоэллиптическую орбиту наклонением 63.4°, в официальном руководстве пользователя отсутствуют, поэтому для качественной оценки используется грузоподъемность при выведении на геопереходную орбиту.

\*\* Такую оценку получил Сес Басса исходя из начальной орбиты КА и серии снимков светящегося облака, позволившей определить орбиту «Центавра» после тормозного импульса.

### Американские аппараты РТР на высокоэллиптической орбите

Дата запуска	Носитель	Номер	Межд. обозн.	Наименование
21.03.1971	Titan 33B	05053	1971-021A	OPS-4788 JUMPSEAT 1
16.02.1972	Titan 33B	нет	нет	OPS-1844 JUMPSEAT 2
21.08.1973	Titan 33B	06791	1973-056A	OPS-7724 JUMPSEAT 3
10.03.1975	Titan 34B	07687	1975-017A	OPS-2439 JUMPSEAT 4
24.02.1978	Titan 34B	10688	1978-021A	OPS-6031 JUMPSEAT 5
24.04.1981	Titan 34B	12418	1981-038A	OPS-7225 JUMPSEAT 6
31.07.1983	Titan 34B	14237	1983-078A	OPS-7304 JUMPSEAT 7
03.05.1994	Titan 401A	23097	1994-026A	USA-103 TRUMPET 1
10.07.1995	Titan 401A	23609	1995-034A	USA-112 TRUMPET 2
08.11.1997	Titan 401A	25034	1997-068A	USA-136 TRUMPET 3
28.06.2006	Delta IVM+(4,2)	29249	2006-027A	USA-184 Improved TRUMPET 1
13.03.2008	Atlas V (411)	32706	2008-010A	USA-200 Improved TRUMPET 2
13.12.2014	Atlas V (541)	40344	2014-081A	USA-259 ...
2017	Atlas V (541)			

### Новый двигатель «Центавра»

Для носителей семейства Atlas V ушедший год стал рекордным: невзирая на все споры и тяжбы вокруг поставок РД-180, американская ракета с российским двигателем выполнила девять успешных полетов, причем в семи из них были выведены на орбиты американские военные КА.

Вместе с тем принципиальной особенностью декабрьского пуска был не рекорд, а первое использование на ступени Centaur кислородно-водородного двигателя

RL10C-1 компании Aerojet Rocketdyne – нового варианта самого долгоживущего американского ЖРД.

Компания Pratt & Whitney начала разработку кислородно-водородного ЖРД многократного включения для верхних ступеней в 1957 г. Сначала разрабатывались два варианта – XLR-115 тягой 15 000 фунтов для «Центавра» и XLR-119 тягой 20 000 фунтов для верхних ступеней S-IV и S-V носителей Saturn I. В марте 1961 г. для последних также был принят вариант XLR-115, и единый кислородно-водородный двигатель для «Центавра» и «Сатурна» тягой 15 000 фунтов (6800 кгс) получил обозначение RL10A.

Первый Centaur с двумя RL10A стартовал на «Атласе» 8 мая 1962 г. и взорвался на 54-й секунде полета. Успешный дебют кислородно-водородных двигателей состоялся 27 ноября 1963 г. на PH Atlas Centaur и 29 января 1964 г. на PH Saturn I. Всего за 53 года с момента первого старта было запущено 256 носителей, принадлежащих к четырем разным семействам, с 455 ЖРД типа RL10:

- ◆ 142 ракеты Atlas Centaur (включая Atlas I, II, IIA, IIAS) с двумя двигателями на каждой;
- ◆ Шесть носителей Saturn I с шестью двигателями на ступени S-IV;
- ◆ 23 ракеты Titan IV Centaur с двумя двигателями на каждой;
- ◆ Шесть штук Atlas III, в том числе две Atlas IIIA с однодвигательным «Центавром» и четыре Atlas IIIB с двухдвигательным;
- ◆ 51 экземпляр Atlas V, все в однодвигательном исполнении;
- ◆ 28 ракет Delta IV, все в однодвигательном исполнении.

Все «Атласы», «Сатурны» и «Титаны» использовали двигатель RL10A различных модификаций. Современный его вариант обозначается RL10A-4-2; он имеет тягу 22 300 фунтов (10 100 кгс) при удельном импульсе 451 сек.

Для ракеты Delta IV компания Pratt & Whitney Rocketdyne разработала вариант RL10B-2. Его главным отличием стал уникальный по своей конструкции трехступенчатый углерод-углеродный сопловой насадок, применение которого позволило довести тягу до 24 750 фунтов (11 200 кгс), а удельный импульс – до 465,5 сек.

Однако частота пусков «Дельты» оказалась значительно ниже, чем ожидалось, и уже изготовленные в массовом количестве RL10B-2 остались не у дел.

И тогда уже Aerojet Rocketdyne приняла решение переделать часть из них для использования на «Атласах». Так и появился проект RL10C-1. По сообщению сетевого издания spaceflightnow.com, турбонасосный агрегат нового ЖРД был взят с RL10A, как и дублированная система включения с твердотельным искровым поджогом и арматура и программы для активного управления соотношением компонентов топлива. Камеру сгорания и форсуночную головку позаимствовали с RL10B, а его сопловой насадок укоротили, убрав выдвигаемые секции. Тяга варианта RL10C-1 сократилась до 22 890 фунтов (10 400 кгс); информация об удельном импульсе пока не опубликована.

Новый RL10C-1 прошел программу стендовых огневых испытаний на девяти ЖРД, два из которых были использованы для сертификации на больший диапазон оперативных режимов, чем у его предшественников. Каждый из сертификационных двигателей отработал на стенде более 5000 сек, в том числе с продлением на 20% времени работы и с увеличенным количеством включений.

При использовании на ракете Atlas V двухдвигательного варианта «Центавра» будут по-прежнему применяться RL10A-4-2, поскольку новый вариант не проходит по габаритам. В то же время через несколько лет новый двигатель пойдет и на ракеты Delta IV, но в усовершенствованном варианте RL10C-2.

Как отметил Тед Молчан, в период хождения USA-259 на первоначальной орбите происходил дрейф восходящего узла в восточном направлении со скоростью порядка 5° в сутки относительно поверхности Земли. Подъем КА до рабочей орбиты и прекращение дрейфа совпали с попаданием узла в область узлов орбиты ранее установленных американских КА радиотехнической разведки. В частности, долгота узла USA-259 оказалась близка к долготе узла спутника USA-184, составлявшей 8,5–8,6° в.д.

Одновременно с выходом на рабочую орбиту наблюдатели отметили заметное увеличение блеска объекта, что было объяснено развертыванием основной радиоприемной антенны большого диаметра. Блеск спутника оказался близким к известному для спутников TRUMPET 1-го и 2-го поколения.

Еще одна «ниточка», соединяющая спутники типа USA-184/200 (НК №8, 2006) и вновь запущенный аппарат, связана с попутными полезными нагрузками. Общепринято, что именно на USA-184 и USA-200 установлены два первых комплекта аппаратуры SBIRS NEO для обнаружения ракетных пусков. Между тем из сообщения фирмы-разработчика известно, что третий такой комплект SBIRS NEO-3 был передан на сборку с аппаратом-«хозяином» в июне 2003 г., а после этого и вплоть до 13 декабря 2014 г. пусков на высокоэллиптическую орбиту с подходящими параметрам просто не было.

В двух предыдущих случаях факт запуска аппаратуры SBIRS NEO был признан задним числом без официального объявления дат и спутников, на которых они установлены. Поэтому USA-259 представляется подходящим кандидатом на роль «хозяина» третьей попутной полезной нагрузки этого типа.

Наконец, еще одним косвенным доводом в пользу версии РЭП служит запуск NRO L-67 в апреле 2014 г., в котором также использовался Atlas V в варианте 541, а полезный груз был предположительно идентифицирован как первый спутник новой системы радиотехнической разведки SHARP (SIGINT High Altitude Replenishment Program). Считается, что разница в грузоподъемности носителя на высокоэллиптическую и на геостационарную орбиту компенсируется наличием на USA-259 попутной ПН SBIRS NEO-3.

В конце 2016 или в 2017 г. запланирован еще один старт PH Atlas V в варианте 541 с Ванденберга. Логично предположить, что задачей миссии NRO L-42 является запуск второго спутника типа USA-259, на котором будет установлен четвертый комплект SBIRS NEO.



# 400-й «Протон» поработал на «Газпром»

А. Красильников.  
«Новости космонавтики»

**15** декабря в 03:16:00.021 ДМВ (00:16:00 UTC) с 24-й пусковой установки 81-й площадки космодрома Байконур стартовые расчеты предприятий ракетно-космической промышленности России выполнили пуск ракеты-носителя «Протон-М» (8К82КМ №93550) с разгонным блоком «Бриз-М» (14С43 №99551) и российским телекоммуникационным спутником «Ямал-401».

По данным Центра обработки и отображения полетной информации ГКНПЦ имени М.В.Хруничева, «Бриз» с аппаратом отделился от третьей ступени «Протона» в 03:25:42 и оказался на незамкнутой орбите наклонением 51.55° и высотой -449×170 км. Первое включение маршевого двигателя «Бриза» состоялось в 03:27:17. Двигатель проработал 241 сек; в результате связка вышла на опорную орбиту наклонением 51.56°, высотой 171×173 км и периодом обращения 87.93 мин.

В 04:23:28 вторым включением длительностью 1060 сек была сформирована промежуточная орбита наклонением 49.98°, высотой 264×4996 км и периодом обращения 141.82 мин. Третье включение продолжительностью 1070 сек произошло в 06:44:57, после чего получилась переходная орбита наклонением 47.67°, высотой 383×35655 км и периодом обращения 632.08 мин. На ней в 07:04:08 был сброшен дополнительный топливный бак «Бриза».

В 12:03:09 четвертым включением продолжительностью 774 сек была сформирована целевая геостационарная орбита. «Ямал-401» отделился от «Бриза» в 12:17:12.302 и вышел на орбиту с параметрами (в скобках – расчетные значения):

- наклонение – 0.06° (0.0±0.2);
- минимальная высота – 35363.87 км (35676);
- максимальная высота – 35634.84 км (35676);
- период обращения – 1421.45 мин (1430.07±9.17).

В каталоге Стратегического командования США спутник получил номер **40345** и международное обозначение **2014-082A**.

Это был 1433-й пуск ракет-носителей с космодрома Байконур с целью выведения полезного груза на околоземную орбиту или отлетную траекторию, 82-й полет «Бриза-М» и 85-й старт с пусковой установки №24.

Запуск «Ямала-401» и первый год его полета был застрахован страховой группой СОГАЗ на сумму 280 млн евро (19.7 млрд руб по курсу на день запуска). Страхователем является владелец спутника – российский спутниковый оператор «Газпром космические системы» (ГКС).

Как сообщило после запуска железнодорожное предприятие «Информационные спутниковые системы» (ИСС) имени М. Ф. Решетнёва, создавшее «Ямал-401», крылья

солнечных батарей и антенны аппарата успешно раскрылись. Он сориентировался на Солнце и Землю и начал приведение в рабочую точку стояния.

«В орбитальную позицию 90° в.д. космический аппарат будет установлен в течение двух-трех недель с момента запуска, – сказал руководитель проекта в ИСС Семён Высоцкий. – Его летные испытания продлятся в течение 52 суток. За это время будут проведены проверки служебных систем, затем летные испытания бортового спутникового комплекса. По окончании проверок «Ямал-401» будет передан заказчику для использования по целевому назначению».

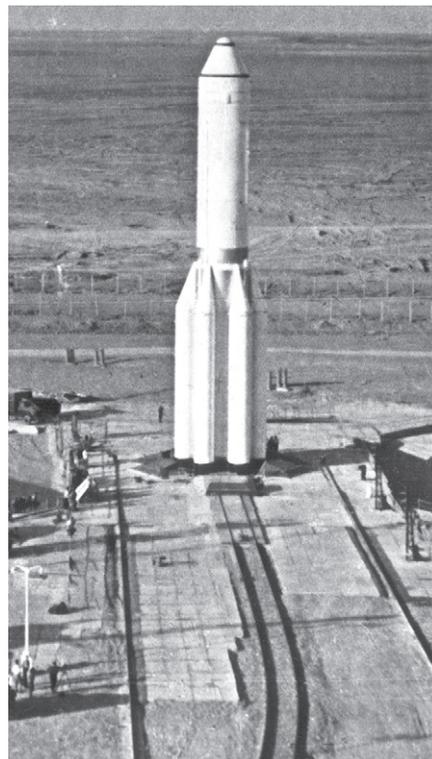
Спутник добрался до рабочей точки к 1 января 2015 г. Американцы обнаружили его в позиции 90° в.д. 4 января.

## Юбилейный пуск «пятисотки»

Запуск «Ямала-401» стал 400-м стартом для ракет-носителей семейства «Протон». Известное во всем мире название ракеты получила по имени первого спутника, выведенного ею на орбиту. А до этого она именовалась УР-500, что означало *универсальная ракета* со стартовым весом около 500 тонн.

«Пятисотка» разрабатывалась в филиале №1 ОКБ-52 (ныне КБ «Салют») ГКНПЦ имени М.В.Хруничева) в вариантах глобальной орбитальной и межконтинентальной баллистической ракеты и космической РН. Именно последний вариант в итоге получил путевку в жизнь. Изготовление «пятисотки» было возложено на Машиностроительный завод имени М. В. Хруничева.

▼ Двухступенчатая РН 8К82 на старте



## Орбитальные пуски ракет-носителей семейства «Протон»

Модификация	Всего	Результаты		
		1	2	3
Протон	4 (4)	3 (3)	0 (0)	1 (1)
Протон-К	309 (406)	271 (361)	14 (20)	24 (25)
Протон-М	87 (112)	77 (97)	6 (7)	4 (8)
Всего	400 (522)	351 (461)	20 (27)	29 (34)

В скобках указано количество запущенных спутников.

1. Спутники выведены на расчетную орбиту.
2. Спутники выведены на нерасчетную орбиту.
3. Спутники не выведены на орбиту.

Первый пуск «Протона» в двухступенчатом варианте, получившем индекс 8К82, состоялся 16 июля 1965 г. – почти полвека назад. А 10 марта 1967 г. стартовал трехступенчатый вариант – «Протон-К» (8К82К), который с помощью разгонного блока Д (11С824) вывел на орбиту упрощенный корабль 7К-Л1 («Зонд», 11Ф91) по проекту пилотируемого облета Луны. Поначалу «пятисотка» в основном использовалась для запуска кораблей 7К-Л1, а также тяжелых автоматических межпланетных станций для исследования Луны и Марса и орбитальных пилотируемых станций гражданского и военного назначения.

26 марта 1974 г. «Протон-К» с использованием РБ ДМ (11С86) впервые доставил на геостационарную орбиту габаритно-весовой макет (ГВМ) спутника связи «Радуга» (11Ф638). А 12 октября 1982 г. «пятисотка», оснащенная блоком ДМ-2 (11С861), опять-таки в первый раз отправила на средневысотную круговую орбиту один штатный аппарат «Глонасс» (11Ф654) и два его ГВМ.

11 октября 1995 г. состоялся первый пуск «Протона-К», у которого на первой ступени стояли двигатели РД-275 (14Д14) с тягой, увеличенной на 7,7% по сравнению с применявшимися ранее двигателями РД-253 (11Д43). Это позволило увеличить массу полезного груза на 600 кг.

5 июля 1999 г. «Протон» стартовал в первый раз с РБ «Бриз-М» (14С43).

Новая модификация «пятисотки» – «Протон-М» (8К82КМ) была впервые запущена 7 апреля 2001 г. Ее главным отличием от «Протона-К» стало использование в системе управления (СУ) РН бортового цифрового вычислительного комплекса «Бисер-3». Вес новой СУ уменьшился примерно на 50 кг. Была также установлена новая система телеметрической информации СКУТ, а также обеспечено стравливание остатков токсичного горючего и окислителя из баков ступеней по окончании их работы. Кроме того, были раз-

работаны новые, более легкие и объемные универсальные головные обтекатели.

К настоящему времени «Протон-М» уже прошел три этапа модернизации, направленные на повышение его энергетических возможностей. 17 июня 2004 г. был осуществлен первый пуск «Протона-М» первого этапа модернизации.

7 июля 2007 г. стартовал первый носитель второго этапа. На его первой ступени были установлены двигатели РД-275М (14Д14М) с тягой, форсированной на 5,3% по сравнению с РД-275 и увеличивающей массу полезного груза еще на 150 кг. Кроме того, на блоке «Бриз-М» были установлены два бака высокого давления с объемом 80 л вместо шести меньшего объема и модернизированные двигатели коррекции импульса 11Д458М.

11 февраля 2009 г. улетел первый «Протон-М» третьего этапа, а 5 декабря 2010 г. на «Протоне» состоялся первый полет РБ ДМ-03 (11С861-03).

По данным *НК*, в 4-м квартале 2015 г. планируется первый пуск носителя четвертого этапа модернизации с телекоммуникационным аппаратом Intelsat 31. Такой «Протон-М» с блоком «Бриз-М» сможет выводить полезный груз массой 6300 кг на геопереходную орбиту с остаточной до геостационарной орбиты скоростью 1500 м/с.

В будущем на смену «Протонам-М» должна прийти «Ангара-А5», которая будет стартовать с космодромов Плесецк и Восточный, находящихся на территории России. Между Россией и Казахстаном имеется договоренность о постепенном сокращении до 2026 г. количества пусков «Протонов» с космодрома Байконур. После 2026 г. старты этих ракет будут осуществляться по мере необходимости по единичным решениям.

Количество производимых Центром Хруничева «пятисоток» должно снизиться с 11 штук в 2014 г. до восьми в 2018 г. и пяти в 2025 г. В 2015 г. планируется выполнить 10–12 пусков «Протона-М», а всего до 2020 г. – около 70 пусков. Это позволяет с уверенностью говорить, что «пятисотка» успеет слетать в 500-й раз до ухода на заслуженный отдых.

По состоянию на 31 декабря 2014 г. осуществлен 401 пуск ракет-носителей типа «Протон», в том числе четырех «Протонов», 310 «Протонов-К» (309 с целью выхода на орбиту и один успешный суборбитальный полет 18 августа 1970 г.) и 87 «Протонов-М».



ЗАПУСК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Фото С. Сергеева



Фото С. Сергеева



### «А ты не путай свою личную шерсть с государственной!»

4 января 2009 г. ГКС объявил итоги открытого конкурса на создание спутников связи «Ямал-401» и «Ямал-402», в котором приняли участие ИСС, Thales Alenia Space (TAS) и EADS Astrium Satellite. Победителем было признано французское подразделение TAS. Как отмечалось в пресс-релизе, важным критерием выбора явилось обязательство поставщика организовать инвестиционное кредитование проекта на международном финансовом рынке на выгодных условиях.

«Ямал-401» со стартовой массой 4900 кг и гарантийным сроком службы планировалось изготовить на базе платформы Spacebus-4000C3 и запустить во второй половине 2011 г. на геопереходную орбиту, откуда бы он добрался до стационара собственными силами.

Контракт на создание «Ямала-401» и «Ямала-402» между ГКС и TAS был подписан 5 февраля 2009 г. Он предусматривал поставку спутников на условиях «под ключ», то есть со сдачей их заказчику на орбите по-

сле окончания летных испытаний. Поэтому в тот же день TAS договорилась с компанией Agianespace о запусках аппаратов на ракетах-носителях Ariane 5 ECA.

Однако вскоре эти контракты пришлось пересмотреть... «Тогда компания ГКС, посчитав свои интересы выше государственных, не просто заказала два спутника TAS, но еще и заказала пуски на европейских ракетах «Ариан», – прокомментировал позже тот беспрецедентный случай генеральный директор ИСС Николай Тестоедов. – Были обращения Роскосмоса, его тогдашнего руководителя Анатолия Перминова в правительство РФ. И по итогам этих обращений ракеты «Ариан» были заменены на «Протоны», а один из двух спутников – «Ямал-401» отдали делать в ИСС».

В результате 1 июня 2010 г. вступил в силу договор между ГКС и ИСС. По его условиям железногорское предприятие должно было разработать, изготовить, испытать, подготовить к запуску и сдать «Ямал-401» в эксплуатацию на орбите, а также подготовить наземный комплекс управления спутником, обучить персонал заказчика и обеспечить техническую поддержку при эксплуатации аппарата.

Контракт на запуск «Ямала-401» ракетой-носителем «Протон-М» был подписан между ГКС, ИСС и компанией International Launch Services. Об этом объявили 28 мая 2010 г. Старт намечался на август 2013 г., и теперь аппарат должен был выводиться напрямую на стационар.

Для финансирования работ по созданию спутника и его запуску ГКС привлек кредит «Газпромбанка» в размере 1.75 млрд руб и 94 млн \$. Средства были выделены в рублях сроком на девять лет.

В январе 2011 г. была завершена разработка эскиз-

ного проекта аппарата. 2 мая 2012 г. конструкция модуля полезной нагрузки (МПН), изготовленная в ИСС, была отправлена в TAS, где в нее установили ретрансляционное оборудование. В ноябре 2012 г. ИСС завершило сборку платформы (модуля служебных систем), а в конце декабря того же года из Франции поступил укомплектованный МПН. В июле 2013 г. началась его интеграция с платформой. После этого прошли многочисленные испытания собранного спутника.

Стоит отметить особенность взаимодействия по проекту компаний ГКС и ИСС: первая выступала не только заказчиком, но и соисполнителем последней по созданию полезной нагрузки и элементов платформы «Ямала-401». К примеру, ГКС изготовил бортовой ретрансляционный комплекс (совместно с TAS), разработал, поставил и интегрировал бортовую аппаратуру служебного канала управления, его земную станцию и другие технические средства наземного комплекса управления и контролировал качество выполняемых по проекту работ.

Изготовление «Ямала-401» завершилось в конце августа 2014 г., и 27 октября он был доставлен на Байконур на самолете Ан-124-100 «Руслан». 10 ноября на космодром прибыл разгонный блок «Бриз-М». А 11 декабря полностью собранная и испытанная ракета космического назначения была вывезена и установлена на правую пусковую установку стартового комплекса 8П882К на площадке 81.

#### Кооперация разработчиков спутника «Ямал-401»

Аппаратура и оборудование	Предприятие
Конструкция бортового ретрансляционного комплекса, антенно-фидерные устройства бортовой аппаратуры служебного канала управления, блок управления нагревателями, устройство отделения от «Бриза-М», адаптер, блок управления и интерфейсный блок бортового комплекса управления, блок подачи ксенона, межблочные трубопроводы, система терморегулирования, конструкция платформы, механические устройства солнечных батарей, бортовая кабельная сеть	ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва (Железногорск)
Бортовой ретрансляционный комплекс, бортовая аппаратура служебного канала управления	ОАО «Газпром космические системы» (Москва)
Прибор ориентации на Солнце, прибор ориентации на Землю, датчик направления на Солнце	ОАО НПП «Геофизика-Космос» (Москва)
Датчик угловой скорости	SAGEM (Франция)
Звездный прибор	SODERN (Франция)
Бортовой цифровой вычислительный комплекс, бортовая аппаратура телекоммуникации	ОАО «Ижевский радиозавод» (Ижевск)
Солнечная батарея	ОАО НПП «Квант» (Москва)
Литий-ионная аккумуляторная батарея	SAFT (Франция)
Блок регулирования мощности, коммутаторы, привод солнечной батареи	Thales Alenia Space (Франция)
Электромеханический исполнительный орган, блок электроники аккумуляторной батареи, блок питания служебных систем, система преобразования и управления	ОАО НПЦ «Полус» (Томск)
Блок коррекции, двигательный блок ориентации, блок хранения и подачи	ФГУП ОКБ «Факел» (Калининград)
Блок хранения ксенона	ФГУП НИИмаш (Нижняя Салда)

#### Характеристики ретрансляторов спутника «Ямал-401»

Диапазон	Кол-во транспондеров	Эквивалентная изотропно излучаемая мощность в пике луча, дБ-Вт	Добротность в пике луча, дБ/К
С-диапазон (области А и В)	17	47; 45	+2.5; 0
Ки-диапазон («Российский луч»; области А и В)	18	51; 48	+5; +2.5
Ки-диапазон («Северный луч»; области А, В, С1 и С2)	18	51; 46; 43; 43	+4; +0.5; -3; -3

## Связник для России

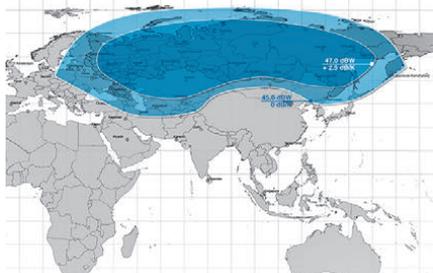
«Ямал-401» стал вторым аппаратом после «Ямала-300К» произведенным ИСС по заказу ГКС и третьим созданным на основе спроектированной железногорцами негерметичной платформы тяжелого класса «Экспресс-2000». Для «Ямала-401» использовалась модификация этой платформы с буквой А.

Спутник предназначен для обеспечения высококачественных услуг связи и телевидения на территории России и сопредельных государств.

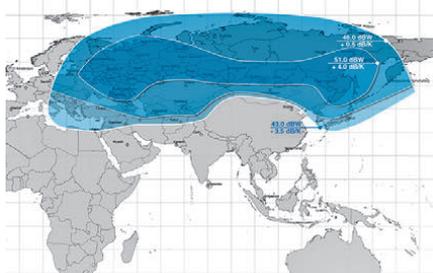
Стартовая масса аппарата составляет 2976 кг, гарантийный срок активного существования – 15 лет, суммарная мощность двух крестообразных крыльев солнечных батарей площадью 88 м<sup>2</sup> с фотоэлектрическими преобразователями на основе трехкаскадного арсенида галлия в конце срока службы – 16,8 кВт, энергоемкость аккумуляторной батареи – 20 985 Вт·ч. Точность удержания спутника в точке стояния по долготе и наклонению ±0,05°.

Бортовой ретрансляционный комплекс (БРК) «Ямала-401» имеет массу 695 кг и мощность потребления 10,7 кВт. Он обеспечивает круглосуточную и непрерывную ретрансляцию цифровых и аналоговых сигналов в С- и Ku-диапазонах между земными станциями, расположенными в заданных зонах обслуживания, в режиме многостанционного доступа и в односигнальном вещательном режиме.

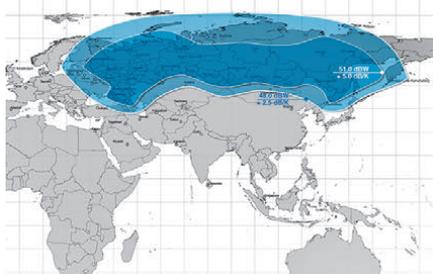
БРК включает 17 транспондеров С-диапазона (16 с полосой пропускания 72 МГц и один – 68 МГц), 18 Ku-диапазона с полосой 72 МГц («Северный луч») и 18 Ku-диапазона с полосой 36 МГц («Российский луч»). Таким



▲ Фиксированный луч С-диапазона



▲ «Северный луч» Ку-диапазона



▲ «Российский луч» Ку-диапазона

«Ямал-401» стал сотым железногорским спутником, в бортовом комплексе управления которого используется цифровая вычислительная машина. А первым сибирским аппаратом с бортовым компьютером был военный ретранслятор «Гейзер», запущенный 18 мая 1982 г.

образом, суммарная емкость «Ямала-401» составляет 53 физических транспондера, или 88 эквивалентных с полосой 36 МГц.

В состав БРК входят шесть антенн:

- ◆ раскрываемая приемопередающая антенна С-диапазона (рефлектор размером 2800×2220 мм) с фиксированным лучом;

- ◆ глобальная рупорная антенна С-диапазона (радиомаяк);

- ◆ раскрываемая приемопередающая антенна Ку-диапазона (диаметр рефлектора – 2400 мм) с фиксированным «Российским лучом»;

- ◆ раскрываемая передающая антенна (диаметр рефлектора – 2000 мм) с фиксированным «Северным лучом»;

- ◆ грегорианская приемная антенна Ку-диапазона «Северного луча» (диаметр основного рефлектора – 1500 мм и контр-рефлектора – 690 мм);

- ◆ глобальная рупорная антенна Ку-диапазона (два радиомаяка).

Из шести антенн одна разработана и изготовлена в ИСС, остальные – в ТАС. Минимальная выходная мощность транспондера С-диапазона – 100 Вт, Ку-диапазона – 147 Вт.

### Действующие и планирующиеся спутники системы связи «Ямал»

Название	Дата запуска	Точка стояния	Полезная нагрузка	Примечание
Ямал-202	24.11.2003	49° в.д.	18 С	
Ямал-300К	03.11.2012	90° в.д.	8 С, 18 Ку	Планируется перевод в точку 177° з.д.
Ямал-402	08.12.2012	55° в.д.	46 Ку	Расчетный срок службы снижен с 15 до 11 лет из-за дополнительных затрат топлива вследствие выведения на нерасчетную орбиту
Ямал-401	15.12.2014	90° в.д.	17 С, 36 Ку	На этапе ввода в эксплуатацию
Ямал-601	2016	49° в.д.	18 С, 19 Ку, 26 Ка	Для замены «Ямала-202»
Ямал-501	2018	81,75° в.д.	Ку, Ка	

### Спутник не дождался замены

Первоначально «Ямал-401» должен был сменить аппарат «Ямал-201» в точке 90° в.д. в 2013 г., но замена задержалась. И хотя расчетный срок эксплуатации 201-го истек в 2015 г., до этого времени аппарат не дождал: 5 июня 2014 г. произошел отказ в его платформе. В результате ГКС пришлось перевести половину абонентов «Ямала-201» на «Ямал-300К», работающий в той же точке, а другую перераспределить на «Ямал-202» и «Ямал-402».

Таким образом, теперь уже «Ямалу-401» предстоит сменить «Ямал-300К», который после этого собираются переместить в другую рабочую точку. Изначально в качестве таковой рассматривалась позиция 163,5° в.д., но планы поменялись...

«С запуском «Ямала-401» в позицию 90° в.д. «Ямал-300К» полностью передаст ему свою загрузку и будет перемещен значительно восточнее – в позицию 183° в.д. (т.е. 177° з.д. – А.К.), – сообщил генеральный



Фото А. Пантюхина

ЗАПУСК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

директор ГКС Дмитрий Севастьянов. – «Ямал-300К» из этой точки покроеет Дальний Восток, Северный Китай, Корею, Японию, северную часть Тихого океана (районы интенсивного судоходства) и «дотянется» до западного побережья США. Перенацеливаемый луч будет направлен на Австралию или на другой регион Юго-Восточной Азии. Так как из нашего телекоммуникационного центра в Щёлково этот спутник будет не виден, то в районе Хабаровска мы построим новую станцию управления и телепорт, тем самым расширив географию нашей наземной инфраструктуры».

До 2020 г. ГКС намерено запустить еще два спутника связи – «Ямал-601» и «Ямал-501». Благодаря этому пропускная способность системы «Ямал» увеличится с 17 до 84 Гбит/с, а орбитальная емкость вырастет с 242 до 1116 эквивалентных транспондеров.

22 января 2014 г. было объявлено, что аппарат «Ямал-601» со стартовой массой 5700 кг, мощностью полезной нагрузки 10,6 кВт и сроком службы 15 лет будет создан фирмой ТАС на базе платформы Spacebus-4000C4 и запущен в 2016 г. на «Протоне-М» с привлечением компании ILS в качестве поставщика пусковых услуг.

Спутник будет предоставлять услуги связи в Европе, на Ближнем Востоке, в Северной Африке и Юго-Восточной Азии. Стоимость договора между ГКС и ТАС с условиями «под ключ» составляет не более 10,1 млрд руб, сроки выполнения работ – не более 28 месяцев с даты их начала.

Однако на сроки создания «Ямала-601» уже оказали влияние санкции США, запрещающие ввоз в Россию продукции двойного назначения. «Проходит процесс реконфигурации, суть которого – привлечение в проект российской кооперации и замена комплектующих американского производства на европейские и российские», – отметил в августе 2014 г. заместитель гендиректора ГКС по маркетингу и бизнес-планированию Игорь Кот.

В 2018 г. предстоит запуск спутника «Ямал-501» с полезной нагрузкой мощностью 12 кВт, представленной транспондерами Ку- и Ка-диапазона.

По материалам ИСС, ГКС, ГКНПЦ имени М. В. Хруничева, ILS, Интерфакс и ComNews

# Третий «квартет» на орбите

И. Чёрный.  
«Новости космонавтики»

кетом ракеты, а представители НПО имени С. А. Лавочкина и ЦЭНКИ заправили баки РБ компонентами топлива и сжатыми газами. Системы и агрегаты комплекта технологического оборудования стартового комплекса (СК) были готовы для приема РН.

15 декабря состоялся вывоз «Союза» на СК. Решение об этом приняла накануне совместная российско-европейская комиссия.

Операции обратного отсчета начались примерно за 8 часов до старта. Пусковые расчеты несколько часов выполняли последние ручные операции с ракетой. После первоначального опроса на носитель было подано напряжение для проверки функционирования систем связи, управления полетом, двигательных установок и оборудования аварийного прекращения полета. Завершая работы на площадке, стартовая команда убрала рабочие платформы и привела в готовность к запуску все наземные системы.

Российская Госкомиссия дала разрешение на предстартовую подготовку РН и зеленый свет на заправку компонентов ракетного топлива в Т-4 час. Во время заправки, продолжавшейся два часа, в 12 баков ракеты «Союз» было залито 272,14 т жидких и газообразных компонентов.

Заправка завершилась к Т-105 мин, после чего начался набор готовностей, включая испытания электросистем, системы управления и проверку связи. В Т-60 мин мобильная башня обслуживания ушла в стартовое положение на безопасное расстояние от «Союза».

Цифровая система управления полетом получила обновленный пакет полетного программного обеспечения в Т-45 мин на основе самых свежих измерений условий в верхних слоях атмосферы. В Т-30 мин была активирована командная линия подачи электроэнергии.

В Т-18 мин спутники ОЗб, смонтированные на адаптере под головным обтекателем (ГО), перешли от наземного источника питания к бортовой сети. От них в Центр управления поступил сигнал готовности.

За десять минут до старта была включена система наведения «Союза». Терминальная фаза обратного отсчета началась в Т-6 мин: носитель переводился в пусковую конфигурацию. В Т-5 мин «Фрегат» переключился на питание от батареи и перешел в режим полета, также как и телеметрическая система «Союза». В Т-60 сек на автономное питание перешла ракета, а бортовая система взяла на себя контроль всех функций. Отсоединились кабели, идущие от кабель-заправоч-

ной мачты (КЗМ) к третьей ступени ракеты, а сама КЗМ отошла от носителя в Т-40 сек.

В Т-17 сек была выдана команда на зажигание, и в 18:37:00 UTC «Союз» стартовал. После короткого вертикального участка подъема началось маневрирование по тангажу и крену. Зона максимального скоростного напора и звуковой барьер были преодолены примерно на 70-й секунде полета. В Т+118 сек выключились двигатели четырех боковых блоков первой ступени, которые отделились от центрального блока второй ступени и упали в Атлантический океан в 350 км от места старта. На 4-й минуте полета были сброшены створки обтекателя.

Двигатель второй ступени работал до Т+285 сек. Еще до его полной остановки был запущен двигатель третьей ступени, а затем последовала команда на разделение.

Третья ступень «Союза» закончила работу, выведя космическую головную часть (КГЧ) на промежуточную орбиту наклонением 5,27° и высотой -1186×194 км.

В Т+563 сек от третьей ступени отделился РБ с диспенсером и спутниками, который сформировал трехосную ориентацию и включил свой маршевый двигатель в Т+623 сек. Проработав в первом включении 236 секунд, «Фрегат» успешно вывел КГЧ на опорную орбиту наклонением 5,16° и высотой 160×203 км.

После 8,5-минутной баллистической паузы двигатель РБ был запущен повторно примерно в Т+22 мин 50 сек. Второе включение «Фрегата» продолжалось 511 сек, обеспечив формирование переходной орбиты наклонением 3,88° и высотой 190×7868 км.

На подъем головного блока в апогей ушла 81 минута. Во время пассивного полета РБ плавно поворачивался для соблюдения теплового режима. Все шло нормально, но при входе в зону радиовидимости наземной станции на Гавайях перед критически важным третьим импульсом сигнал с «Фрегата» отсутствовал. Видеоряд, переданный из зала управления «Юпитер» в Куру, показывает, как волнуются и переживают специалисты, пытаясь проанализировать сложившуюся ситуацию. Что стало причиной исчезновения сигналов – проблема на борту РБ или неисправности наземных систем передачи данных – неизвестно\*\*.

Третье включение и выключение ЖРД «Фрегата», планировавшиеся на Т+112 мин 25 сек и Т+117 мин 27 сек, прошли в режиме радиомолчания, и лишь позже стало известно, что маневр был отработан штатно. Первая пара спутников (КА №2 и №4)

**18** декабря в 15:37:00 местного времени (18:37:00 UTC) с пусковой установки 371СК13 комплекса ELA2 Гвианского космического центра (ГКЦ) стартовые расчеты прикомандированных специалистов ЦЭНКИ осуществили пуск РН «Союз-СТБ» (372РН21Б №Т15000-007) с РБ «Фрегат-МТ» (14С44 №133-01) с целью выведения на орбиту третьей партии КА широкополосного доступа в Интернет в интересах компании O3b Networks Ltd. (Великобритания)

Запуск с обозначением VS10 прошел удачно. Спустя 2 часа 22 мин после старта все КА были выведены на орбиты с параметрами, близкими к расчетным (см. табл.).

Наименование	Номер	Обозначение	Параметры орбиты			
			i	Ир, км	На, км	P, мин
ОЗб FM9	40351	2014-083D	0.03°	7824	7836	280.68
ОЗб FM10	40348	2014-083A	0.03°	7836	7842	280.97
ОЗб FM11	40349	2014-083B	0.04°	7828	7836	280.75
ОЗб FM12	40350	2014-083C	0.03°	7815	7833	280.51

## Предновогодняя миссия, или Готовьте валидол

Первые три спутника третьего «квартета» ОЗб\* прибыли во Французскую Гвиану 31 октября, четвертый был доставлен 24 ноября. Все КА прошли необходимые проверки и испытания для пуска, назначенного на 18 декабря.

2 декабря специалисты РКЦ «Прогресс» выполнили стыковку третьей ступени с па-

\* Первая четверка была запущена 25 июня 2013 г. (НК №8, 2013, с.43-45), вторая – 10 июля 2014 г. (НК №9, 2014, с.42-43). Оба запуска выполнены из ГКЦ с помощью ракет типа «Союз-СТБ».

\*\* Похожий случай отсутствия данных от верхней ступени произошел 11 ноября 2013 г. во время полета «Протона-М» со спутником «Радуга-1М» (НК №1, 2014, с.34). «Земля» не получала телеметрическую информацию с РБ из-за отказа бортовой информационно-вычислительной системы, но «Бриз-М» продолжал выполнять свои задачи и вывел полезную нагрузку на штатную орбиту.

отделилась в T+120 мин 46 сек, заработала и передала сигналы. По ним удалось установить, что целевая орбита наклоном 0.04° и высотой 7840 км достигнута.

По программе «Фрегат» переориентировался для обеспечения отделения второй пары спутников (КА № 1 и № 3), что и произошло в T+142 мин 27 сек. Выполнив основную задачу, РБ был переведен двумя дополнительными импульсами на орбиту захоронения наклоном 0.09° и высотой 7679×7681 км, где прошли операции пассивации блока для предотвращения взрыва его баков.

Миссия «Союза» стала последним стартом из ГКЦ в 2014 г. Этот год был напряженным для Arianespace, которая выполнила шесть пусков своей «рабочей лошади» Ariane 5: пять «даблшотов» по доставке спутников на геостационарную орбиту и единичное выведение последнего европейского автоматического «грузовика» к МКС. Легкая Vega совершила один рейс со спутником дистанционного зондирования KazEOSat-1 для Казахстана. Российский «Союз» из Куру стартовал четыре раза.

Интересно, что именно с этим запуском европейский провайдер пусковых услуг прошел отметку 500 спутников, запущенных на орбиту: четверка КА в интересах O3b Networks заняла номера от 499-го до 502-го.

В период с 21 декабря по 7 января все четыре КА были переведены на рабочую орбиту высотой 8066 км с периодом обращения 287.9 мин.

### Созвездие O3b

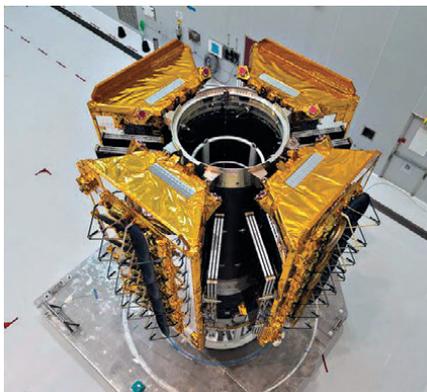
Призванная преодолеть разрыв в цифровых технологиях, программа O3b (other three billion – те три миллиарда человек, для которых Всемирная сеть пока недоступна) имеет целью предоставление услуг передачи данных в удаленных местах и в развивающихся странах с помощью группировки спутников на средневисотных орбитах, которые обеспечивают соединение пользовательских терминалов с интернет-шлюзами.

Система предоставляет услуги с низкой задержкой сигнала и высокими скоростями передачи данных. С выведением третьей четверки спутников O3b Networks\* получила надежный космический сегмент, обеспечивающий на ближайшие годы постоянные услуги по доступу в Интернет в странах Азии, Ближнего Востока, Африки и Латинской Америки. Всего в созвездии O3b может быть до 16 КА. Суммарная мощность всего созвездия при полном развертывании достигнет примерно 160 Гбит/сек.

Правда, оптимальное покрытие существует лишь для потребителей, расположенных в поясе от 45° с. ш. до 45° ю. ш. Для широт выше 62° никакого обслуживания нет.

Развертывание системы не обошлось без трудностей: в сентябре 2013 г. транспондеры, установленные на первых четырех КА, «продemonстрировали неожиданное ухудшение функциональных способностей по обеспечению синхронизации сигналов, необходимых для сброса данных по нисходящей линии». Это побудило отложить за-

*\* O3b также обеспечивает волоконно-оптическое подключение к операторам связи и транзитное подключение к сотовым операторам стандартов 3G и WiMAX.*



пуск второй партии спутников с сентября 2013 г. на июль 2014 г., чтобы поменять компоненты, на которые пало подозрение. С запуском 10 июля 2014 г. второй партии спутников, размещенных на экваториальной круговой орбите высотой 8066 км с шагом 45° по долготе, O3b начала поставки оперативных услуг.

Космический сегмент созвездия O3b разработан и изготовлен компанией Thales Alenia Space с использованием платформы ELiTeBus, ранее применявшейся для изготовления низкоорбитальных КА, таких как спутники связи GlobalStar.

Каждый спутник O3b имеет стартовую массу 700 кг при сухой массе около 450 кг. Платформа трапецевидной формы построена из алюминиевых сотовых панелей и предоставляет все необходимые ресурсы, включая возможность нацеливания для полезной нагрузки, способность корректировать орбиту при помощи двигательной установки, стабильное питание и соединения для передачи данных. Платформа может вместить более 300 кг полезной нагрузки, которая монтируется на надирной панели размером 3.0×1.6 м.

Аппарат оснащен двумя разворачиваемыми трехсекционными панелями солнечных батарей (СБ) с фотоэлементами из арсенида галлия. В систему электропитания также входят блок распределения и литий-ионные аккумуляторы. Панели СБ способны автоматически отслеживать Солнце. В начале жизни система дает около 2400 Вт электроэнергии, в конце активного срока существования – около 1700 Вт при номинальном потреблении полезной нагрузки около

1000 Вт. Главная шина на спутнике имеет напряжение 28 В.

Стабилизация платформы по трем осям с возможностью точного нацеливания полезной нагрузки обеспечивается данными о местоположении, предоставляемыми датчиками Земли, а также точными датчиками Солнца и инерциальным измерительным блоком. Навигационная аппаратура GPS дает информацию о текущем положении КА и позволяет рассчитать геометрию пролета над различными точками Земли.

Стабилизация и ориентация поддерживаются с помощью комбинации маховиков и магнитных катушек. Маневры переориентации и коррекции орбиты осуществляются восемью двигателями на монотопливе (масса гидразина – 141 кг) тягой по 1 Н каждый, которые могут использоваться для ориентации, сброса накопленного момента импульса и для коррекций орбиты.

Спутники O3b рассчитаны на десять лет активной работы.

Полезная нагрузка аппаратов – мощная система передачи данных, работающая в Ka-диапазоне. Двенадцать полностью управляемых антенных узлов установлены на надирной панели спутника. Два луча предназначены для шлюзовых соединений, а 10 лучей с суммарной полосой пропускания 4320 МГц – для удаленных терминалов. Каждая антенна обеспечивает пропускную способность 1.2 Гбит/с – 600 Мбит/с для восходящей линии связи и по нисходящей линии связи, в результате общая пропускная способность – 12 Гбит/с на спутник.

Каждая антенна может быть перенацелена в любую точку в пределах зоны досягаемости спутника в течение нескольких минут, что позволяет гибко планировать сеанс связи и обеспечить охват там и тогда, где и когда это необходимо. Гибкая конфигурация системы дает возможность передачи данных между спутниками и тем самым – простое магистральное решение для связи между двумя или более пунктами.

Поскольку спутниковая группировка обращается по орбите средней высоты, задержка времени передачи данных значительно ниже для O3b при сравнении со спутниками связи на геостационарной орбите, где она достигает 500 мс. O3b намерена предоставлять голосовые сообщения с односторонней задержкой 179 мс и задержкой передачи данных «из конца в конец» 238 мс. Для морских перевозок будет обеспечена высокоскоростная беспроводная связь со скоростью более чем 500 Мбит/с.

Как было объявлено 8 декабря, компания SES Government Solutions продемонстрировала на авиабазе МакДилл во Флориде (США) возможность использования системы O3b для передачи в реальном масштабе времени видеoinформации формата 4K в интересах полевых частей и других пользователей в районах, не обеспеченных широкополосным Интернетом. Речь идет, в частности, о картах высокого разрешения, метеоданных и другой информации. Отмечается, что ориентируемые лучи на спутниках системы могут отслеживать мобильный объект, такой как спутниковая или авиационная разведывательная платформа, причем этот узкий канал трудно перехватить или заглушить.

И. Афанасьев.  
«Новости космонавтики»



# Полет второго «Кондора»

**19** декабря в 07:43:32 ДМВ (04:43:32 UTC) из шахтной пусковой установки (ШПУ) № 59 площадки №175 космодрома Байконур расчеты Центра эксплуатации и наземной космической инфраструктуры (ЦЭНКИ) и специалисты Военно-промышленной корпорации «Научно-производственное объединение машиностроения» (ВПК «НПО машиностроения») осуществили пуск РН «Стрела» (14А036, конверсионный вариант МБР РС-18Б) с малым космическим аппаратом (МКА) дистанционного зондирования Земли «Кондор-Э» в интересах инозаказчика.

Старт и полет носителя прошли штатно. «В 08:09 по московскому времени спутник успешно отделился от разгонной ступени носителя», – сообщил агентству «Интерфакс» представитель Роскосмоса.

В каталоге Стратегического командования США КА получил номер **40353** и международное обозначение **2014-084А**. По орбитальным элементам СК США параметры начальной орбиты «Кондора-Э» были следующими:

- наклонение – 74,75°;
- высота в перигее – 501,1 км;
- высота в апогее – 525,8 км;
- период обращения – 94,66 мин.

## Подготовка и пуск

Дата запуска второго аппарата, намеченная по первым результатам успеха первого «Кондора» (НК №8, 2013, с.46-50) в ноябре 2013 г., в связи с разными обстоятельствами «переехала» на весну 2014 г. Однако 25 февраля появилась информация, что пуск с космодрома Байконур не будет осуществлен в марте, как ранее планировалось. «По ряду

причин технического и организационного характера запуск «Кондора-Э» откладывается, как минимум, на несколько месяцев. Пока новая дата запуска не определена», – проинформировал Интерфакс, ссылаясь на источник в «структурах, обеспечивающих запуск».

В начале июля генеральный конструктор ВПК «НПО машиностроения» А. Г. Леонов заявил, что запуск состоится осенью 2014 г. Вскоре была названа и конкретная дата – 30 сентября. Затем речь шла о середине октября и, наконец, о 18 декабря\*.

«Кондор-Э» прибыл на космодром Байконур для окончательной подготовки к запуску 1 декабря 2014 г. В монтажно-испытательном корпусе расчеты организаций Роскосмоса провели подготовку изделия в соответствии с программой испытаний. На площадке 31 спутник заправили топливом, а затем он переехал на площадку 2А для конечных операций. Последний этапом стала установка головной части на ракету, которая уже стояла в ШПУ на площадке 175.

Старт был назначен на 18 декабря в 07:55:03 ДМВ, однако в назначенный день не состоялся. Как сообщалось, «при подготовке РН «Стрела» к запуску спутник не принял команду на переключение питания на борто-

вую батарею». В результате старт отложили на резервный день 19 декабря.

Замечания удалось оперативно устранить без извлечения ракеты из шахты. В назначенное время 19 декабря «Стрела» успешно стартовала, обеспечив через 25 минут полета выведение спутника на орбиту, близкую к расчетной. В 07:49 по московскому времени произошло отделение разгонной ступени от ракеты, в 08:09 КА отделился и начал автономный полет. Антенны и солнечные батареи раскрылись штатно, со спутником была установлена связь.

Орбитальные данные СК США показывают, что «Кондор-Э» в ту же орбитальную плоскость, что и «Кондор», запущенный почти 1,5 года назад в интересах Минобороны России, но совершает полет примерно на 9 км выше. Испытания КА продолжатся несколько недель, после чего он будет передан заказчику.

## Носитель

Специально для запуска МКА массой порядка 1000 кг на базе МБР УР-100Н УТТХ\*\* (15А35, РС-18Б) в НПОмаш была разработана РН «Стрела» (14А036), предлагаемая на рынке пусковых услуг как носитель с приемлемой стоимостью, высокой экономической эффективностью\*\*\* и надежностью. Использование космического ракетного комплекса (КРК) «Стрела» должно было обеспечить экономически выгодные запуски МКА на орбиты с различными высотами и наклонениями.

Решения по продлению сроков эксплуатации базовых комплексов дают возможность проведения пусков КРК «Стрела» в ближайшие десятилетия. Программа продления сроков эксплуатации МБР РС-18Б обеспечивается ежегодными запусками и дефектацией ракет, долгое время находившихся на боевом дежурстве.

В качестве двух первых ступеней ракеты используются стартово-разгонные блоки РС-18Б, в качестве третьей – незначительно доработанный штатный агрегатно-приборный блок (АПБ) – боевая ступень, которая в МБР применяется для наведения боеголовок на цель. Все ступени носителя ампулизованные, работают на топливе «азотный тетроксид – несимметричный диметилгидразин». Старт ракеты – «горячий» газодинамический, с выходом из ШПУ на тяге двигателей первой ступени. Стартовая масса РН – 105 т, максимальная длина – 28,27 м, диаметр – 2,5 м, масса полезной нагрузки – до 1700 кг.

Маршевые двигатели первой ступени (три РД-0233 и один РД-0234 разработки воронежского КБХА) включаются прямо в транспортно-пусковом контейнере (ТПК). Развивая стартовую тягу около 190,7 тс, они выталкивают ракету из ШПУ. Ступень имеет длину 17,2 м и содержит 72,2 т топлива, ко-

\* 29 августа сообщалось, что выведение на орбиту КА дистанционного зондирования Земли «Кондор-Э» и «Ресурс-П» может быть перенесено на 2015 год в связи с тем, что Казахстан не подписал разрешение на их запуск с использованием несогласованных полей падения.

\*\* Разработана в ОКБ-52 (НПО машиностроения) во второй половине 1970-х годов и принята на вооружение в 1980 г. Ракетные комплексы МБР УР-100Н УТТХ в настоящее время продолжают нести боевое дежурство, являясь одним из наиболее грозных и эффективных средств ядерного сдерживания. Их высокая надежность и боеготовность подтверждена длительной эксплуатацией.

\*\*\* Основной концепцией, реализованной в проекте, является сохранение максимальной приемственности КРК с базовым комплексом, имеющим высокие показатели надежности. Основное отличие «Стрелы» от «Рокота», спроектированного в ГКНПЦ имени М. В. Хруничева на базе той же РС-18Б, – минимизация изменений конструкции ракеты и стартового комплекса.

торое расходуется в первые 122 сек полета. Разделение первой и второй ступеней происходит на высоте около 70 км и на дальности 120 км от точки пуска.

Вторая ступень оснащена однокамерным маршевым двигателем РД-0235 и четырехкамерным рулевым РД-0236, которые создают суммарную тягу 31 тс. Ступень имеет длину 2.9 м и несет около 10.7 т топлива. Двигатели работают чуть более трех минут. На активном участке траектории второй ступени сбрасывается головной обтекатель.

Пассивный участок полета продолжается вплоть до достижения апогея переходной орбиты, где двигатель третьей ступени выдает импульс, «скругляющий» орбиту. Надо помнить, что АПБ – небольшой модуль высотой 0.5 м и диаметром 2.5 м и общей массой 1100 кг. В его баки залито всего 375 кг топлива, которое позволяет двигателю РД-0237, развивающему тягу 500 кгс, работать 200 сек.

В первом пуске 5 декабря 2003 г. «Стрела» вывела на орбиту грузомает МКА массой 978 кг (НК № 2, 2004, с. 13-16), во втором, 27 июня 2013 г., – спутник «Кондор» массой 1150 кг (НК № 8, 2013, с. 46-50). В обоих случаях специалисты отмечали высокую точность выведения, продемонстрированную конверсионным носителем.

## Система

НПО машиностроения справедливо позиционирует себя как компанию, способную осуществлять крупномасштабные оборонные проекты и программы национального значения. За свою более чем 70-летнюю историю предприятие создало широкую кооперационную сеть, сформировало инфраструктуру, приобрело необходимые знания и опыт по разработке, созданию, испытанию и производству сложнейших систем военного назначения, в том числе космических.

Сегодня подобные системы (в том числе наблюдения Земли с высоким разрешением на базе МКА) востребованы на мировом рынке. Еще в середине 1990-х годов в Реутове начали разработку серии малых спутников ДЗЗ для работы в различных частот-

▼ Найденный фрагмент обечайки бака горячего первой ступени РН «Стрела» в районе падения «Тюмень»



Фото В. Авдошкина



▲ Головная часть ракеты-носителя «Стрела»

ных диапазонах для Министерства обороны и иностранных заказчиков. К основным ее особенностям можно отнести всепогодность и круглосуточность функционирования, а также высокую чувствительность к неровностям, влажности и диэлектрическим свойствам земной поверхности. Такая система может использоваться при картографировании Земли, экологическом мониторинге, разработке природных ресурсов, а также для обеспечения национальной безопасности и решения ряда других задач.

В составе группировки системы одновременно могут функционировать несколько МКА. Наземный сегмент системы состоит из центра управления полетом и ряда пунктов приема и обработки данных для повышения оперативности информации.

Разработчики исходили из того, что МКА, функционирующие на орбите высотой 500 км, могут оснащаться как оптоэлектронной аппаратурой, так и радиолокационными станциями (РЛС) высокого разрешения с синтезированием апертуры. И те, и другие способны обеспечить съемку земной поверхности с детальным разрешением 1–2 м при ширине полосы захвата порядка 10...20 км и с разрешением 5–20 м в панорамном режиме при сравнительно широкой полосе захвата (20...160 км).

Кроме того, аппаратура спутников может перенацеливаться в диапазоне углов обзора  $\pm 20...55^\circ$ , формируя полосы обзора по сторонам от трассы полета. Как следствие, становятся возможны стереоскопические и интерферометрические съемки на двух последовательных витках или даже в один проход при малых размерах сцен.

По замыслу разработчиков, МКА строится по модульной схеме на базе универсальной космической платформы (УКП), служащей интерфейсом для интеграции различных типов полезных нагрузок. Так можно сократить общее время разработки, сборки и испытаний каждого спутника, а также уменьшить общие расходы на развертывание орбитальной группировки МКА.

Модуль полезной нагрузки может оснащаться приемными устройствами (датчиками) разных типов, работающими в панхроматическом, мультиспектральном, ближнем и среднем ИК-диапазонах, или мощной компактной РЛС с синтезированием антенной решетки. Предполагается, что совместное использование аппаратуры обоих типов обеспечивает круглосуточное и всепогодное наблюдение земной поверхности, позволяя значительно расширить

возможности обработки и повысить качество интерпретации информации ДЗЗ.

Работая в таких серьезных общенациональных программах, как «Протон», УС, ИС, «Алмаз», НПОмаш накопило огромный опыт по обработке и интерпретации данных ДЗЗ, разработав в последние 20 лет уникальные алгоритмы и специальные пакеты программ, которые позволяют получать цифровые модели рельефа и осуществлять пространственную визуализацию объектов съемки. На предприятии внедрены и адаптированы для использования данных ДЗЗ из различных источников специальные аппаратные и программные комплексы обработки информации, планирования съемок, каталогизации и архивирования данных. Результаты теоретических и прикладных исследований в области цифровой обработки данных, проводимых предприятием, были реализованы во многих совместных проектах: они позволили определить облик системы ДЗЗ и провести испытания отдельных ее компонентов.

Начиная работу в 1990-х годах в условиях практически финансово-экономической изоляции, НПОмаш положилось на способ создания космических систем «под ключ», включая разработку и поставку отдельных компонентов, консультации и обучение специалистов по вопросам создания систем и обработки данных ДЗЗ, а также услуги по обработке данных дистанционного зондирования и разработке специального программного обеспечения и геоинформационных систем.

Эти работы дали результат: запуск первого «Кондора» состоялся 27 июня 2013 г. МКА, оснащенный радиолокатором синтезированной апертуры (РСА), предназначался для получения, хранения и передачи на наземные пункты приема и обработки высокодетаальной информации ДЗЗ в микроволновом диапазоне спектра электромагнитного излучения.

История создания спутников «Кондор» подробно описана в публикации о первом запуске. Отметим лишь основные вехи проекта. После нескольких лет «спячки» работы были возобновлены в 2001 г. по «экспортной» линии. Новый план включал предложение данных, получаемых спутником, в иностранных заказчиков, и запуск МКА в интересах зарубежных заказчиков. Примерно в это же время проект спутника был переделан, чтобы соответствовать возможностям РН «Стрела», которая совершила первый испытательный полет в 2003 г. Во время переделки проекта масса аппарата выросла с 800 до 1100 кг. Предполагалось, что вскоре

после этого будет запущен первый «Кондор», но из-за отсутствия коммерческого финансирования проект вновь остался на полке, где три года ждал окончания работ над первой полезной нагрузкой.

Заказчик первого «экспортного» варианта спутника официально не назывался, но в каталоге Стратегического командования США «Кондор-Э» записан за Южно-Африканской Республикой (ЮАР), а пресса этой страны активно обсуждает контракт на 1.4 млрд рандов, заключенный с Россией в мае 2006 г. в рамках проекта Flute («Флейта»).

Масса МКА – 1150 кг, срок активного существования – пять лет. «Кондор-Э» конструктивно состоит из унифицированной космической платформы и радиолокатора синтезированной апертуры. В состав платформы входят: бортовой комплекс управления; система накопления информации; система передачи информации; двигательная установка; система обеспечения теплового режима; система генерирования электроэнергии.

Спутник оснащен двумя разворачиваемыми панелями солнечных батарей (СБ), каждая панель – из четырех секций. Общая площадь поверхности СБ составляет 9.2 м<sup>2</sup>.

ОАО «Авиационная электроника и коммуникационные системы» (АВЭКС) создало для спутника «Кондор-Э» аппаратуру регулирования и контроля (АРК) системы электроснабжения. Она обладает высокой надежностью, мощностью от 0.2 до 40 кВт и рассчитана как на штатное (28.5 В), так и на повышенное напряжение (до 120 В). Система размещена в негерметичном отсеке. Это оборудование для спутника с высокой точностью управляет четырьмя никельметалгидридными аккумуляторными батареями.

Для первого спутника «Кондор» инженеры ОАО АВЭКС разработали и произвели четыре комплекта аппаратуры АРК-20 в составе трех приборов: два прибора П101 и один П102, комплект контрольно-проверочной аппаратуры, а также комплекс специальных источников тока для питания МКА на стартовом комплексе и приборы подзаряда аккумуляторных батарей.

В системе трехосной ориентации используются гироскопы и звездные датчики. Определение параметров орбиты осуществляется с использованием приемников GPS/ГЛОНАСС. Для хранения сжатых данных, которые перед записью обрабатываются в ре-

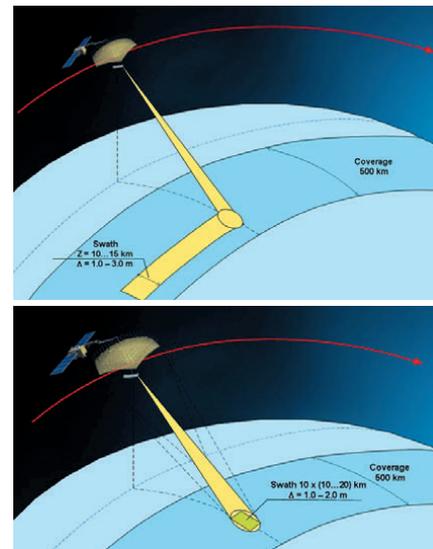
альном времени, служит твердотельное запоминающее устройство емкостью 192 Гбит. Максимальная скорость записи данных от полезной нагрузки – 960 Мбит/сек. Информация сбрасывается с борта на наземные станции с помощью терминала в диапазоне X со скоростью от 61 Мбит/сек (для региональных приемных станций) до 350 Мбит/сек (для основной станции НПОмаш).

РСА, установленный на спутнике, разработан в ОАО «Концерн радиостроения Вега». Полезная нагрузка имеет массу 350 кг, потребляет мощность от 240 до 1500 Вт – в зависимости от выбранного режима работы. РЛС S-диапазона использует параболическую антенну размерами 6×6 м, разворачиваемую сразу после того, как спутник попадает на орбиту.

Радиолокатор работает на частоте 3.13 ГГц. При выборе его облика приняты несколько ключевых решений. В первую очередь, это выбор рабочей длины волны в S-диапазоне (9.5 см). Второе – применение зеркальной антенны с рефлектором разработки ОКБ МЭИ. Такая антенна имеет большую эффективную площадь, необходимую для расширения полосы обзора до 500 км с механическим разворотом для двустороннего обзора. Фазированная антенная решетка (ФАР), как правило, требует изменения ориентации КА для получения радиолокационных изображений объектов, лежащих в стороне от трассы полета. К тому же параболическая антенна легче и дешевле, чем ФАР.

Применение цифрового формирователя сигналов и частот с гибким управлением позволяет в широких пределах менять параметры импульсов в рабочих и калибровочных режимах, а также для экспериментов. Использование транзисторного выходного усилителя с суммированием мощности 16 модулей обеспечивает более 200 Вт средней мощности излучения с запасом на эксперименты. В приемнике применено оригинальное циклотронное защитное устройство, а также быстродействующие ограничители и цифровые аттенюаторы, управляемые по программе или от цифрового устройства. Кроме того, предусмотрены режимы работы с различными поляризациями. Прием перекрестных поляризаций не предусмотрен, но ожидается, что высокое разрешение облегчит идентификацию подстилающей поверхности по текстурным признакам.

▼ Антенна «Кондора-Э». На заднем плане под обтекателем макет оптического «Кондора»



▲ Режимы работы «Кондора-Э»

Общая ширина полосы изображения локатора составляет: от 20 до 150 км – в режиме среднего разрешения и от 10 до 20 км – в режиме узкой полосы обзора для изображений с высоким разрешением. Работа на углах падения до 55° в любую сторону от спутника позволяет создать поле достижения с шириной 1000 км (500 км в обе стороны от спутника).

РСА работает в следующих режимах поляризации: «горизонтальный–горизонтальный» (прием–передача) – для средней и узкой полосы обзора и «вертикальный–вертикальный» – доступен только для режима узкой полосы обзора.

В режиме spotlight («прожекторный», или «пятно») полезная нагрузка может добиться разрешения до 1 м, в режиме stripmap («полосовой») может обеспечить изображение с разрешением от 1 до 3 м, а в режиме ScanSAR («обзорный») спутник будет охватывать большую площадь с разрешением от 5 до 30 м. Максимальная длина полосы одной сцены составляет 4000 км и определяется силовыми и информационными ограничениями. Интерферометрические измерения могут быть сделаны с помощью сканирования на последовательных витках.

Успешный запуск второго «Кондора» подтвердил правильность концепции и реализации радиолокационного спутника ДЗЗ. При всех особенностях работы, свойственных параболическим антеннам S-диапазона (о них мы писали в прошлой публикации), «Кондоры» сейчас являются единственными реальными МКА с РСА, доступными России для использования.

Неудивительно, что после ввода в строй первого «Кондора» Роскосмос запросил финансирование на постройку двух КА ДЗЗ гражданского назначения. В декабре 2014 г. Федеральное космическое агентство подвело итоги открытого конкурса по созданию до 2020 г. космического комплекса на базе КА типа «Кондор-Э» под названием «Кондор-ФКА»: победу одержала ВПК «НПО машиностроения».

Источники: «НПО машиностроения на рынке космических систем», Интерфакс-АВН, РИА «Новосту», [www.federalspace.ru](http://www.federalspace.ru), <http://itar-tass.com/kosmos/1657112>

# Декабрьская «Декабристка»

Я. Знаев.  
«Новости космонавтики»

**25** декабря в 06:01:13.271 ДМВ (03:01:13 UTC) с 4-й пусковой установки 43-й площадки Государственного испытательного космодрома Плесецк боевой расчет Войск воздушно-космической обороны совместно со специалистами ракетно-космической промышленности выполнил пуск РН «Союз-2.1Б» (14А14-1Б № 78031199) со спутником в интересах Министерства обороны РФ.

В 06:11 аппарат отделился от третьей ступени РН [1] и, по данным Стратегического командования США [2], вышел на орбиту с параметрами:

- наклонение – 67.14°;
- минимальная высота – 250.4 км;
- максимальная высота – 924.1 км;
- период обращения – 96.07 мин.

В 06:16 аппарат был принят на управление средствами Главного испытательного космического центра имени Г.С.Титова. Со спутником установили связь, его бортовые системы функционировали нормально [3].

Запуск был осуществлен под общим руководством командующего Войсками воздушно-космической обороны генерал-лейтенанта Александра Головки. Он стал 1601-м орбитальным стартом с космодрома Плесецк. Кроме того, это был 15-й полет «Союза-2.1Б» и 283-й пуск со стартового комплекса 17П32-4 (с учетом двух суборбитальных).

Спутник получил официальное название «Космос-2503», а в американском каталоге ему присвоили номер **40358** и международное обозначение **2014-086A**.

О предстоящем событии было объявлено 24 декабря [4]. Сообщалось, что ракета «Союз-2.1Б» вывезена на стартовый комплекс 22 декабря и пуск намечен на 25 декабря.

Управление пресс-службы и информации Минобороны России в своих сообщениях обычно не раскрывает назначение запускаемых военных аппаратов. «Космос-2503» стал исключением: он был объявлен спутником связи [3]. Вместе с тем, по мнению независимых зарубежных космических экспертов, запущенный аппарат является вторым спутником радиотехнической разведки «Лотос-С». В частности, так считают немец Гюнтер Кребс [5], британец Роберт Кристи [6], француз Николя Пилле [7], португалец Руй Барбоза [8] и американец Джонатан МакДауэлл [9].

Кребс пишет, что второй «Лотос-С» имеет индекс 14Ф145. По его данным, первый «Лотос-С», запущенный 20 ноября 2009 г. («Космос-2455»; *НК* № 1, 2010, с. 33), являет-

ся тестовым аппаратом и проходит под индексом 14Ф138.

Совершенно не утверждая, что «Космос-2503» действительно второй «Лотос-С», попытаемся проанализировать некоторые имеющиеся в сети открытые источники информации, а выводы предоставим сделать самим читателям.

Во-первых, по данным газеты «Коммерсант» [10], «Лотос-С» создан московским Центральным научно-исследовательским радиотехническим институтом имени академика А.И.Берга (ЦНИРТИ), питерскими Конструкторским бюро «Арсенал» и одноименным машиностроительным заводом, а также самарским Ракетно-космическим центром «Прогресс» в рамках проекта системы радиотехнической разведки нового поколения «Лиана». В газете рассказывается, что проектирование «Лианы» началось в 1993 г. Спустя три года от разработчиков потребовали подогнать новые спутники под выведение российской ракетой «Союз» вместо украинского «Зенита», а в 2002 г. было решено создавать аппараты «Лианы» на той же самой платформе, что используется в спутниках «Кобальт» и «Ресурс».



Во-вторых, на сайте КБ «Арсенал» [11] опубликовано изображение «Лотоса-С» и говорится, что он предназначен для определения координат радиотехнических средств наземных объектов и контроля в различных радиодиапазонах ионосферы и околоземного пространства. Там приводятся следующие особенности спутника: высота рабочей орбиты – 900 км, наклонение – 67°, масса – 6000 кг, космодром запуска – Плесецк, срок активного существования – свыше трех лет, эксплуатация – с 2014 г.

По данным [2], 26 декабря «Космос-2503» поднялся на орбиту высотой 255.6×923.7 км, а 27 декабря декабря выполнил маневр на высоту 903.3×925.0 км. Наконец, 29 декабря была сформирована окончательная орбита высотой 903.6×925.3 км.

Как видно, космодром, наклонение и высота рабочей орбиты «Космоса-2503» совпадает с указанными для «Лотоса-С» на сайте «Арсенала», а также с соответствующими параметрами для «Космоса-2455».

В-третьих, работа над спутником «Лотос-С» подробно описывалась в корпоративной газете, выпускаемой «Арсеналом». Так, к примеру, в номере от 21 ноября 2014 г. № 4687 генеральный конструктор – первый заместитель генерального директора КБ «Арсенал» Евгений Лянной рассказал, что в этом году завершается создание спутника «Лотос-С» № 2 и предстоит его запуск. «Лотос-С» № 1 успешно выполняет свои основные задачи. С запуском второго мы получим



ЗАПУСК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Фото И. Маринина

систему аппаратов, которые будут работать в группировке, и информация, получаемая с них, будет более высокого качества», – проинформировал Евгений Григорьевич.

Действительно, согласно [2] восходящий узел орбиты «Космоса-2503» находится на 120° восточнее, чем у «Космоса-2455». Возможно, предпологается запуск третьего КА с таким расчетом, чтобы плоскости всех трех были разнесены на 120°.

В-четвертых, на запуске «Космоса-2503» присутствовал гендиректор КБ «Арсенал» А.В.Романов, а на самом предприятии спутник по давней традиции получил неофициальное имя «Декабристка».

В апреле 2014 г. [12] первый замдиректора отраслевого завода МЗ «Арсенал» Сергей Кирилкин отметил, что с декабря 2013 г. предприятие совместно с ЦНИРТИ, ОКБ МЭИ и РКЦ «Прогресс» готовит материалы для заключения государственного контракта на изготовление серийных аппаратов «Лотос-С». По его словам, эта работа будет основной перспективой «Арсенала» до 2018 г.

Источники:

1. <http://ria.ru/space/20141225/1040056298.html>
2. <https://www.space-track.org>
3. <http://structure.mil.ru/structure/forces/cosmic/news/more.htm?id=12004601@egNews>
4. <http://ria.ru/science/20141224/1040004039.html>
5. [http://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/lotos.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/lotos.htm)
6. <http://www.zarya.info/Diaries/Launches/Launches.php?year=2014#086>
7. <http://www.kosmonavtika.com/lancements/2014/25122014/25122014.html>
8. <http://www.zenite.nu/orbita/russia-vai-lancar-novo-satelite-losos-s>
9. <http://planet4589.org/space/jsr/back/news.707>
10. <http://www.kommersant.ru/doc/1279137>
11. <http://www.kbarsenal.ru/images/plakat/cosmos/31.jpg>
12. [http://www.mzarsenal.spb.ru/assets/files/gazeta/2014/06\\_2014.pdf](http://www.mzarsenal.spb.ru/assets/files/gazeta/2014/06_2014.pdf)

По уточненным данным, аппарат «Луч», запущенный 27 сентября 2014 г. (*НК* № 11, 2014, с. 45-46), получил наименование «Космос-2501», а спутнику «Глонасс-К1», выведенному на орбиту 1 декабря (*НК* № 1, 2015, с. 41-43), присвоено название «Космос-2502». В то же время неотделяемый габаритно-массовый макет, отправленный на геостационарную орбиту в первом пуске ракеты-носителя «Ангара-А5» 23 декабря 2014 г., название «Космос» не получил.

## «Ресурс-П» №2: не уступая зарубежным аналогам

**26** декабря в 21:55:50.141 ДМВ (18:55:50 UTC) с пусковой установки №6 площадки 31 космодрома Байконур стартовые расчеты предприятий Роскосмоса осуществили пуск РН «Союз-2.1Б» (14А14-1Б №Л15000-009) с космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Ресурс-П» (47КС) №2.

Выведение прошло успешно. В 22:05 ДМВ спутник был отделен на целевой околополярной орбите с параметрами:

- наклонение – 97,28°;
- высота в перигее – 195,3 км;
- высота в апогее – 478,7 км;
- период обращения – 90,99 мин.

В каталоге Стратегического командования США «Ресурс-П» №2 получил номер 40360 и международное обозначение 2014-087A.

В соответствии с программой полета 29 и 31 декабря на 37-м и 69-м витках соответственно были проведены коррекции с целью перевода КА на рабочую орбиту. Первый маневр был начат 29 декабря в 05:13:13. Бортовая двигательная установка КА выдала за 99,8 сек приращение скорости 49,1 м/с, в результате чего спутник перешел на орбиту высотой 344,9×499,4 км. Второй импульс был выдан 31 декабря в 06:54:37 за 74,1 сек. Спутник получил приращение скорости 37,1 м/с и оказался на рабочей солнечно-синхронной орбите с параметрами:

- наклонение – 97,29°;
- высота в перигее – 466,3 км;
- высота в апогее – 500,4 км;
- период обращения – 93,99 мин;
- местное время прохождения нисходящего узла – 11:50.

С 4 января 2015 г. началось тестирование целевой аппаратуры нового КА. 5 января были получены первые снимки высокодетальной аппаратуры «Геотон-Л» в панхроматическом и мультиспектральном режимах, а также широкозахватной аппаратуры высокого разрешения. Составилось включение научной аппаратуры «Нуклон», и первые измерения были переданы заказчику – НИИ ядерной физики МГУ. Специалисты протестировали также бортовой радиокомплекс аппаратуры идентификации судов (БРКАИС) разработки ОАО «Российские космические системы».

Летно-конструкторские испытания КА «Ресурс-П» №2 продолжатся до апреля 2015 г.

### Оперативное высокодетальное наблюдение в интересах развития

Космический аппарат «Ресурс-П» №2 входит в состав оперативного космического комплекса высокодетального широкополосного гиперспектрального оптико-электронного наблюдения земной поверхности, создаваемого ОАО «Ракетно-космический центр «Прогресс» по заказу Роскосмоса в рамках Федеральной космической программы.

Комплекс предназначен для получения высокоинформативных изображений земной поверхности в различных диапазонах спектра электромагнитного излучения в масштабе времени, близком к реальному, и оперативной передачи полученных данных по радиоканалу на наземный комплекс планирования, приема, обработки и распространения информации для решения широкого спектра целевых задач в интересах заказчиков (Минприроды России, МЧС России, Россельхоза, Росрыболовства, Росгидромета и др.).

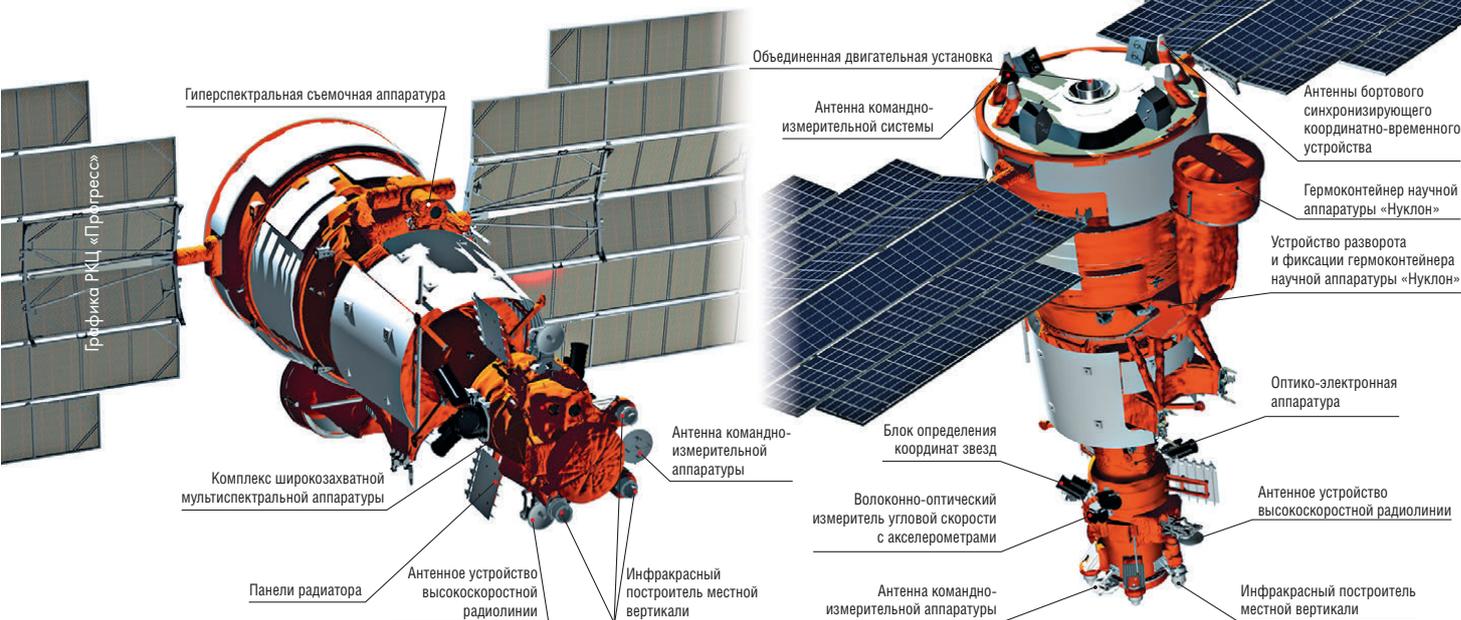
Аппараты «Ресурс-П» являются продолжением развития отечественных средств дистанционного зондирования высокого разрешения, используемых в интересах социально-экономического развития России, и должны прийти на смену КА «Ресурс-ДК».

При формировании облика космического комплекса «Ресурс-П» использовались эффективные технические решения, разработанные при создании «Ресурса-ДК» №1. Вместе с тем «Ресурс-П» по целому ряду характеристик превосходит своего предшественника.

«Ресурс-П» №1, запущенный 25 июня 2013 г., к концу декабря 2014 г. обеспечил съемку порядка 34 млн км<sup>2</sup> поверхности Земли в панхроматическом режиме. Аппарат активно эксплуатируется: 18 различных российских ведомств используют данные, получаемые со спутника.

За время полета «Ресурс-П» №1 дважды проводил коррекции орбиты, чтобы компенсировать ее «проседание» из-за торможения в верхних слоях атмосферы. Первая коррекция состоялась 21 апреля, а вторая – 21 декабря 2014 г. Запущенный сразу после этого «Ресурс-П» №2 переведен на рабочую орбиту с такой же высотой и периодом обращения, как у предшественника. Взаимное положение плоскостей орбит и двух аппаратов на орбитах подобраны так, что второй «Ресурс-П» идет с отставанием на полвитка, а его витки в проекции на земную поверхность ложатся посередине между витками первого. Таким образом, 31 декабря 2014 г. была успешно сформирована система из двух КА, работающих по единой программе.

Космическая система «Ресурс-П» при функционировании двух КА в высокодетальном режиме сможет обеспечивать среднюю производительность съемки:



◆ при одном пункте приема информации (г. Москва) – 160 тыс км<sup>2</sup> в сутки;

◆ при двух территориально разнесенных пунктах приема информации – 320 тыс км<sup>2</sup> в сутки.

Периодичность наблюдения любого района двумя КА «Ресурс-П» составит не более двух суток.

Управление аппаратами «Ресурс-П» осуществляет ЦУП ЦНИИмаш. Оператор космического комплекса – Научный центр оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ) ОАО «Российские космические системы».

Запуск следующего спутника в орбитальной группировке оптико-электронных аппаратов ДЗЗ – КА «Ресурс-П» № 3 – запланирован на 2015 г.

Необходимость создания новой гражданской системы ДЗЗ с оперативной доставкой информации была очевидна уже во время запусков спутников «Монитор-Э» (НК № 10, 2005) и «Ресурс-ДК» № 1 (НК № 8, 2006). Первоначальная концепция многоцелевого спутника прорабатывалась РНИИ КП в качестве головной организации и ГКНПЦ имени М. В. Хруничева и «ЦСКБ-Прогресс» как подрядчиками. В феврале 2007 г. на ее базе Роскосмос объявил конкурс на эскизный проект космического комплекса с КА «Ресурс-П». Однако он был признан несостоявшимся, так как в оговоренную сумму 1100 млн руб не уложился ни один из претендентов (НПО имени С. А. Лавочкина и РНИИ КП).

Как следствие, концепция была пересмотрена с сокращением состава целевой аппаратуры и приближением характеристик к уже работающему «Ресурсу-ДК». В мае 2007 г. новый конкурс на эскизное проектирование системы высокодетального, детального широкополосного и гиперспектрального оптико-электронного наблюдения земной поверхности с бюджетом 1503 млн руб выиграло самарское «ЦСКБ-Прогресс» (ныне РКЦ «Прогресс»).

Этап изготовления первого КА был профинансирован по итогам тендера, объявленного в феврале 2009 г. с бюджетом 2338 млн руб. В ноябре 2010 г. состоялся конкурс по изготовлению второго спутника системы с бюджетом 4728.2 млн руб, а в мае 2012 г. – третьего КА с бюджетом 3446.2 млн руб. Победителем этих конкурсов также стало «ЦСКБ-Прогресс».

### Винючник торжества «Ресурс-П» №2

Новый спутник выполнен на той же платформе, что и его предшественник, созданный на основе «Ресурса-ДК», но имеет больший расчетный срок активного существования (пять лет вместо трех). Компоновка КА – «вертикальная» (оптическая ось параллельна продольной оси аппарата и направлена в надир); в верхней части находится ОДУ на ЖРД с вытеснительной подачей компонентов из сферических топливных баков при помощи сжатого газа, в нижней – комплекс целевой аппаратуры, построители местной вертикали и антенны командно-измерительной системы и высокоскоростной радиодлинии. Система электропитания оснащена двумя разворачиваемыми ориентируемыми СБ и буферными аккумуляторными батареями.

Максимальная длина КА – 7930 мм, максимальный диаметр корпуса – 2720 мм, размах панелей СБ – 5003 мм, их ширина – 4500 мм. Массы новых «Ресурсов» близки к массе «Ресурса-ДК» и зависят главным образом от количества дополнительных полезных нагрузок. Минимальная масса оказалась у «Ресурса-П» № 1 – 5691 кг. «Ресурс-П» № 2 значительно тяжелее – 6392 кг, в то время как масса «Ресурса-ДК» составляла 6670 кг.

Набор целевой аппаратуры «Ресурса-П» № 2 практически полностью идентичен установленному на первом аппарате серии.

Аппаратура высокого разрешения «Геотон-Л» разработки Красногорского завода имени С. А. Зверева позволяет проводить панхроматическую съемку земной поверхности с разрешением не хуже 1 м, а также делать спектрозональные снимки разрешением от 2 м до 3 м с высоты 475 км.

Максимальная протяженность территории земной поверхности, снятая за одно включение, может достигать 2000 км, а ширина снимаемой полосы составляет 38 км. По этому показателю «Ресурс-П» оставался лидером в классе гражданских спутников высокодетального наблюдения вплоть до запуска в августе 2004 г. китайского КА «Гаофэн-2», который обладает таким же пространственным разрешением при полосе шириной 45 км.

«Геотон-Л» оснащен широкопольным линзовым объективом Лыткаринского завода оптического стекла типа «Актиний-4А» с некоторыми доработками и обеспечивает формирование изображения в плоскости чувствительных элементов матрицы. Фокусное расстояние оптической системы – 4000 мм, диаметр входного зрачка – 500 мм, относительное отверстие 1:8, угол поля зрения – 5°12'.

ОЭП панхроматического канала используют фоточувствительные элементы размером 6х6 мм, мультиспектральных каналов – 18х18 мкм. Теоретическое разрешение (проекция пикселя) «Геотона-Л» с фокусным расстоянием 4000 мм при съемке с высоты 475 км составляет 0.71 м в панхроматическом канале и 2.1 м в мультиспектральных.

Система приема и преобразования информации (СППИ) «Сангур-1У» разработки НПП ОПТЭК (филиал РКЦ «Прогресс») осуществляет преобразование непрерывно движущегося изображения видимого диапазона, сформированного оптико-электронным комплексом, в цифровой электрический сигнал, обработку, сжатие и выдачу его в бортовую аппаратуру высокоскоростной радиодлинии. Быстродействие электроники СППИ рассчитано на работу спутника без тангажного замедления.

В состав СППИ входят три оптико-электронных преобразователя (ОЭП: панхроматический и два мультиспектральных), блок управления и источники вторичного питания для блоков ОЭП. Функции ОЭП включают пре-



образование изображения в электрический сигнал, его усиление, аналого-цифровое преобразование (10 бит), сжатие и упаковку для передачи в бортовое запоминающее устройство через высокоскоростной интерфейс. Предусматривается возможность использования двух алгоритмов сжатия: адаптивной дифференциальной импульсно-кодовой модуляции ДИКМ и JPEG2000.

Наряду с ОЭА «Геотон-Л1» высокого разрешения, в состав целевой нагрузки введено съемочное оборудование еще двух типов:

Основные характеристики аппарата «Ресурс-П»	
Параметр	Значение
Масса	Около 5900 кг
Срок активного существования	5–7 лет
Ширина полосы захвата в надире	38 км
Ширина полосы обзора в надире	950 км
Периодичность наблюдения	3 сут
Максимальная длительность участка съемки	300 сек
<i>Пространственное разрешение при съемке в надире:</i>	
в панхроматическом диапазоне (проекция пикселя)	0.7–1.0 м
в узких спектральных диапазонах	2.0–3.0 м
Количество спектральных диапазонов	8
Спектральные диапазоны:	
панхроматический	0.58–0.80 мкм
узкие спектральные диапазоны	0.45–0.52; 0.52–0.60; 0.61–0.68; 0.67–0.70; 0.70–0.73; 0.72–0.80; 0.80–0.90 мкм
Средняя производительность в высокодетальном режиме съемки в панхроматическом диапазоне	0.08 млн км <sup>2</sup> в сутки
Оперативность передачи информации на пункт приема	От реального масштаба времени до 12 часов
Точность координатной привязки	5–15 м
Съемка площадок	Размером до 100×300 км
Стереосъемка маршрутов	Размером 115 км
<i>Гиперспектральная съемка:</i>	
спектральный диапазон	0.4–1.1 мкм
количество спектральных интервалов	96–255
разрешение на местности	25–30 м
ширина полосы захвата	25 км
ширина полосы обзора	950 км
<i>Широкозахватная мультиспектральная съемка (высокого/среднего разрешения):</i>	
Количество спектральных интервалов	5
Панхроматический спектральный диапазон	0.43–0.70 мкм
Узкие спектральные диапазоны	0.43–0.51; 0.51–0.58; 0.60–0.70; 0.70–0.80; 0.80–0.90 мкм
Разрешение на местности	12/60 м (панхроматический режим), 24/120 м (мультиспектральный режим)
Ширина полосы захвата	97/441 км
Ширина полосы обзора	1300 км



комплекс широкозахватной мультиспектральной аппаратуры (КШМСА) и гиперспектральной съемочной аппаратуры (ГСА) разработки Красногорского завода.

Комплекс широкозахватной мультиспектральной съемочной аппаратуры имеет две камеры – высокого и среднего разрешения. Ширина снимаемого участка Земли составляет:

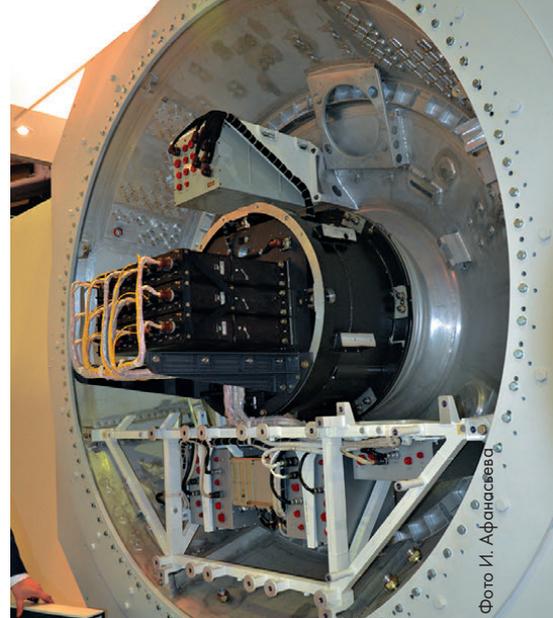
- ◆ для камеры ШМСА-ВР с разрешением 12 м – 97 км;
- ◆ для камеры КШМСА-СР с разрешением порядка 60 м – 441 км.

Инициатива создания КШМСА принадлежала РКЦ «Прогресс» с филиалом НПП ОПТЭК, и сегодня можно утверждать, что она оказалась оправданной. По результатам эксплуатации «Ресурса-П» №1 получены хорошие отзывы от эксплуатирующей организации о востребованности информации, в особенности с КШМСА высокого разрешения.

Характеристики камер определяются используемыми линейными фотоприемниками ПЗС с длиной строки 8160 и 4080 пикселей и специально разработанными Лыткаринским заводом оптического стекла телецентрическими объективами двух типов с различными фокусными расстояниями (200 и 40 мм). Каждая камера обеспечивает съемку в панхроматическом и пяти узких диапазонах.

Впервые в России на борту КА «Ресурс-П» №1 и №2 установлена гиперспектральная съемочная аппаратура ГСА. Ее особенность состоит в возможности одновременной съемки одного и того же участка земной поверхности в большом количестве узких спектральных диапазонов, охватывающих видимую и ближнюю часть инфракрасного спектра – от 0.4 до 1.1 мкм. ГСА имеет 96 спектральных каналов при спектральном разрешении от 5 до 10 нм. Ширина полосы захвата (в надире) – 25 км, пространственное разрешение (в надире) – 25 м, отношение сигнал/шум при значении сигнала, близком к сигналу насыщения, не менее 200, разрядность представления информации – 14 бит.

Аппаратура строится на базе светосильного зеркального объектива, диспергирующей системы и высокоскоростных фотоприемных матриц. Аппаратура управления ГСА и фотоприемные устройства созданы в



▲ Фотоприемная аппаратура «Геотона-Л1»

НПП ОПТЭК, фотоприемные кадровые ПЗС «Кадр-РП» разработаны в НПП ЭЛАР специально для «Ресурса-П».

В результате гиперспектральной съемки формируется многомерное пространственно-спектральное изображение, в котором каждый элементарный участок изображения (пиксел) характеризуется собственным спектром. Такое изображение называют «кубом» информации: два измерения характеризуют пространственное положение точек местности на плоскости, а третье – их спектральные свойства.

Получение гиперспектральных данных открывает совершенно новые возможности для решения задач в разных областях хозяйственной деятельности, в особенности для мониторинга природной среды и сельскохозяйственных угодий, экологического контроля, ресурсно-сырьевого картографирования.

### Настоящее и будущее орбитального комплекса

По утверждению генерального директора Ракетно-космического центра «Прогресс» А. Н. Кирилина, «Ресурс-П» «не уступает по качеству информации, получаемой с высокодетальной аппаратуры, американским или французским аналогам – Ikonos 2 (США) и Pleiades (Франция). Сравнительная оценка панхроматических снимков, полученных с этих аппаратов, подтверждает отсутствие существенных различий в их изобразительных и информативных свойствах».

В то же время КА «Ресурс-П» имеет ряд преимуществ. Одно из них – возможность комплексного наблюдения поверхности Земли за счет установки на борту нескольких видов оптико-электронной аппаратуры и их одновременной работы. Применение технологий комплексирования позволяет получить изображение земной поверхности, сочетающее все уникальные свойства, присущие снимкам различных видов установленной на КА аппаратуры. Можно сказать, «Ресурс-П» фактически сочетает в себе функции четырех разных спутников.

Эффективность использования аппарата увеличивается за счет разнообразных режимов съемки. «Ресурс-П» может вести съемку точечных объектов и маршрутов протяженностью до 2000 км, снимать на одном витке площади размером до 100×300 км, вести сте-

реосъемку (в том числе на одном витке), может снимать сложные маршруты, например изломанную береговую линию.

Космическая система, состоящая из двух аппаратов, позволит решать задачи, недоступные одиночному объекту. Во-первых, объем информации, получаемой из космоса, возрастет соответственно в два раза. Во-вторых, повысится оперативность съемки.

«При работе на орбите одного аппарата «Ресурс-П» снять, например, Москву или любой другой город получится один раз в три дня, – поясняет А. Н. Кирилин. – И это не значит, что Москву можно снять при нулевом положении КА по углу крена, то есть с лучшим разрешением и наименьшими геометрическими искажениями снимка».

В большинстве случаев съемку приходится вести с отворотом по крену. «Ресурс-П» может вести съемку вплоть до разворота по крену на 45°. Этим углом определяется полоса возможного обзора, в которой может идти съемка. Из-за увеличения дальности до снимаемого объекта при приближении к границе полосы обзора разрешение на снимке будет хуже, чем если бы съемка велась прямо под собой, в надире. То есть при работе одного аппарата страдает не только периодичность наблюдения, но и качество съемки.

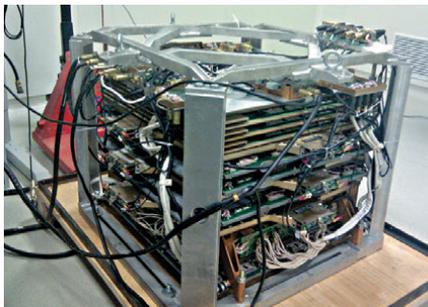
При работе космической системы в составе двух-трех КА частота съемки определенного места на земной поверхности соответственно увеличивается, и любой объект на земной поверхности может сниматься каждый день. Но и при таком числе аппаратов не удастся избежать отклонений по углу крена. Поэтому желание иметь больше спутников на орбите совершенно оправданно: ведь с увеличением размерности группировки КА можно с большей эффективностью решать задачи потребителей.

«Если говорить о предельном сочетании характеристик при решении задач ДЗЗ, то сейчас в мире некоторые разработчики провозглашают лозунг: одна Земля – одни сутки – один метр! Пожалуй, это задача на ближайшее будущее», – полагает А. Н. Кирилин.

Не забывают разработчики аппарата и о необходимости обеспечения оперативности доведения информации до потребителей: заложена техническая возможность обслуживать каждым КА до 20 пунктов приема. С увеличением количества аппаратов нагрузка на НЦ ОМЗ, оператора самарских спутников, существенно возрастет. На территории России в рамках работ по созданию Единой территориально-распределенной системы оснащаются пункты приема информации из космоса, в том числе в Москве, Новосибирске, Красноярске и Хабаровске.

### На службе науке

Попутная научная аппаратура «Нуклон», разработанная и созданная в НИИЯФ МГУ в кооперации с российскими организациями, предназначена для исследования нашей Галактики, ее объектов, поисков странной и темной материи путем регистрации и изучения галактических космических лучей. Они представляют собой интенсивный поток адронной компоненты (от протонов до самых тяжелых ядер по таблице Менделеева), а также меньший по интенсивности поток электронов и позитронов.



▲ Детектор «Нуклон»

Зная основные характеристики галактических космических лучей – распределение частиц по типам и энергиям (энергетические спектры) – и учитывая астрономические данные в разных диапазонах и современные представления о свойствах элементарных частиц, можно построить модель нашей Галактики для изучения ее объектов, в частности нейтронных звезд и сверхновых. С помощью этой модели осуществляется и целенаправленный поиск антиматерии, странной и темной материи.

Точные характеристики галактических космических лучей можно получить только над атмосферой Земли, именно поэтому эксперимент «Нуклон» ставят на орбите. Аппаратура «Нуклон» устанавливается на борту «Ресурса-П» №2 в виде моноблока на штанге. Потребляемая мощность прибора – 160 Вт. Телеметрия – не менее 10 Гбайт в сутки.

Чтобы научную аппаратуру установили на спутник, ученым нужно было вписать ее в жесткие требования по массе – не более 300 кг (360 кг с гермоконтейнером) – и при этом сохранить чувствительность к частицам высоких энергий. Но для их регистрации требуется очень тяжелый прибор – ионизационный калориметр. Изобретенный в НИИЯФ МГУ в 1950-х годах, до недавнего времени этот прибор являлся единственным недорогим и надежным спектрометром энергии первичной частицы за пределами атмосферы, правда, с существенным недостатком – потребностью большого количества плотного вещества.

Разработчики эксперимента «Нуклон», ученые НИИЯФ МГУ, смогли решить эту проблему, сочетая очень тонкий ионизационный калориметр (микроккалориметр) с кинематическим методом KLEM (Kinematic Lightweight Energy Meter). Суть метода: частица, входя в плотное вещество, дает каскад вторичных частиц, и по их среднему углу разлета определяется энергия первичной частицы. Это позволит обнаруживать частицы с энергиями от 100 ГэВ до 1 ПэВ.

В состав научной аппаратуры «Нуклон» входят четыре основные системы:

- ◆ система измерения заряда первичной частицы (или фиксации его отсутствия) – четыре слоя падовых кремниевых детекторов;
- ◆ спектрометр KLEM – графитовая мишень и шесть тонких (~2 мм) слоев вольфрама, над каждым из которых расположен слой микростриповых (шаг стрипа ~0.5 мм) кремниевых детекторов;
- ◆ сцинтилляционная система быстрого триггера, предназначенная для выделения «интересного» события из фона, – шесть слоев сцинтилляторов;

### Странная материя

Обычная материя, из которой состоят звезды, планеты и люди, имеет строгую субатомную конфигурацию. Протоны и нейтроны, составляющие ядра атомов, включают в себя по три кварка разных «ароматов»: два верхних u-кварка и один нижний d-кварк в случае протона и два нижних и один верхний в случае нейтрона.

Тем не менее теория допускает, что некоторые частицы материи могут состоять и из кварков других ароматов. Еще в 1970-х годах ученые предположили, что во Вселенной существуют частицы гипотетической странной материи, и состоящие из нее объекты назвали «странными капельками», или стрпельками.

В ядрах атомов странной материи должно быть примерно равное число верхних, нижних и странных ароматов. Хотя обычно странные частицы с участием s-кварка быстро распадаются, ядро большой массы с s-кварками может оказаться стабильным. Согласно гипотезе, странная материя должна быть массивнее обычной. Кроме того, встретив обычную материю, она может конвертировать ее в странную.

Настоящей странной материи пока никто не видел. Однако, как дали понять представители CERN'a в апреле 2014 г., ученые уже смогли получить в лабораторном эксперименте элементарную частицу, состоящую из четырех кварков.

- ◆ вольфрамово-кремниевый микрокалориметр, предназначенный для полетной калибровки спектрометра KLEM и выделения электромагнитной компоненты (высокоэнергичных фотонов и электронов) из состава космических лучей – шесть 8-миллиметровых слоев вольфрама, над каждым из которых расположен слой микростриповых (шаг стрипа – 1.0 мм) кремниевых детекторов.

Несмотря на скромные габариты, массу и энергопотребление, эксперимент «Нуклон» увеличит общемировую статистику, собранную за предыдущие 50 лет исследований, как минимум в два раза. При этом речь идет о качественно новом материале: впервые будет исследован беспрецедентно широкий энергетический диапазон космических лучей в четыре порядка по единой методике в ходе долговременного, не менее пяти лет, орбитального эксперимента.

Подготовлено с использованием материалов ОАО РКЦ «Прогресс» и НИИЯФ МГУ



Фото С. Кузьмина

И. Лисов.  
«Новости космонавтики»



## Новый «китаец» сверхвысокого разрешения?

**27** декабря в 11:22:04.521 по пекинскому времени (03:22:05 UTC) с пусковой установки №9 Центра космических запусков Тайюань был выполнен пуск РН CZ-4В, в результате которого через 775 секунд на орбиту был выведен КА «Яогань вэйсин-26» (YG-26).

В каталоге Стратегического командования США спутник получил номер **40362** и международное обозначение **2014-088A**. Параметры начальной орбиты, рассчитанные по орбитальным элементам СК США, составили:

- наклонение – 97.44°;
- минимальная высота – 487.6 км;
- максимальная высота – 510.8 км;
- период обращения – 97.40 мин.

Это был 202-й пуск китайских носителей семейства «Чанчжэн» («Великий поход») и 24-й для ракет типа CZ-4В, разработанных и изготавливаемых на предприятиях Шанхайской исследовательской академии космической техники SAST. В течение 2014 г. было запущено четыре таких ракеты – на одну больше, чем в рекордном до сих пор 2011 г. Всего же с использованием носителей SAST в течение года было выполнено девять из 16 космических пусков.

Контроль за подготовкой и проведением пуска на космодроме и в Пекинском центре управления осуществляли заместитель начальника Главного управления вооружения и военной техники НОАК Ли Шанфу; заместитель начальника Государственного управления по оборонной науке, технике и промышленности У Яньхуа, председатель Совета директоров Китайской корпорации космической науки и техники CASC Лэй Фаньпэй, ее президент У Яньшэн и вице-президент Ян Баохуа.

Как сообщила ведомственная газета «Чжунго хантянь бао», спутник разработан в Китайской исследовательской академии космической техники (CAST, Пекин) в составе CASC. Назначение аппарата было определено стандартно: «для проведения научных экспериментов, изучения земельных ресурсов, оценки урожая сельскохозяйственных культур, а также предотвращения стихийных бедствий и минимизации ущерба от них».

2 января КА поднял свою орбиту до 489.9×516.5 км, если, как и ранее, считать высоты над поверхностью земного эллипсоида. По параметрам начальной и рабочей орбиты спутник YG-26 почти не отличается от аппаратов типа YG-5. История их создания и предположительные характеристики освещались в НК №11, 2014 по случаю запуска 8 сентября 2014 г. третьего и последнего в серии спутника YG-21. Исходя из данных, ставших известными уже после этой публикации, можно полагать, что именно эти аппараты имеют у заказчика обозначение «Цзяньбин-10» (JB-10).

Времена запуска трех КА типа YG-5 и вновь запущенного YG-26 совпадают, что обеспечило попадание последнего в ту же плоскость солнечно-синхронной орбиты с прохождением нисходящего узла в 10:30 по местному времени. Однако отнести YG-26 к спутникам типа YG-5 (JB-10) не позволяют три обстоятельства:

◆ Запущенный в сентябре 2014 г. YG-21 был открыто назван последним аппаратом соответствующего типа;

◆ Все спутники типа YG-5 запускались с Тайюаня ракетами CZ-4В под головным обтекателем диаметром 3.35 м, в то время как для запуска YG-26 был использован надкалиберный обтекатель диаметром 3.80 м;

◆ В телерепортаже о запуске была включена не встречавшаяся ранее анимация КА,

явно отличная от использованной для спутников типа YG-5.

Имеется ровно один аналог YG-26 по типу носителя и обтекателя и с учетом места запуска – единственный в своем роде спутник YG-14, также созданный CAST и запущенный 10 мая 2012 г. (НК №7, 2012). Первоначально ему приписывалось военное обозначение JB-8, затем JB-10, однако для них нашлись иные соответствия среди китайских космических разведывательных систем, и теперь представляется, что YG-14 должен иметь обозначение с еще большим номером – вероятно, JB-11.

Многие китайские наблюдатели ожидали, что YG-26 будет вторым КА типа YG-14, однако и эта гипотеза представляется маловероятной по двум причинам:

❖ YG-14 аккуратно поддерживает рабочую орбиту условной высотой 475 км, или на 14–16 км ниже, чем спутники типа YG-5 и новый YG-26. Так как высота орбиты определяет период повторения наземной трассы, а последний косвенно связан с шириной полосы захвата бортовой съемочной аппаратуры, такое различие является существенным;

❖ Анимация при запуске YG-14 была и остается уникальной и не совпадает с использованной для YG-26.

Главный конструктор и административный руководитель проекта YG-26 в репортаже о запуске назван только по фамилии Ли (李). Искать следы человека, имеющего самую распространенную в Китае фамилию, бессмысленно, но следует заметить, что при разработке спутника YG-14 эти же должности занимал Ли Цзиньдун (李劲东); не исключено, что это одно и то же лицо. В то же время известно, что разработка продолжалась по меньшей мере пять лет, а следовательно, должна была идти параллельно с проектом YG-14.

Наиболее логичный вывод из сканзано выше состоит в том, что YG-26 является первым спутником оптико-электронного наблюдения третьего поколения, предназначенным для работы на орбите высотой 491 км. Первое поколение было представлено тремя спутниками «Цзыюань-2» (запуски в 2000–2004 гг.) с пространственным разрешением бортовой аппаратуры около 3 м. Второе поколение составили три КА типа YG-5 (запуски в 2008–2014 гг.), которые, как предполагается, обеспечивают разрешение около 0.7 м.

Что же известно о спутниках третьего поколения? Официально, разумеется, ничего, и в дальнейшем изложении мы вынуждены ступить на скользкую дорожку сбора и анализа неофициальной информации.

Основная гипотеза, подсказанная внешним видом спутника YG-26 в телерепортаже о запуске, состоит в том, что на нем установлена первая в своем роде длиннофокусная оптическая система, труба которой выступает за пределы «кубика» служебного модуля КА по крайней мере на половину его высоты и имеет диаметр, близкий к половине его ширины. Грузоподъемность использованного носителя подсказывает, что YG-26 может быть, как и его предшественники, построен на платформе «Фэньянь-2» (凤眼, «Глаз Феникса») с размерами корпуса 1.8×2.0×4.6 м. Он может иметь в своей основе и другую базовую конструкцию, однако размеры ее будут такого же порядка. Таким образом, речь идет о длиннофокусном телескопе с главным зеркалом диаметром не менее 1 м. Что же известно о подобных разработках?

7 мая 2013 г. в официальной газете «Чжунго хантянь бао» в репортаже из сборочного цеха малых спутников компании «Дунфанхун» упоминалась перспектива применения на них космической камеры с апертурой (диаметром) оптической системы 1.6 м.

7 марта 2014 г. на сайте Комитета по контролю и управлению государственным имуществом Китая было опубликовано сообщение об успешном завершении термовакuumных испытаний космической камеры рекордного размера. В сообщении указывалось, что это изделие разработано Пекинским исследовательским институтом космического машиностроения и электроники («508-й институт») и представляет собой длиннофокусный оптический телескоп боль-



шого диаметра со сборкой фокальной плоскости для высокоскоростной съемки в пяти спектральных диапазонах.

21 сентября 2014 г., в день открытия 19-й конференции по дистанционному зондированию в Сиане, сообщалось, что 508-й институт разработал космическую камеру с главным зеркалом диаметром свыше 1 м. Далее указывалось, что институт освоил технологию создания камеры диаметром порядка 1.5 м и ведет разработку камеры диаметром 2 м.

В одной из публикаций 2012 г. фигурировала камера с фокусным расстоянием 10000 м для спутника компании «Дунфанхун» с быстрым перенацеливанием. Однако, поскольку в статье была явно прописана рабочая высота 700 км, мы далее эту разработку не рассматриваем.

Не будем также учитывать многочисленные публикации, в которых рассматриваются различные аспекты конструкции главных зеркал диаметром свыше 1 м, поскольку они не содержат упоминаний о готовых камерах на их основе. В порядке исключения упомянем статью Хань Чаньюаня (韩昌元) из Чанчуньского института оптики, точной механики и физики СИОМР в журнале «Гуансюэ цзинми гунчэн» («Оптика и точная механика») за ноябрь 2008 г., в которой автор рассматривает несколько вариантов оптических схем с фокусным расстоянием 12000 мм, обеспечивающих при съемке с высоты 500 км на линейку ПЗС-матриц с временным накоплением изображения с пространственным разрешением 0.5 м\*.

В ноябре 2014 г. Герт Майнль (Gert Meinl) предпринял поиск наименований китайских разведывательных спутников в официальных источниках, таких как сайты научных институтов и публикации экономических аналитиков. С учетом стандартной замены закрытого наименования JB («Цзяньбин») на разрешенное XX, им были найдены уже надежно установленный и летающий JB-9, спутник JB-11 разработки пекинской академии CAST и аппараты JB-12 и JB-14 от шанхайской академии SAST, которые, насколько известно, еще не запускались.

В марте 2014 г. хорошо осведомленный участник ки-

тайского космического форума 9ifly.cn, пишущий под именем Lsqurrel, заявил, что находящиеся в разработке спутники JB-13 и JB-15 будут оснащаться оптическими системами с апертурой 1.3 и 1.6 м, причем спутник JB-13 будет иметь разрешение 0.4 м. Он также процитировал сообщение с другого форума, где говорилось о появлении годом раньше некоей чанчуньской камеры и о том, что в скором будущем можно ожидать создания космических систем с использованием и ее, и камеры 508-го института.

По крайней мере два специалиста, обучающиеся в Аспирантуре Китайской АН и постоянно работающие в СИОМР, включили наименование XX-13 в списки своих работ. Так, Го Юнфэй (郭永飞) с октября 2010 г. по октябрь 2015 г. руководит проектом оптико-электронной камеры XX-13, а Вань Чжи (万志) с июня 2011 г. по декабрь 2013 г. возглавлял работы по лабораторной радиометрической калибровке камеры XX-13(B). Таким образом, в Чанчуне действительно разрабатывалась новая камера для спутника JB-13.

Этот набор исходных данных может не быть полным, но уже позволяет предположить существование двух проектов китайских разведывательных КА со сверхвысоким разрешением. Один – JB-15 – основан на легком спутнике компании «Дунфанхун» массой порядка 1000 кг и имеет камеру 508-го института с апертурой 1.5 или 1.6 м. Ее фокусное расстояние неизвестно, однако для подобных разработок характерно относительное отверстие порядка 1:10, то есть фокус должен быть примерно в 10 раз больше диаметра. Второй – JB-13 – разработан CAST, имеет массу порядка 3000 кг и несет чанчуньскую камеру с апертурой в пределах 1.1–1.3 м и фокусным расстоянием порядка 12 м.

Если предположить, что JB-13 использует типичные для современных китайских аппаратов ПЗС-матрицы для регистрации изображения с элементами размером 10 мкм, то при съемке с высоты 491 км пространственное разрешение получается на уровне 0.41 м, что соответствует оценке Lsqurrel и равняется возможностям американского аппарата GeoEye-1\*\* с высоты 681 км. Верны ли эти догадки – должны показать последующие китайские публикации.

Соблазнительно также предположить, что описанный нами JB-15 есть не что иное, как запущенный 20 ноября 2014 г. «Яогань вэйсин-24» (HG №1, 2015), тем более что разработчики служебного модуля и целевой аппаратуры у них одинаковы, а отсутствие изображений запущенного КА не накладывает ограничений на реконструкцию. Увы, официально заявлено, что на YG-24 успешно работает пара камер, а вообразить на легком аппарате два 1.6-метровых объектива решительно невозможно. Вопрос о характеристиках и правильном обозначении спутника YG-24 пока остается открытым.



\* Нетрудно заметить, что такое разрешение получилось бы при использовании матриц с элементами размером 12 мкм.

\*\* GeoEye-1 оснащен телескопом модифицированной схемы Кассегрена с основным зеркалом диаметром 1.1 м и фокусным расстоянием 13.3 м. Размер элемента приемных матриц – 8 мкм.

# Гражданская «Астра» с военным приложением

В. Мохов. *На орбите - КА Astra 2G*  
«Новости космонавтики»

- наклонение – 22°58'41" (23°00'00");
- высота в перигее – 4127,82 км (4163,79 км);
- высота в апогее – 35748,08 км (35735,73 км);
- период обращения – 11 час 48 мин 05,7 сек (11 час 48 мин 34,3 сек).

В каталоге Стратегического командования США спутнику Astra 2G присвоен номер 40364 и международное обозначение 2014-089A.

## Старт с волнениями

В начале 2014 г. этот пуск планировался на сентябрь, однако из-за аварии «Протона-М» с КА «Экспресс-АМ4R» 16 мая все старты этого носителя сдвинулись на более поздние сроки. В августе, когда было принято решение о возобновлении пусков «Протона-М», говорилось о возможности запустить КА Astra 2G в конце ноября. 2 октября была официально названа дата старта – 28 ноября в 00:24:33 ДМВ.

23 октября самолет Ан-124-100 «Руслан» авиакомпании «Волга-Днепр» доставил из Центра имени М. В. Хруничева на космодром Байконур разгонный блок «Бриз-М» для этого пуска. Прибытие же самого КА Astra 2G задержалось: утром 28 октября Ан-124-100, перевезивший спутник по маршруту Тулуза – Москва (Шереметьево) – Байконур, совершил вынужденную посадку в аэропорту Ульяновск-Восточный. Это аэродром авиационного завода «Авиастар-СП», где изготавливались Ан-124 и Ан-124-100 и где сейчас они проходят ремонт. Поэтому Восточный является базовым аэродромом компании «Волга-Днепр», и там находится пункт технического обслуживания «Русланов».

Причиной экстренной посадки 28 октября стало повышение температуры в одном из четырех двигателей самолета. «Отключение одного из четырех двигателей «Руслана» было связано не с экстренной ситуацией, а с отклонением одного из параметров в его работе, – пояснила руководитель группы по связям с общественностью департамента внешних связей группы компаний «Волга-Днепр» Таисия Никитенко. – Это заметил борттехник, и командир принял решение об отключении двигателя. Если бы заказ был срочным, самолет мог бы продолжить полет, так как существует возможность двигаться даже на двух двигателях. Но поскольку заказ был не срочным, компания согласовала с заказчиком техническую посадку».

После осмотра двигателя и замены ряда деталей, утром следующего дня самолет продолжил полет по маршруту и через несколько часов прибыл на аэродром Юбилейный космодрома Байконур. По окончании таможенной проверки и разгрузки контейнер с КА и вспомогательным оборудованием доставили в МИК площад-

ки 92А-50. В последующие дни начались автономные испытания Astra 2G.

Тем временем стартовавший 21 октября спутник «Экспресс-АМ6» оказался на более низкой орбите, чем планировалось. Причиной этого могла быть нештатная работа РБ. 7 ноября появилось сообщение, что компании, застраховавшие запуск Astra 2G, потребовали приостановить подготовку к старту «их» спутника и предоставить информацию по работе РБ «Бриз-М». В тот же день Центр Хруничева опроверг слухи о переносе запуска Astra 2G. 11 ноября стало известно, что страховщикам была предоставлена вся необходимая информация, убедившая их в возможности запуска Astra 2G 28 ноября.

Утром 24 ноября РН «Протон-М» с КА Astra 2G была доставлена на стартовый комплекс. После подвода к ракете башни обслуживания и подключения коммуникаций специалисты Центра Хруничева и предприятий Роскосмоса приступили к работам по графику первого дня. Однако утром 26 ноября было официально объявлено об отмене пуска и переносе его на неопределенный срок.

«При проверке разгонного блока выявлена неисправность комплекса командных приборов, – сообщил представитель пресс-службы Роскосмоса. – В связи с этим будет необходимо снять ракету со стартового комплекса, отстыковать разгонный блок и заменить неисправный прибор. О новой дате запуска будет объявлено дополнительно».

Операция по съему РН с пусковой установки прошла 27 ноября. Накануне появилась информация со ссылкой на Роскосмос, что запуск Astra 2G состоится 28 декабря, а до него, 16 декабря, будет выведен на орбиту КА «Ямал-401», что планировалось ранее на 12 декабря. Отсрочка старта «Ямала» на четыре дня потребовалась для дополнительных проверок его «Бриза».



Фото О. Урусова

**28** декабря в 00:37:48.941 ДМВ (27 декабря в 21:37:49 UTC) с 39-й пусковой установкой 200-й стартовой площадки космодрома Байконур был осуществлен пуск РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» и телекоммуникационным аппаратом Astra 2G, принадлежащим люксембургской компании SES S. A. Провайдером пусковых услуг выступила компания International Launch Services Inc. (ILS).

По данным Центра обработки и отображения полетной информации ГКНПЦ имени М. В. Хруничева, отделение КА от РБ состоялось в 09:49:49.229 ДМВ (06:49:49 UTC) на орбите с параметрами (в скобках даны плановые значения):

Фото А. Пантюхина



## Спутники SES на «Протоне»

Astra 2G стал 24-м спутником компании SES и ее дочерних структур запущенным на РН типа «Протон». Это были спутники трех семейств:

- ◆ девять Astra (Astra 1F, Astra 1G, Astra 2A, Astra 1H, Astra 2C, Astra 1K, Astra 1M, Astra 2E и Astra 2G);

- ◆ семь AMC (AMC-1A (бывший GE 1A), AMC-6 (бывший GE 6), AMC-9, AMC-15, AMC-12, AMC-23 и AMC-14);

- ◆ шесть SES (SES-1, SES-3, SES-4, SES-5, SES-6 и SES-7 (бывший ProtoStar 2));

- ◆ а также КА Ciel-2 и QuetzSat 1 (их изготовление частично финансировалось SES).

Всего за период с 1996 г. ILS выполнила 87 коммерческих пусков «Протона», из которых 27,6% приходится на спутники SES S.A. Таким образом, эта компания является основным зарубежным пользователем «Протонов». Однако не все пуски для SES завершились успешно. Два КА остались на нерасчетной орбите:

- ◆ 26 ноября 2002 г. КА Astra 1K – из-за аварии РБ ДМЗ;

- ◆ 15 марта 2008 г. КА AMC-14 – из-за аварии РБ «Бриз-М».

Примечательно, что задержки запусков аппаратов SES из-за выявленной неисправности РБ «Бриз-М» до Astra 2G уже случались четыре раза.

- На 29 апреля 2003 г. был запланирован запуск аппарата AMC-9. Установка РН «Протон-М» на пусковой установке (ПУ) прошла 25 апреля. Однако при испытаниях был обнаружен отказ телеметрического блока РБ. 26 апреля РН сняли с ПУ. Старт перенесли на 19 мая. 16 мая состоялся второй вывоз РН. Но в тот же вечер обнаружилась неисправность в блоке гироскопов системы управления «Бриза-М». 17 мая РН опять была снята с ПУ. Старт состоялся лишь 6 июня 2003 г.

- 21 сентября 2004 г. предусматривался пуск РН «Протон-М» с AMC-15. Однако 10 сентября в ходе комплексных испытаний обнаружился периодически возникающий отказ в комплексе командных приборов «Бриза-М». Старт отложили на неопределенный срок. Он состоялся 15 октября.

- На 6 декабря 2005 г. был намечен старт РН «Протон-М» с AMC-23. Установка на ПУ состоялась 3 декабря. 5 декабря возник сбой в работе комплекта командных приборов «Бриза-М». 7 декабря РН была снята с ПУ. Пуск состоялся только 29 декабря.

- Запуск SES-4 планировался 26 декабря 2011 г. 24 декабря РН установили на ПУ. Однако примерно за 7 часов до расчетного времени старта при проверках «Бриза-М» был обнаружен отказ комплекса командных приборов. 27 декабря РН сняли с ПУ. Неисправный блок был заменен, пуск перенесли на 28 января. 25 января «Протон-М» доставили на стартовый комплекс. Однако 26 января в ходе комплексных испытаний возник отказ системы управления РН. 27 января РН вновь была снята с ПУ. Запуск состоялся 14 февраля.



Новый график удалось выдержать, и старт Astra 2G состоялся в ночь с 27 на 28 декабря. Выведение проходило по стандартной баллистической схеме. Первые три ступени «Протона-М» вывели орбитальный блок (ОБ) на суборбитальную траекторию, соответствующую наклонению опорной орбиты 51,5°. Выведение ОБ на целевую орбиту осуществляется по схеме с пятью включениями маршевого двигателя РБ «Бриз-М». Расчетная длительность выведения от момента старта РН до отделения Astra 2G составляла 33120,0 сек (9 час 12 мин), реальная – 33120,39 сек.

## Точка для 2G

Astra 2G был заказан в ноябре 2009 г. вместе с тремя аналогичными КА – Astra 2E, Astra 2F и Astra 5B. Всю четверку должна была изготовить компания Astrium (ныне – Airbus Defence & Space). Заказчиком выступила компания SES Astra, являющаяся дочерней структурой SES S.A. (именовавшейся в 2001–2006 гг. SES Global). В сентябре 2011 г. для снижения расходов по управлению бизнесом SES S.A. ликвидировала оба свои спутниковые подразделения – SES Astra и ее «сестру» SES World Skies.

Изначально система Astra создавалась для обеспечения территории Европы услугами непосредственного телевидения из орбитальной позиции 19,2° в.д. На данный момент в рамках системы Astra используются 12 КА, расположенные в пяти орбитальных позициях (табл. 1).

Помимо этих 12 спутников, в статусе «не находящихся в регулярной эксплуатации» (not in regular use) числятся еще девять КА семейства Astra с возрастом от 21 до 12 лет (табл. 2).

Спутник Astra 2G собран на основе базовой платформы Eurostar 3000LLX. Стартовая масса КА составила 6022 кг, габариты при запуске 6,8×3,2×2,8 м. КА имеет трехосную систему ориентации. Система электропитания включает две четырехсекционные солнечные батареи с размахом 39,8 м. Мощность системы электропитания в конце расчетного 15-летнего срока эксплуатации КА составит 13 кВт. Для поддержания ориентации КА на геостационарной орбите имеется плазменная двигательная установка, работающая на ксеноне.

Гражданская полезная нагрузка КА включает 62 транспондера Ku-диапазона (частоты канала «Земля–КА»: 12,75–13,00, 13,00–13,09, 13,75–14,50 ГГц; частоты канала «КА–Земля»: 10,70–11,20, 11,20–11,29, 11,45–12,19 ГГц) и четыре широкополосных транспондера Ka-диапазона (канал «Земля–КА»: 27,85–28,45, 28,52–28,76, 28,90–31,00 ГГц; канал «КА–Земля»: 21,40–22,20 ГГц) с шириной полосы пропускания 250, 500 и 600 МГц. Передатчики Ku-диапазона будут предоставлять услуги персонального платного телевидения, формирования сетей типа VSAT и широкополосной спутниковой связи. Они сформируют три фиксированных луча:

- ◆ Общеευропейский луч будет обеспечивать максимальную мощность сигнала на территории всей Великобритании, Ирлан-

Табл. 1. Аппараты системы Astra

Наименование точки	Astra 4	Astra 1	Astra 3	Astra 2	Astra 5
Орбитальная позиция	5,0° в.д.	19,2° в.д.	23,5° в.д.	28,2° в.д.	31,5° в.д.
Используемые в системе КА	Astra 4A*	Astra 1L Astra 1M Astra 1N Astra 1KR	Astra 3B	Astra 2A Astra 2C Astra 2F Astra 2G (план)	Astra 5B Astra 2B**
Число зарегистрированных пользователей для этой точки	48 млн антенн	114 млн антенн	20 млн антенн	45 млн антенн	12 млн антенн

\* Первоначально назывался Sirius 4. В точке 5,0° в.д. вместе с Astra 4A также работает спутник SES 5, запущенный в июле 2012 г., который в 2010–2011 гг. носил рабочее название Astra 4B.

\*\* Изначально изготавливался для позиции 28,2° в.д. В феврале 2013 г., после запуска в эту точку КА Astra 2F, Astra 2B был переведен в позицию 19,2° в.д. В феврале 2014 г. переведен еще далее на восток – в точку 31,5° в.д.

дии, Франции, стран Бенилюкса, части Германии, Австрии и Испании, позволяя принимать телепрограммы на индивидуальные антенны диаметром 40 см, а на территории Восточной Европы, Италии и на Балканах – диаметром 1 м.

- ◆ Отдельный британский луч обеспечит дополнительные ресурсы по телетрансляции для пользователей с антеннами с диаметром 40 см в Великобритании и Ирландии, в том числе и для подписчиков, использующих технологию IPTV.

- ◆ Западноафриканский луч обеспечивает прием телепрограмм на антенны с диаметром 60 см на юге Западной Африки от Сенегала до Нигерии и на антенны с диаметром 80 см в Анголе и Демократической Республике Конго.

Луч Ка-диапазона, предназначенный для широкополосной спутниковой связи, обеспечит охват всей Западной Европы от Великобритании и Франции на западе до Чехии, Австрии, Хорватии, Боснии и Герцеговины на востоке.

## Военные аспекты коммерческой спутниковой связи

Помимо гражданских транспондеров, на Astra 2G стоит полезная нагрузка X-диапазона (частоты канала «Земля–КА»: 7,90–8,40 ГГц; частоты канала «КА–Земля»: 7,25–7,75 ГГц) и «военного» Ka-диапазона (частоты «Земля–КА»: 18,85–21,20 ГГц; канал «КА–Земля»: 17,30–17,79, 18,10–18,35 ГГц). Они предназначены для предоставления услуг государственным и военным пользователям США, ЕС и НАТО. Официально количество передатчиков не называлось; говорилось лишь, что они будут использоваться в рамках «нового проекта GovSat, в котором участвует правительство Люксембурга».

На самом деле история использования госструктурами спутников, теперь входящих во флот компании SES, имеет давнюю историю. В 1973 г. американская компания RCA Astro Electronics (подразделение корпорации RCA, образованное в конце 1950-х годов), активно занимавшаяся на тот момент проектами в области телекоммуникационных КА, подписала первый контракт с ВВС США о предоставлении услуг спутниковой связи. Для реализации этого соглашения в RCA было выделено специальное подразделение RCA American Communications (RCA AmeriCom). На следующий год компания начала предоставлять услуги спутниковой связи для Министерства обороны США. В декабре 1975 г. для этих целей был выведен на орбиту первый специализированный КА

Табл. 2. Не находящиеся в регулярной эксплуатации аппараты семейства Astra

Аппарат	Дата запуска	Текущая точка стояния	Наклонение орбиты
Astra 1C	12.05.1993	В ноябре 2014 г. переведен в район точки 40° в.д.	6.9°
Astra 1D	01.11.1994	В июне 2014 г. переведен в район точки 67.5° з.д.	6.0°
Astra 1E	19.10.1995	В феврале 2014 г. переведен в район точки 31.5° в.д.	3.7°
Astra 1F	08.04.1996	В мае 2010 г. переведен в точку 54.6° в.д.	0.3°
Astra 1G	02.12.1997	Летом 2014 г. переведен в точку 60° в.д.*	0.4°
Astra 1H	18.06.1999	В середине августа 2014 г. переведен в точку 67.5° з.д.**	2.0°
Astra 2D	19.12.2000	Остается в точке 28.2° в.д., но числится «неактивным»	0.1°
Astra 2C	16.06.2001	В апреле 2014 г. переведен в точку 28.2° в.д.	1.8°
Astra 3A	29.03.2002	В ноябре 2013 г. переведен в район точки 177° з.д.***	2.1°

\* Планируется перевести в ближайшее время в новую позицию.

\*\* Работает в этой точке вместе с Astra 1D.

\*\*\* Периодически работает в этой точке совместно с КА NSS-9.

Satcom F1. С середины 1970-х услугами RCA AmeriCom пользуется NASA, а с 1979 г. – Министерство торговли США.

В 1980-е годы пользователями системы стали государственные информационные сети Вооруженных сил США AFRTS (Armed Forces Radio and Television Service) и Белого дома WHCA (White House Communications Agency), а в начале 1990-х – Центральное разведывательное управление США. В 1986 г. корпорация General Electric приобрела RCA – в результате спутниковый оператор был переименован в GE AmeriCom. Затем, в 1993 г. он был куплен компанией Martin Marietta, вместе с которой в 1995 г. вошел в состав Lockheed Martin. Наконец, в 2001 г. компания SES приобрела GE AmeriCom, переименованный в SES AmeriCom. Эта компания стала отвечать за предоставление телекоммуникационных услуг на территории Северной Америки, а подразделением по предоставлению услуг государственным органам стала компания AGS (AmeriCom Government Services).

В 2005 г. для удовлетворения спроса заказчиков AGS в Европе, Африке и Южной Америке был запущен КА AMC-12, а в регионе Тихого океана – AMC-23. В 2007 г. AGS

перешла от предоставления каналов связи к поставке «готовых решений под ключ».

В 2011 г. в рамках единой SES S.A. вопросами работы с госструктурами вместо AGS стало заниматься подразделение SES Government Solutions. Основными заказчиками компании в США являются Министерство обороны, Армия, ВВС, NASA, Министерство торговли, Министерство внутренних дел, Министерство энергетики, Министерство юстиции. Компания предоставляет широкий спектр услуг, в том числе голосовой связи, передачи видео и цифровых данных. Она также сдает в аренду транспондеры на КА, создает специализированные сети для государственных подрядчиков, таких как оборонные и телекоммуникационные компании.

До последнего времени считалось, что использование услуг частных компаний, таких как SES Government Solutions, госструктурам обходится дешевле, чем заказ собственных космических систем связи, оснащенных дополнительными средствами шифрования, защиты от всех видов помех, включая ядерные взрывы. Откровением стал отчет по стратегии использования космической связи (Satellite Communications Strategy Report), подготовленный управлением по информации оборонной США. Он был распространен в сентябре 2014 г. в Комитете по обороне Конгресса. В докладе говорится, что покупка каналов связи у коммерческих спутниковых провайдеров обходится почти в четыре раза дороже, чем использование собственных военных спутников связи. В качестве примера сообщается, что в 2013 г. Пентагон тратил около 14 200 \$ на содержание полосы пропускания шириной 1 МГц на спутнике WGS, в то же время как сопоставимая полоса на коммерческом КА стоила около 56 220 \$. Кроме того, начиная с 2010 г. цены на услуги коммерческих КА росли быстрее, чем на эксплуатацию КА WGS – 11.5% и 4.4% соответственно. В докладе приведены рекомендации ВВС США: использовать пропускную способность коммерческих спутников только тогда, когда мощностей системы WGS недостаточно.

В октябре пять американских коммерческих спутниковых операторов, ориентированных на поставку услуг госструктурам, провели «круглый стол», чтобы снять эти обвинения. «Мы не хотим критиковать нашего наиболее важного клиента, однако не знаем, как Пентагон пришел к этим цифрам», – заявил на этом мероприятии президент SES Government Solutions Тип Остерталер (Tip Osterthaler).

«При подобных анализах наилучший случай с одной стороны обычно сравнивается с наихудшим случаем с другой, – добавил президент компании Xtar LLC (коммерческий спутниковый оператор X-диапазона) Филип Харлоу (Philip Harlow). – Если Министерство обороны не начнет покупать умнее, расходы всегда будут высокими».

В ответ на критику военных Остерталер предложил создать в Пентагоне единый центр заказа услуг коммерческой связи. В настоящее время ВВС покупают спутниковую связь на основе одного единственного набора

требований, в то время как управление информационных технологий Пентагона приобретает подобные услуги на сумму более 500 млн \$ в год, базируясь в основном на индивидуальных запросах от различных военных служб.

Между тем доклад не прошел даром для коммерческих операторов. В частности, уже объявлено, что в марте 2015 г. Тип Остерталер уходит в отставку. Сама же SES Government Solutions для снижения проектных рисков постаралась найти себе поддержку на государственном уровне.

Компания предложила правительству Люксембурга (кстати, штаб-квартира SES S.A. находится именно в этой небольшой европейской стране) совместный проект GovSat по развитию услуг коммерческой связи для государственных заказчиков. Инвестиции Люксембурга в проект оцениваются в 100 млн евро в течение 10 лет начиная с 2017 г. Причем Люксембург, только входящий в проект, намерен получить выгоду уже от запуска Astra 2G.

Спутник не только позволит стране выполнить свои обязательства перед НАТО. «Этот КА поможет Люксембургу сохранить орбитальный слот, права на который истекают в январе 2015 г. [в случае если в этой точке не начнется эксплуатация КА]», – сообщил министр обороны Люксембурга Этьенн Шнайдер (Etienne Schneider), которого цитирует SpaceNews.com. По неофициальной информации, речь идет о Ka- и X-диапазонах люксембургской сети LUX-G6-12 в точке 43.5° в.д.

План использования Astra 2G выглядит следующим образом. К 8 января аппарат был стабилизирован во временной позиции 21.2° в.д. Отсюда он будет переведен в 43.5° в.д. и, по заявлению Шайдера, будет работать там не менее трех месяцев. Когда же Международный союз электросвязи подтвердит факт использования слота, КА переведут в рабочую позицию 28.2° или 28.5° в.д.

Согласно официальным планам SES Government Solutions, компания и дальше будет устанавливать специализированную «военную» связную полезную нагрузку на спутниках материнской компании. В частности, на SES-9 (на 1-й квартал 2015 г. намечен запуск в точку 108.2° в.д.) и SES-10 (1-й квартал 2016 г., в 67° з.д.) будет стоять аппаратура Ku-диапазона, а на SES-12 (4-й квартал 2017 г., в 95° в.д.) – Ku- и Ka-диапазонов.

## Сообщения

✓ Распоряжением Правительства РФ от 4 декабря 2014 г. №2459-р за подписью Дмитрия Медведева отпущен в отставку генеральный директор федерального казенного учреждения «Дирекция космодрома "Восточный"» Сергей Николаевич Скляров. В тот же день распоряжением №2460-р на эту должность назначен Кирилл Алексеевич Мартынюк. – И.И.

✓ 9 декабря генеральным директором пермского ОАО «Протон-ПМ», входящего в состав ГКНПЦ имени М.В.Хруничева, назначен Дмитрий Валерьевич Щенятский. Он сменил на этом посту Игоря Александровича Арбузова, который стал заместителем генерального директора Объединенной ракетно-космической корпорации по развитию производства. – А.К.



Фото А. Панюхина

# Китай проводил старый год, или Метеоспутник FY-2G на орбите

**31** декабря в 09:02:04.197 по пекинскому времени (01:02:04 UTC) со стартовой площадки №2 Центра космических запусков Сичан в провинции Сычуань был произведен пуск РН «Чанчжэн-3А» (CZ-3A №Y24) с метеорологическим спутником «Фэньюнь-2» №08.

Через 1416 сек после старта КА был успешно доставлен на геопереходную орбиту. Параметры ее не были объявлены китайской стороной, но должны быть близки к параметрам орбиты третьей ступени РН, определенным по ее орбитальным элементам:

- наклонение – 24.61°;
- высота в перигее – 301 км;
- высота в апогее – 37238 км;
- период – 659.0 мин.

В каталоге Стратегического командования (СК) США аппарат получил номер **40367** и международное обозначение **2014-090A**.

Китайский пуск стал последним в уходящем году и в рекордном декабре. Похоже, никогда еще мировая космонавтика не выдавала пятнадцать орбитальных пусков, причем полностью успешных, за календарный месяц! Ракета семейства «Чанчжэн» («Великий поход») полетела в 203-й раз, а носитель типа CZ-3A – в 24-й. Предыдущий ее пуск состоялся 13 января 2012 г. и также с геостационарным «Фэньюнь-2F» (HK №3, 2012).

## Четыре поколения программы

Программа «Фэньюнь» (风云, Fengyun, FY; в переводе с китайского – «ветер и облако») осуществляется по заданию Китайской метеорологической администрации CMA под управлением Национального спутникового метеорологического центра NSMC. Главные ее задачи – это съемка поверхности Земли и облачного покрова, сбор и передача данных о состоянии атмосферы, Мирового океана, космической среды.

Спутники и большая часть приборов и систем разрабатываются Шанхайской исследовательской академией космической техники SAST. В создании бортовой аппаратуры принимают участие и другие предприятия Китайской корпорации космической науки и техники CASC, а также Китайской корпорации космической науки и промышленности CASIC и Китайской академии наук.

Космическая группировка китайской метеосистемы состоит из полярного и геостационарного сегмента, для каждого из которых разработаны спутники двух поколений. Нечетные номера (FY-1 и FY-3) даны сериям аппаратов на полярной орбите, четные (FY-2 и FY-4) – геостационарным. Внутри каждой серии спутники нумеруются двумя цифрами, но чаще – буквой, указывающей порядок КА в хронологической последовательности пусков.

Реализация программы началась с разработки и запуска в 1988 и 1990 гг. двух экспериментальных полярных спутников – FY-1A и FY-1B – с пятиканальным радиометром MVISR и комплектом аппаратуры SEM для мониторинга космической среды. Два рабочих спутника с усовершенствованным 10-канальным радиометром были выведены на орбиту в 1999 и 2002 гг. Начиная с 2008 г. на смену им запускаются опытные и рабочие аппараты второго поколения FY-3 с обширным комплексом целевой аппаратуры (HK №7, 2008; №11, 2013).

В 1994 г. в состав группировки планировалось ввести первый экспериментальный геостационарный спутник FY-2 №01, но старт не состоялся в силу трагических обстоятельств. Есть несколько вариантов описания случившегося, но все они сводятся к проблеме с двигательной установкой КА. По одной из версий, 7 апреля за восемь часов до назначенного пуска при предстартовом тесте произошла утечка гидразина, которая привела к пожару и взрыву спутника. Ракета CZ-3 №Y13 получила повреждения и впоследствии так и не была использована. По другой версии, трагедия произошла 2 апреля в ходе заправки двигательной установки КА, причем в результате взрыва один техник погиб и 31 человек был ранен.

Вследствие утраты первого спутника экспериментальную серию китайских геостационарных КА, стабилизированных вращением и оснащенных трехканальным радиометром S-VISSR

Д. Бецис специально  
для «Новостей космонавтики»



Космическая группировка китайской метеосистемы				
Название спутника	Дата запуска	Ракета-носитель	Особенности орбиты	Статус
<b>Спутники «Фэньюнь-1»</b>				
<i>Орбита: полярная солнечно-синхронная наклонением 99° и высотой 860-890 км</i>				
FY-1A	06.09.1988	CZ-4A	LTDN = 03:30	Отказал после 39 суток работы на целевой орбите
FY-1B	03.09.1990	CZ-4A	LTDN = 07:55	Отказ системы ориентации после 165 суток полета. Выведен из эксплуатации в августе 1991 г.
FY-1C	10.05.1999	CZ-4B	LTDN = 08:35	Работал до 26.04.2004. Уничтожен при испытании противоспутниковой системы 11.01.2007
FY-1D	15.05.2002	CZ-4B	LTDN = 08:50	Работал до 06.05.2011, после перерыва еще несколько месяцев до 01.04.2012
<b>Спутники «Фэньюнь-3»</b>				
<i>Орбита: полярная солнечно-синхронная наклонением 98.8° и высотой 827 км</i>				
FY-3A	27.05.2008	CZ-4C	LTDN = 10:05	Работает с ограничениями, подготовлен к выводу из эксплуатации. В 2008–2012 гг. отказали пять из 11 инструментов
FY-3B	04.11.2010	CZ-4C	LTDN = 01:40	Активен, не работает один прибор
FY-3C	23.09.2013	CZ-4C	LTDN = 10:10	Активен
FY-3D	2015	CZ-4C		Изготавливается
FY-3E	2017	CZ-4C		Планируется
FY-3F	2019	CZ-4C		Планируется
FY-3G	2021	CZ-4C		Планируется
<b>Спутники «Фэньюнь-2»</b>				
<i>Орбита: геостационарная</i>				
FY-2 №01	Не сост.	CZ-3	104.5° в.д.	Не был запущен
FY-2A (FY-2 №02)	11.06.1997	CZ-3	104.5° в.д.	Отказ антенной подсистемы. В марте 1998 г. уведен в точку 86.5° в.д., с 08.04.1998 не использовался по целевому назначению
FY-2B (FY-2 №03)	25.06.2000	CZ-3	104.5° в.д.	Эксплуатировался с 01.01.2001, после отказа передатчика – с ограничениями. В сентябре 2004 уведен в резервную точку 123.5° в.д., в марте 2006 вышел из строя и покинул точку, в августе 2006 работа прекращена
FY-2C (FY-2 №04)	19.10.2004	CZ-3A	104.5° в.д.	Эксплуатировался до 23.10.2009. В октябре 2009 – январе 2010 переведен в резервную точку 123.5° в.д., в период с 10 по 13 декабря 2014 г. уведен на 611 км выше геостационара и отключен
FY-2D (FY-2 №05)	08.12.2006	CZ-3A	86.5° в.д.	Активен
FY-2E (FY-2 №06)	23.12.2008	CZ-3A	104.5° в.д.	Активен. До 23.10.2009 стоял в резерве в 123.5° в.д., к 22.11.2009 переведен в 104.5° в.д.
FY-2F (FY-2 №07)	13.01.2012	CZ-3A	112° в.д.	В резерве, используется для региональной съемки
FY-2G (FY-2 №08)	31.12.2014	CZ-3A	86.5° в.д.	Тестируется в точке 99.7° в.д.
FY-2H (FY-2 №09)	2016	CZ-3A		Изготавливается
<b>Спутники «Фэньюнь-4»</b>				
<i>Орбита: геостационарная</i>				
FY-4A	2016			В разработке
FY-4B	2018			
FY-4C	2020			
FY-4D	2023			
FY-4E	2027			

Примечание: LTDN – местное время прохождения нисходящего узла орбиты.

видимого и ИК-диапазона, составили FY-2A в 1997 г. и FY-2B в 2000 г., имевшие заводские номера 02 и 03 соответственно (см. таблицу).

Вторая, более совершенная, тройка аппаратов со сроком службы три года включала спутники FY-2C, FY-2D и FY-2E. Они были оснащены пятиканальными сканирующими радиометрами S-VISSR. Аккумуляторная батарея спутника имела большую емкость, улучшились и другие технические характеристики платформы. Аппараты FY-2C и FY-2D были введены в эксплуатацию в основных рабочих точках 104.5° и 86.5° в.д., а FY-2E после запуска «хранился» в позиции 123° в.д. и в октябре 2009 г. заменил FY-2C, который увели в резерв в 123° в.д.

На смену спутникам FY-2 шанхайская академия SAST разрабатывала аппарат второго поколения на платформе SAST-5000 с трехосной стабилизацией и новым комплектом целевой аппаратуры из трех основных и двух дополнительных приборов. На нем должны быть реализованы двухкоординатное сканирующее устройство для отображения мелкомасштабных погодных явлений, вертикальное зондирование атмосферы, наблюдение вспышек в верхних слоях в микроволновом диапазоне, а также солнечных лучей в ультрафиолете и рентгене. Количество каналов спектрометра будет увеличено до 14, появятся ИК-интерферометр, аппаратура для регистрации молний и ПЗС-камера.

Тем временем эта разработка затянулась, а срок службы имеющихся геостационарных спутников подходил к концу. Поэтому в сентябре 2007 г. было принято решение изготовить еще три КА типа FY-2 с улучшенными характеристиками радиометра S-VISSR. Первый такой аппарат был запущен 13 января 2012 г. и принят в опытную эксплуатацию 1 апреля.

### С Сичана в космос

17 сентября 2014 г. Китайская метеорологическая администрация объявила, что второй спутник с заводским номером 08 и рабочим обозначением FY-2G будет запущен в конце декабря. Аппарат был доставлен в Сичан в конце ноября. Подготовка носителя началась 3 декабря, а сам запуск был назначен на 31 декабря. В графике он имел кодовое обозначение «операция 07-62».

25 декабря были опубликованы уведомления о закрытии для полетов района старта и района падения створок головного обтекателя на 31 декабря с 00:55 до 01:25 и с 01:01 до 01:48 соответственно. Время старта выбирали с особой тщательностью: рассматривались прогнозы погоды на Земле по данным различных метеорологических центров и в космическом пространстве. 29 декабря начали последнюю проверку готовности РН, средств связи и остальных систем. 30 декабря завершили заправку топлива и окислителя, в 16:00 провели последнюю предстартовую проверку, и в 02:00 следующего дня начался обратный отсчет. Старт состоялся в расчетное время.

На околостационарную орбиту КА довели 31 декабря включением бортового твердотопливного двигателя, который был затем отделен. По китайским официальным сообщениям, 6 января в 07:40 по пекинскому



Первая ступень ракеты CZ-3A диаметром 3.35 м дошла до Земли практически неповрежденной и упала на автомобильную дорогу возле деревни Гаопинсы в провинции Гуйчжоу, примерно в 545 км от космодрома, где ее окружили любопытные местные жители, невзирая на опасность отравления токсичными компонентами ракетного топлива.



му времени «Фэнъюнь-2G» достиг временной точки стояния 99.5° в.д. В этот же день американцы нашли его на орбите, близкой к стационарной, высотой 35769×35795 км, над точкой 99.7° в.д.

Данные по параметрам космической среды с комплекса приборов SEM начали поступать 6 января в 12:31 по местному времени, а 8 января в 13:00 NSMC получил с FY-2G первый снимок облачности в видимом диапазоне. Изображение оказалось четким и сфокусированным.

12 января на совещании в Пекине разработчики и заказчики спутника обсудили план испытаний и калибровки аппаратуры, наметили тесты связи с наземными станциями. Как заявил заместитель администратора СМА Юй Жуцун (宇如聪), все данные телеметрии находятся в пределах нормы.

Сайт Метеорологического центра сообщает, что испытания продлятся до мая 2015 г., после чего планируется перевести FY-2G в основную точку стояния 105° в.д. на замену FY-2E.

### Обновленные приборы – на службу народу

FY-2G имеет форму цилиндра диаметром 2.1 м и длиной 4.5 м и стабилизируется вращением со скоростью 100±1 об/мин. Стартовая масса спутника близка к 1380 кг, а без учета апогейного двигателя – 680 кг. Расчетный срок службы аппарата – 4 года.

В состав полезной нагрузки КА входят:

◆ Сканирующий радиометр видимого и ИК-диапазона S-VISSR (Stretched Visible and Infrared Spin-Scan Radiometer) разработкой Шанхайского института технической физики Китайской АН. Прибор имеет пять

спектральных каналов: в видимом диапазоне 0.55–0.75 мкм для съемки днем, в средневолновом ИК 3.5–4.0 мкм для круглосуточной съемки, в полосе водяного пара 6.3–7.6 мкм и в длинноволновом ИК-диапазоне (10.3–11.3 и 11.5–12.5 мкм). Его датчики на материале HgCdTe поддерживаются при температуре 100 К.

Сканирование полного диска Земли занимает 30 минут: горизонтальная развертка в направлении с востока на запад обеспечивается вращением КА, вертикальная – наклоном сканирующего зеркала радиометра в направлении с юга на север (2500 шагов). Ширина сканируемой линии – 5 км, что соответствует четырем элементам в видимом диапазоне и одному в инфракрасном. При целевом наблюдении тропических ураганов и наводнений период сканирования сокращается до 15 мин.

Инструмент будет использоваться для определения температуры атмосферы, количества воды в облаках, их типа, интенсивности осадков, коэффициента отражения поверхности Земли, температуры поверхности моря и Земли, типа растительности и рельефа.

◆ Усовершенствованный монитор космической среды ASEM (Advanced Space Environment Monitor), спроектированный Национальным центром космических наук Китайской АН. Включает в себя детекторы для электронов на диапазон энергий 0.2–4.0 МэВ и более, протонов (4–165 МэВ и более) и тяжелых ионов (от 4 до 20 МэВ и более на нуклон).

◆ Детектор рентгеновского излучения SXM (Solar X-Ray Monitor) с диапазонами 1.5–12.5 кэВ и 3.1–24.8 кэВ для изучения и предупреждения солнечных вспышек.

◆ Система сбора и передачи метеоданных DCS (Data Collection Service). Ее космический сегмент образуют транспондер, механически стабилизированная антенна S-диапазона и высокочастотная принимающая антенна. Транспондер ведет прием в 133 каналах УКВ-диапазона, из которых 100 отведены для наземной аппаратуры Китая (401.1–401.4 МГц) и 33 для других стран (402.0–402.1 МГц), и сбрасывает информацию в диапазоне 468 МГц. Наземный сегмент включает многочисленные стационарные платформы на кораблях, островах, реках и горах, информация с которых собирается и распределяется Метеорологическим центром.

FY-2G во многом похож на своего предшественника – первого спутника этой «тройки». Но есть и 25 отличий, в том числе снижение примерно на 50% паразитного инфракрасного излучения и увеличение частоты калибровки спектрометра по бортовому имитатору абсолютно черного тела. «По сравнению со спутником FY-2F аппарат FY-2G еще лучше подавляет паразитную засветку, что значительно повысит качество изображения», – заявил в интервью 9 января директор NSMC Ян Цзюнь (Yang Jun), комментируя первый полученный из космоса снимок.

По материалам news.xinhuanet.com, www.cma.gov.cn, www.nsmc.cma.gov.cn, space.skyrocket.de, www.9ifly.cn, www.spaceflight101.com

# О космонавтах и астронавтах

С. Шамсутдинов.  
«Новости космонавтики»

## Анна Кикина стала космонавтом

17 декабря 2014 г. в ЦПК имени Ю. А. Гагарина состоялось заседание Межведомственной квалификационной комиссии (МВКК), на которую была представлена кандидат в космонавты Анна Юрьевна Кикина. Комиссия вновь рассмотрела результаты общекосмической подготовки и сдачи государственного экзамена А. Ю. Кикиной и решила присвоить ей квалификацию космонавта-испытателя. По окончании заседания МВКК начальник ЦПК Ю. В. Лончаков поздравил Анну Кикину с присвоением квалификации и вручил ей удостоверение космонавта-испытателя № 219.

Во исполнение решения МВКК приказом начальника ЦПК Анна Юрьевна Кикина 19 декабря 2014 г. переведена с должности кандидата в космонавты на должность космонавта-испытателя отряда ЦПК.

Кроме того, приказом начальника ЦПК кандидат в космонавты Игнат Николаевич Игнатов, получивший 22 апреля 2014 г. отрицательное заключение Главной медицинской комиссии, 19 декабря 2014 г. был отчислен из отряда космонавтов и переведен на должность ведущего инженера 1-го управления (по подготовке космонавтов) ЦПК.

Таким образом, по состоянию на 31 декабря 2014 г., в России насчитывается 40 действующих космонавтов (из них 24 имеют опыт космических полетов).

## Назначены экипажи МКС

17 декабря 2014 г. состоялось заседание Межведомственной комиссии (МВК) под председательством руководителя Федерального космического агентства О. Н. Остапенко. На основании предложений ЦПК имени Ю. А. Гагарина, РКК «Энергия» и ГНЦ ИМБП РАН комиссия утвердила российских космонавтов в экипажах МКС, стартующих в 2016 г. Ранее NASA, JAXA и EKA назначили своих астронавтов в качестве участников, и экипажи приняли следующий вид.

Основной экипаж МКС-48/49 (ТК «Союз ТМА-20М», старт – 30.05.2016):

**Анатолий Иванишин** – командир ТК и МКС-49, бортинженер-4 МКС-48, космонавт Роскосмоса;

**Такуя Ониси** – бортинженер-1 ТК, бортинженер-5 МКС-48/49, астронавт JAXA;

**Кэтлин Рубинс** – бортинженер-2 ТК, бортинженер-6 МКС-48/49, астронавт NASA. Основной экипаж МКС-49/50 (ТК «Союз МС-2», старт – 30.09.2016):

**Сергей Рыжиков** – командир ТК, бортинженер-1 МКС-49/50, космонавт Роскосмоса;

**Андрей Борисенко** – бортинженер-1 ТК, бортинженер-2 МКС-49/50, космонавт Роскосмоса;

**Роберт Кимброу** – бортинженер-2 ТК, бортинженер-3 МКС-49, командир МКС-50, астронавт NASA.

Основной экипаж МКС-50/51 (ТК «Союз МС-3», старт – 30.11.2016):

**Олег Новицкий** – командир ТК, бортинженер-4 МКС-50/51, космонавт Роскосмоса;

**Тома Песке** – бортинженер-1 ТК, бортинженер-5 МКС-50/51, астронавт EKA (Франция);

**Пегги Уитсон** – бортинженер-2 ТК, бортинженер-6 МКС-50, командир МКС-51, астронавт NASA.

Экипажи Иванишина, Рыжикова и Новицкого назначены дублирующими соответственно для экспедиций МКС-46/47, МКС-47/48 и МКС-48/49.

Самым опытным среди назначенных космонавтов является Пегги Уитсон. Она в третий раз отправится в длительный полет на орбитальной станции. В активе Иванишина, Борисенко, Новицкого и Кимброу – по одному космическому полету. Космонавтами-новичками являются Рыжиков, Ониси, Рубинс и Песке. Они стартуют в космос впервые.

Кроме того, Межведомственная комиссия включила в состав дублирующего экипажа МКС-45/46–ЭП-18 участника космического полета – гражданина Японии **Сатоси Такамацу**. Он будет дублером британской певицы Сары Брайтман, которая собирается стать восьмым по счету космическим туристом.

Сатоси Такамацу (Satoshi Takamatsu) является президентом компании Space Travel. Осенью 2014 г. он успешно прошел медицинскую комиссию в ИМБП и ЦПК. 16 октября 2014 г. Главная медицинская комиссия (ГМК) допустила Такамацу к спецподготовке в Центре. «Я очень рад тому, что буду тренироваться в качестве космонавта. Я начал мечтать о полете в космос, когда мне было шесть лет, посмотрев по телевизору посадку американских астронавтов «Аполлона-11» на Луне. Так что это действительно исполнение мечты всей моей жизни», – признался Сатоси Такамацу. По

информации из ЦПК, Брайтман и Такамацу приступят к тренировкам в январе 2015 г.

Межведомственная комиссия утвердила исключение из числа действующих космонавтов С. В. Залётина и Р. Ю. Романенко, а также отчисление из отряда космонавтов кандидата в космонавты И. Н. Игнатова. Комиссия одобрила результаты выполнения программы общекосмической подготовки кандидатами в космонавты 2012 года набора О. В. Блиновым, П. В. Дубровым, С. В. Корсаковым, Д. А. Петелиным, А. В. Федяевым, Н. А. Чубом, а также присвоение им квалификации «космонавт-испытатель».

Центру подготовки имени Ю. А. Гагарина было поручено проинформировать Межведомственную комиссию о результатах выполнения дополнительной программы подготовки кандидатом в космонавты А. Ю. Кикиной. Как уже говорилось, в тот же день, 17 декабря 2014 г., Анна Кикина в ЦПК была представлена на МВКК, и ей была присвоена квалификация космонавта-испытателя.

Экспедиции на МКС (по состоянию на 31 декабря 2014 г.)				
Экипаж МКС	Корабль Дата старта Дата посадки	Должность в экипаже МКС	Основной экипаж	Дублирующий экипаж
43/44	Союз ТМА-16М 27.03.2015 11.09.2015	БИ-1 КЗ-44 БИ-2 БИ-3 КЗ-45/46	Геннадий Падалка Михаил Корниенко (1 год) Скотт Келли (1 год)	Алексей Овчинин Сергей Волков Джеффри Уильямс
44/45	Союз ТМА-17М 26.05.2015 05.11.2015	БИ-4 БИ-5 БИ-6	Олег Кононенко Кимия Юи (Япония) Челл Линдгрэн	Юрий Маленченко Тимоти Копра Тимоти Пик (Британия)
45/46 ЭП-18	Союз ТМА-18М 01.09.2015 03.03.2016	БИ-1 БИ-ЭП УКП	Сергей Волков Андреас Могенсен (Дания) Сара Брайтман (Британия)	Олег Скрипочка Тома Песке (Франция) Сатоси Такамацу (Япония)
46/47	Союз ТМА-19М 20.11.2015 16.05.2016	БИ-4 КЗ-47 БИ-5 БИ-6	Юрий Маленченко Тимоти Копра Тимоти Пик (Британия)	Анатолий Иванишин Такуя Ониси (Япония) Кэтлин Рубинс
47/48	Союз МС 30.03.2016 16.09.2016	БИ-1 БИ-2 БИ-3 КЗ-48	Алексей Овчинин Олег Скрипочка Джеффри Уильямс	Сергей Рыжиков Андрей Борисенко Роберт Кимброу
48/49	Союз ТМА-20М 30.05.2016 16.11.2016	БИ-4 КЗ-49 БИ-5 БИ-6	Анатолий Иванишин Такуя Ониси (Япония) Кэтлин Рубинс	Олег Новицкий Тома Песке (Франция) Пегги Уитсон
49/50	Союз МС-2 30.09.2016 16.03.2017	БИ-1 БИ-2 БИ-3 КЗ-50	Сергей Рыжиков Андрей Борисенко Роберт Кимброу	космонавт РФ космонавт РФ астронавт NASA
50/51	Союз МС-3 30.11.2016 16.05.2017	БИ-4 БИ-5 БИ-6 КЗ-51	Олег Новицкий Тома Песке (Франция) Пегги Уитсон	космонавт РФ астронавт JAXA астронавт NASA

В экипажах первым указан командир ТК «Союз», на втором месте – бортинженер-1 корабля (левое кресло), а на третьем – бортинженер-2 (правое кресло).  
В дублирующих экипажах командиры экспедиций не назначаются.  
БИ – бортинженер экспедиции МКС  
КЗ – командир экспедиции МКС  
УКП – участник космического полета (турист)  
ЭП – экспедиция посещения

▼ Космонавты набора 2012 года: Дмитрий Петелин, Олег Блинов, Сергей Корсаков, Анна Кикина, Андрей Федяев, Николай Чуб и Петр Дубров



Фото ЦПК

А. Красильников, А. Хохлов.  
«Новости космонавтики»  
Фото NASA и из блогов  
космонавтов и астронавтов

# Полет экипажа МКС-42

Декабрь 2014 года

## Экспедиция МКС-42:

**Командир** – Барри Уилмор  
**Бортинженер-1** – Александр Самокутяев  
**Бортинженер-2** – Елена Серова  
**Бортинженер-4** – Антон Шкаплеров  
**Бортинженер-5** – Саманта Кристофоретти  
**Бортинженер-6** – Терри Вёртс

## В составе станции на 01.12.2014:

**ФГБ «Заря»**  
**Node 1 Unity**  
**СМ «Звезда»**  
**LAB Destiny**  
**ШО Quest**  
**СО «Пирс»**  
**Node 2 Harmony**  
**АРМ Columbus**  
**JPM Kibo**

**МИМ-2 «Поиск»**  
**Node 3 Tranquility**  
**Супола**  
**МИМ-1 «Рассвет»**  
**РММ Leonardo**  
**«Союз ТМА-14М»**  
**«Союз ТМА-15М»**  
**«Прогресс М-25М»**  
**АТВ-5 «Жорж Леметр»**

## Земля как гигантская система переработки воды

В декабре Александр Самокутяев занимался переносом грузов из корабля «Прогресс М-25М» на МКС и мусора в обратном направлении. 9–10 декабря подмосковный ЦУП проверил герметичность топливных магистралей системы дозаправки и комбинированной двигательной установки «Прогресса М-25М» и его заправочных устройств горючего и окислителя. Это делалось для предстоящей перекачки топлива из баков грузовика в баки станции.

10 декабря экипаж перекачал урину из станционной емкости во второй бак системы водообеспечения европейского корабля АТВ-5 «Жорж Леметр». Раз в неделю космонавты перекачивали питьевую воду из другого бака системы водообеспечения АТВ-5 в станционные емкости.

19 декабря атмосфера МКС была наддува воздухом на 11 мм рт. ст. из запасов «Жоржа Леметра».

## «Дракон» задерживается

В этом месяце на американском сегменте МКС готовились к прибытию долгожданного американского коммерческого грузового корабля Dragon (миссия SpX-5). Ведь, как известно, предыдущий запуск его «коллеги» – корабля Cygnus (Orb-3) – в конце октября завершился аварией (НК № 12, 2014, с. 1-7)...

1 декабря по командам хьюстонского ЦУПа мобильный транспортер, на котором находится Мобильная базовая система MBS с дистанционным манипулятором SSRMS и его «ловкой насадкой» Dextre, был передвинут по «железной дороге» на американской поперечной ферме из рабочей точки WS4 в точку WS6. На следующий день Dextre был перемещен с MBS на Лабораторный модуль

▲ Фото в заголовке:  
Греческие Афины. Вид с МКС

О круговороте воды на МКС рассказала итальянка Саманта Кристофоретти в своем дневнике на сайте <https://plus.google.com/+SamanthaCristoforetti/posts>:

«Мы перерабатываем мочу на борту благодаря установке под названием система переработки мочи, или UPA. Вы отправляете мочу из туалета в UPA и получаете два продукта: тот, который станет питьевой водой после дальнейшей обработки в системе переработки воды, и отходы – концентрат всего того в вашей моче, чего вы действительно не хотите иметь в своей будущей чашке кофе.

Соляной раствор (отходы. – Ред.) собирается в баке переработки: когда он полон, мы вынимаем его и плывем к АТВ, чтобы перекачать его в один из больших питьевых баков – конечно, только после того, как мы перекачали всю воду, которая была в этом баке АТВ!

Только туалет в модуле Node 3 (Tranquility. – Ред.) прямо подсоединен к UPA. В туалете Служебного модуля («Звезда». – Ред.), используемом в основном российскими членами экипажа, моча собирается в бак. Для нашего бортового водного баланса мы должны обработать и эту мочу, поэтому периодически несколько полных баков с мочой



▲ Туалет в Служебном модуле

«материализовываются» во временном месте хранения в модуле Node 1 (Unity. – Ред.), и мы постепенно отправляем мочу в UPA.

Если же вы один из тех, кто считает это несколько смущающим или даже отвратительным, попытайтесь посмотреть на это под другим углом: наш космический корабль Земля среди многих других вещей является и гигантской UPA. Мы просто не замораживаемся тем, чтобы думать о предыдущей истории молекул воды в нашем напитке: это не имеет большого смысла, не так ли? На МКС мы также не думаем об этом!»



▲ Саманта рядом с установкой UPA

Destiny, а 3 декабря «электровоз» передвинулся обратно в точку WS4.

5 декабря Барри Уилмор и Терри Вёртс начали подготовку грузов, возвращаемых на «Дракон». 8 декабря Терри включил блок межбортовой связи УКВ-диапазона и проверил панель управления кораблем со станции. **11 декабря** американцы и итальянка Саманта Кристофоретти, собравшись в Обзорном модуле Cupola, где расположено роботизированное рабочее место RWS, провели тренировку по сближению и захвату «Дракона».

12 и 15 декабря Барри и Саманта продолжили эти тренировки, в том числе с использованием тренажера ROBoT. Кроме того, 16 декабря астронавты отработали нештатную ситуацию, требующую переключения управления манипулятором SSRMS с места RWS в модуле Cupola на аналогичное место в модуле Destiny. Тем временем Вёртс смонтировал камеру на иллюминаторе люка нижнего узла модуля Harmony.

К сожалению, из-за неисправности магистрального клапана первой ступени ракеты-носителя Falcon-9 v1.1 запуск «Дракона» был перенесен с 19 декабря 2014 г. на 6 января 2015 г. Таким образом, американский сегмент станции остался без подарков на Рождество... Зато теперь можно было отдохнуть в праздничные дни, а не заниматься разгрузкой корабля и установкой прибывшего оборудования для научных экспериментов.

### Связь через «Лучи» установлена!

В декабре ЦУП-М тестировал единую командно-телеметрическую систему, аппарата которой находится внутри и снаружи модуля «Звезда» (НК №6, 2014, с.15-16). Цель испытаний – экспериментальная отработка приемопередающего радиоканала связи в S-диапазоне между российским сегментом станции и Землей через спутники-ретрансляторы «Луч-5».

#### ▼ Утренние процедуры Саманты



▲ Две женщины на Международной космической станции

Тесты проводились с использованием экспериментальной активной фазированной антенной решетки (АФАР), установленной на модуле «Звезда» во время июньского выхода в открытый космос (НК №8, 2014, с.13-15). Так, 16–17 декабря с Земли на «Звезду» через «Лучи-5» выдавались различные команды. Правда, в одном случае вместо запланированной команды на включение аппаратуры радиоконтроля орбиты З8Г6 была отправлена команда на открытие клапана выравнивания давления. Тщательнее надо, товарищи!

По неофициальной информации, во время двух сеансов связи все элементы российского спутникового контура управления работали штатно. Более того, энергетика тестовой АФАР позволила обеспечить 24-минутный сеанс связи через спутники-ретрансляторы – в четыре раза дольше, чем предполагали проектировщики.

Экспериментальная АФАР разработана в московском ЗАО «Меркурий». На сайте предприятия приведен интересный момент: «На этапе передачи рабочей конструкторской документации (РКД) на завод-изготовитель было обнаружено, что на модуле «Звезда» отсутствуют термостабилизированные рабочие места. В результате менее чем за три месяца в ЗАО «Меркурий» при участии специалистов РКК «Энергия» были проведены мероприятия по моделированию и выпуску конструкторской документации на автономное термостабилизированное основание для приборов моноблока, а также перевыпуск РКД на моноблок в целом».

В будущем, после успешного окончания тестов, на российском сегменте МКС и на кораблях «Союз» и «Прогресс» планируется применять штатные АФАР, которые должны обеспечить практически круглосуточный приемопередающий канал радиосвязи с Землей через спутники «Луч-5». Летные испытания штатной АФАР планируются предварительно на 2016 г.

### Оцениваем риск пищевого отравления

3 декабря в европейском Лабораторном модуле Columbus Саманта провела обслуживание стойки Biolab: почистила блоки

### Два миниспутника «Чибис» полетят в 2018–2019 годах

Заведующий лабораторией Института космических исследований РАН Станислав Климов рассказал, что через четыре-пять лет планируется вывести на орбиту малые научные аппараты «Чибис-АИ» и «Чибис-Трабонт». Первый будет исследовать атмосферу и ионосферу Земли. А вот задачи второго аппарата пришлось изменить.

«В переводе с немецкого trabant – это спутник, который идет рядом с вами. Дело в том, что ранее проект предполагал, что «Чибис-Трабонт» будет летать рядом с МКС с помощью своей собственной микродвигательной установки. Но, к сожалению, на реализацию этой идеи не хватило финансирования», – объяснил Станислав Иванович.

Он отметил, что оба аппарата будут запущены из специальных пусковых контейнеров непосредственно с борта МКС.

#### ▼ ...и отход ко сну Антона





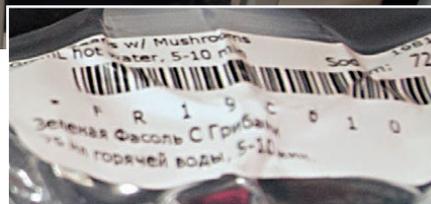
ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ

▲ Зеленая фасоль с грибами – просто добавь воды. Горячей

управления температурой, заменила мешочки с силикагелем и перчатки в перчаточном боксе. В стойке будет проводиться эксперимент TripleLux-V по изучению функций клеток иммунной системы беспозвоночных в условиях космического полета. Образцы для него привезет корабль Dragon (SpX-5). 18 декабря итальянка вместе с Барри разобралась с неисправностью дверки инкубатора в Biolab.

**5 декабря** Терри полил укладку с семенами эксперимента Aniso Tubule, исследующего рост микротрубочек в стеблях арабидопсиса (резуховидка Таля). Семена уложили в прохладу холодильника MELFI для медленного прорастания. 9 декабря ростки были помещены на стойку Saibo в японском Экспериментальном модуле Kibo в хорошо освещенном месте, а спустя несколько часов – в инкубатор CBEF. 12 декабря Вёртс настроил флуоресцентный микроскоп, достал образец растения из CBEF и запустил автоматическое наблюдение на 48 часов. А 15 декабря он завершил сессию эксперимента и убрал оборудование.

8 декабря Терри начал подготовку к эксперименту NanoRacks Module 27, в котором сравниваются темпы роста микроорганизмов на МКС и в лаборатории Университета



Калифорнии в Дэвисе. 9–12 декабря он сканировал микропланшеты с образцами, наблюдая за ростом бактерий.

10 декабря Кристофоретти перепрограммировала контроллер центрифуги NanoRacks Platform-3 для эксперимента с плодовыми мушками, которые прилетят на «Дракон».

15–16 декабря Уилмор занимался биологическим экспериментом Seedling Growth-2, проведя техническое обслуживание установок EMCS для культивирования растений. Эксперимент Seedling Growth-2 определяет влияние гравитации на клеточные сигнальные механизмы фототропизма.

**12 декабря** россияне сфотографировали укладки эксперимента «Феникс» (исследование воздействия факторов космического пространства на состояние генетического аппарата и выживаемость высушенных лимфоцитов и клеток костного мозга), а 29 декабря скопировали данные по эксперименту EXPOSE-R2 (экспонирование образцов органических и биологических материалов в условиях открытого космоса) на лэптоп RSS-1 для сброса на Землю.

16 декабря Вёртс установил в перчаточном боксе MSG оборудование эксперимента Micro-5, который будет исследовать риск от инфекций на примере бактерии сальмонеллы (*Salmonella typhimurium*), вызывающей пищевое отравление у людей.

24 декабря в рамках эксперимента Rodent Research-1 экипаж выключил и демонтировал два пустых мышиных «домика» и один из них ненадолго устанавливал в различные места в модуле Destiny для оценки температурных условий.

**26 декабря** Саманта смонтировала аппаратуру костного денситометра в стойку Express-7. Этот рентгеновский аппарат размером с обычную микроволновую печь будет измерять плотность костной ткани, мышц и жира у мышей на МКС.

Тем временем Серова сообщила в своем дневнике на сайте Роскосмоса, что посаженная ею косточка от яблока продолжает расти. «Очень хочется, чтобы росток выжил, но пока что для него нет никакой питательной среды, кроме воды и солнечного света», – с сожалением заметила Елена.



▲ Проросшая косточка от яблока

### Тренируйтесь «Тарханы», тренируйтесь «Астреи»!

**1 декабря** Уилмор на правах командира МКС ознакомил вновь прибывших Антона Шкаплерова, Саманту Кристофоретти и Терри Вёртса с оборудованием, используемым в аварийной ситуации. Космонавты прошлись по путям эвакуации в корабле «Союз» и убедились, что по дороге ничего не мешает.

Затем «Астреи» самостоятельно поработали с дыхательными масками. Вот как рассказал об этом Антон в своем дневнике на сайте Роскосмоса: «Данная тренировка проводится один раз за экспедицию, в самом начале полета. Ее цель – отработка надевания, продувки и ведения связи в маске в случае возникновения аварийной ситуации (выброс токсических веществ (аммиак) в атмосферу МКС и при пожаре (задымлении) на станции). Маска обеспечивает защиту органов дыхания. Для каждой аварийной ситуации используются определенные картриджи разного цвета: оранжевые – после пожара, а розовые – при утечке аммиака».

**24 декабря** «Тарханы» (Александр Самокутяев, Елена Серова, Барри Уилмор) провели тренировку по спуску на «Союзе ТМА-14М» в аварийной ситуации. 31 декабря Саманта сняла обзорное видео внутри станции для специалистов по безопасности.





▲ «Астреи» в масках

### Взаимосвязь еды и стресса

3 декабря Кристофоретти и Вёртс взяли пробы крови и слюны для эксперимента Biochem Profile, выявляющего белки и химические вещества, которые служат в качестве биомаркеров здоровья астронавтов. 9 декабря Саманта собрала пробы мочи и крови для похожего эксперимента Bone and Muscle Check, позволяющего контролировать здоровье по наличию изменений в составе слюны.

4–5 декабря она же взяла пробы слюны и пота с кожи тела для эксперимента Microbiome, изучающего микробы, живущие на теле астронавтов в космическом полете. В тот же день итальянка провела эксперимент Skin-B, исследующий старение кожи в невесомости. 24 декабря Кристофоретти во второй раз выполнила сбор данных по эксперименту: с помощью зонда Tewameter измерила барьерную функцию кожи, камерой Visioscan сняла топографию ее поверхности и зондом Corneometer изучила увлажнение кожи.

5 и 19 декабря Терри принял участие в компьютерных тестах эксперимента Cognition, исследующего воздействие условий труда и отдыха в космическом полете на когнитивные функции человека. 5 декабря Саманта настроила камеры и оборудование для сбора антропометрических данных по эксперименту Body Measures, изучающему внешние изменения организма астронавта в космическом полете. А 8 декабря Уилмор помог сделать аналогичные измерения Вёртсу.

В декабре Терри был подопытным в эксперименте Ocular Health по поиску причин нарушений зрения в космическом полете. По очереди Барри и Саманта выступали в качестве ответственных за медицину и проверку глаза Вёртса различными приборами.

10 и 22 декабря Кристофоретти надевала на себя аппарат ThermoLab и датчики, чтобы непрерывно в течение 36 часов записывать данные о ее циркадных ритмах во время бодрствования и сна. Эксперимент Circadian Rhythms изучает воздействие факторов космического полета на биологические часы человека.

12 декабря Терри провел ультразвуковое исследование сосудов итальянки в рамках эксперимента Cardio Ox, изучающего окислительные и воспалительные процессы в сосудах, способные привести к появлению

атеросклероза у астронавтов. 23 декабря Вёртс выполнил эксперимент Neuromapping по изучению изменений в головном мозге при длительной жизни в невесомости.

18 декабря Кристофоретти отремонтировала систему оценки функции легких PPF5. Она демонтировала рабочий датчик кислорода из отказавшего модуля FM1 и поменяла его местами с неисправным датчиком в функционирующем модуле FM2. Отказавший FM1 намечается вернуть на корабле Dragon. 24 декабря итальянка осуществила японский эксперимент ELITE-S2 по исследованию сенсорных и двигательных ощущений астронавтов в невесомости.

В этом месяце Терри в определенные дни обедал по особому меню эксперимента Astro Pallet и после этого заполнял анкету. Это требовалось для изучения взаимосвязей между стрессом во время космического полета и составом меню. По мнению постановщиков эксперимента, благодаря еде можно положительно воздействовать на астронавтов, помогая минимизировать негативное настроение из-за различных трудностей жизни на орбите.

2 декабря Александр, Елена, Антон и примкнувшая к ним Саманта определили гематокритное число в крови. Для этого, по словам Антона, при помощи перфоратора со скарификатором делался прокол пальца и бралась проба крови, которая затем анализировалась в мини-центрифуге.

В декабре россияне уделили внимание оценке состояния сердечно-сосудистой системы по данным суточного холтеровского мониторинга электрокардиограммы и артериального давления и при дозированной физической нагрузке на велоэргометре, исследованию вен нижних конечностей, измерению объема голени и биохимическому анализу мочи. 29 декабря члены экипажа дружно померили массу тела.

На российском сегменте в этом месяце проводились следующие медицинские эксперименты:

- ◆ «Кардиовектор» (получение новой научной информации о роли правых и левых отделов сердца и системы кровообращения в условиях длительного космического полета);

- ◆ «Виртуал» (новые данные о механизмах сенсорных взаимодействий и сенсоровных

### Попариться в баньке у Деда Мороза

29 декабря из Великого Устюга в ЦУП-М (уже в десятый раз) приехал Дед Мороз, чтобы поздравить российских космонавтов с Новым годом.

«На самом деле, очень приятно: вы нам дарите частичку детства, радости и счастья в эти предновогодние дни. Спасибо вам!» — поблагодарил зимнего волшебника Александр Самокутяев.

Дед Мороз от имени присылавших ему письма детей поинтересовался у «небожителей», о чем они мечтают и какие желания загадывают под Новый год. «Мы мечтаем, чтобы все наши детки были счастливы, чтобы они росли в достатке, были умными и послушными, чтобы, когда они вырастут, то могли выучиться и пойти по жизни правильным путем. Ну и, конечно же, мы мечтаем, чтобы на нашей планете был мир, чтобы всем было хорошо, счастливо и радостно», — ответила Елена Серова.

Волшебник пригласил космонавтов после полета посетить его резиденцию в Вологодской области.

— Когда закончится ваша нужная и замечательная работа, закончится ваша экспедиция, то настанет время немножко отдохнуть, и я, пользуясь такой возможностью, приглашаю всех вас к нам на Вологодчину. Буду рад видеть вас у себя в гостях, — сказал он.

— Спасибо, Дедушка Мороз, мы обязательно подумаем, как нам лучше найти время, чтобы посетить вотчину Деда Мороза и поклониться действительно великим местам, которые есть в нашей стране. Спасибо большое, мы принимаем приглашение, — согласился Самокутяев.

— Многие думают, что ко мне можно приезжать только в Новый год, и они ошибаются. Я круглый год жду гостей — и весной, и летом, и даже осенью. Поэтому для вас двери моей морозной сказки всегда открыты. Тихо, уютно и интересно на протяжении всего года.

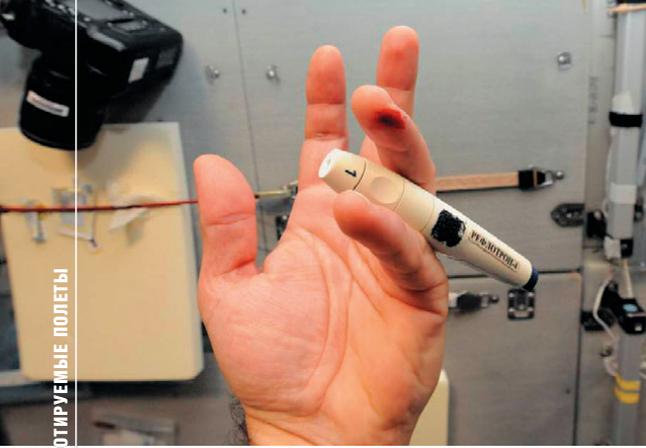
— А баня есть у морозной сказки, чтобы мы согреться могли?

— Конечно, мои родные, есть, я и сам любитель в баньке попариться. Для вас все тоже организуем — и с березовым веничком, и с медком с моей пасеки, и со сланным, душистым и любимым травяным чаем.

— Ну, раз такое дело, то деваться некуда. Тут доделаем то, что нам положено сделать, и приедем!

Космонавтов также прибыл поздравить редкий гость — известный русский путешественник Фёдор Конюхов. «Считаю, что на земном шаре великие географические открытия, в которых я участвую, уже проходят. Пришло время великих космических открытий. Вы их начинаете и продолжаете. Я недавно вернулся с океана, где знал, что я не один в океане. Когда я поднимал голову, то видел летящие звезды и всегда думал, что там космонавты, там станция, там такие же люди трудятся, и им сложнее, чем мне. Я все-таки близок к Земле. Желаю вам вернуться домой и будем вместе путешествовать — я на Земле, а вы — еще и еще раз в космосе», — пожелал Фёдор Филиппович.

«От всей души хотим пожелать вам и всем путешественникам в новом году открыть какие-то новые просторы, новые места, тем более что отсюда, сверху, мы видим, что Земля у нас такая большая, что есть еще очень много мест, где не ступала нога человека», — отметил Антон Шкаплеров.



▲ Перфоратор со скарфикатором и мини-центрифуга для анализа крови

адаптаций, динамика устойчивости адаптивных сдвигов в коротких и длительных космических полетах);

- ◆ «Биокард» (научная информация для углубления представлений о механизмах перестройки в электрофизиологии сердца при воздействии отрицательного давления на нижнюю часть тела в условиях длительной микрогравитации);

- ◆ «Спланх» (получение данных, которые отражают специфику изменений различных отделов желудочно-кишечного тракта, возникающих в условиях космического полета);

- ◆ «Космокард» (влияние факторов космического полета на электрофизиологические характеристики миокарда и их связь с процессами вегетативной регуляции кровообращения);

- ◆ «Мотокард» (изучение механизмов сенсомоторной координации в невесомости).

### Белорусская видеоспектральная система

В декабре ЦУП-М проводил испытания камер среднего и высокого разрешения канадской фирмы UrtheCast и российской двухосной платформы наведения, которые располагаются на внешней поверхности модуля «Звезда».



Видеоспектральная система разработана и изготовлена в Научно-исследовательском институте прикладных физических проблем имени А. Н. Севченко Белорусского государственного университета по контракту с РКК «Энергия». Сразу отметим, что ранее эта организация создала фотоспектральную систему: она была доставлена на МКС в июле 2010 г. и до сих пор успешно работает в рамках эксперимента «Ураган» (НК №8, 2010, с.11).

ВСС предназначена для регистрации изображений и спектральных характеристик отраженного излучения земной поверхно-

11 декабря экипаж установил программное обеспечение (ПО) на лэптоп RSS-1 для передачи данных с канадских камер на Землю через спутники-ретрансляторы TDRS. В настоящее время фотографии и видео с них сбрасываются через российскую высокоскоростную систему передачи информации, работающую в X-диапазоне с ограниченным количеством наземных приемных станций, что не позволяет UrtheCast оперативно получать данные.

15 декабря для улучшения обдува было переустановлено бортовое запоминающее устройство БЗУ-М, в котором хранятся фотографии и видео, получаемые с канадских камер.

В ходе эксперимента «Ураган» (фотосъемка Земли для выявления природных катаклизмов) проводилось наблюдение Африки, гор Анкоума и Ильмани и ледников Патагонии. При этом космонавты использовали как фотокамеры и фотоспектральную систему, так и новую видеоспектральную систему (ВСС), которая была доставлена на станцию на октябрьском грузом корабле «Прогресс М-25М».

5 декабря Антон собрал, установил и протестировал оборудование ВСС на иллюминаторе №9 модуля «Звезда» и в дальнейшем каждую неделю космонавты заряжали ее аккумуляторные батареи. Правда, 29 декабря была отмечена некорректная работа ПО системы.

Расскажем о других экспериментах по дистанционному зондированию Земли, проводившихся в декабре. В ходе «Визира» (исследование методов регистрации текущего положения и ориентации переносной научной аппаратуры пилотируемых космических комплексов) Елена снимала земную поверхность с использованием фотоаппарата Nikon D3х с объективом 300–800 мм и системы координатной привязки фотоснимков с ультразвуковыми датчиками (СКПФ-У), установленной на иллюминатор №6 модуля «Звезда».

«Это уникальнейший эксперимент. Особенность его в том, что я могу сделать снимок любого объекта на Земле, и специалисты будут абсолютно точно знать координаты данного объекта. Либо другая задача: вам необходимо снять трудно распознаваемый объект, но вы знаете его координаты. Система голосом наводит меня на него, и я могу, не глядя в объектив, выполнить точнейшую

фотосъемку абсолютно любого объекта», – рассказала Серова.

Космонавты также уделили внимание экспериментам «Релаксация» (исследование естественной крупномасштабной грозовой деятельности в верхних слоях атмосферы), «Экон-М» (наблюдение и фотосъемка Земли для оценки экологической обстановки), «Обстановка» (исследование в приповерхностной зоне МКС плазменно-волновых процессов взаимодействия сверхбольших космических аппаратов с ионосферой), «Альbedo» (исследование характеристик излучения Земли) и «Сейсмопрогноз» (экспериментальная отработка методов мониторинга электромагнитных и плазменных предвестников землетрясений, чрезвычайных ситуаций и техногенных катастроф).

Тем временем 31 декабря Уилмор и Кристофоретти демонтировали телескоп Celestron с рабочей стойки WORF на нижнем иллюминаторе в модуле Destiny. В рамках эксперимента ISERV телескоп получал фотографии разрешением до 3.2 м для мониторинга стихийных бедствий и изменений окружающей среды на Земле.

### 3D-принтер напечатал ключ-трещотку

В декабре в модуле Destiny продолжился эксперимент по трехмерной печати в невесомости (3D Printing in Zero-G; НК №1, 2015, с.15). В период с 1 по 5 декабря под зорким взглядом Барри и Саманты и по командам специалистов калифорнийской компании Made in Space 3D-принтер печатал пластины с логотипом NASA и надписью Made In Space, используя в качестве материала горячий пластик (акрилонитрилбутадиенстирол).

А 15 декабря «Земля» впервые передала управление печатью астронавтам: Уилмор загрузил файл в лэптоп перчаточного ящика MSG и отправил его на печать. Получилась опять пластина с логотипом. На этом эксперимент завершился, и на следующий день принтер был вынут из MSG и уложен на хранение.

Правда, компания Made in Space утверждает, что 17 декабря 3D-принтер внепланово напечатал ключ-трещотку. Дело в том, что об этом попросил разработчиков сам Барри Уилмор. Командиру станции нельзя было отказать, поэтому его просьба была удовлетворена менее чем за неделю. Специалисты Made in Space создали файл, и после сертификации NASA переслало его на МКС, а астронавт за четыре часа напечатал нужный инструмент, имеющий размеры 11.4×3.3 см



сти в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне длин волн (400–950 нм). С ее помощью планируется осуществлять контроль состояния атмосферы над городами, а также обнаруживать техногенные выбросы промышленных предприятий и распространение «пылевых-соляных» бурь.

Система представляет собой компактный переносной автономный моноблок, состоящий из базового блока, блока объектива, блока аккумулятора и блока монитора. Габариты базового блока с блоком объектива составляют 250×240×600 мм, масса – 16.5 кг.



▲ Космический 3D-принтер и результат печати

и состоящий из 104 слоев пластика. Между прочим, впервые в космосе!

Надо сказать, что инженер компании Ноа Пол-Джин (Noah Paul-Gin), который сделал 3D-модель ключа-трещотки в программе Autodesk Inventor, подошел к этому делу творчески. После печати нескольких вариантов инструмента на аналогичном 3D-принтере, он решил видоизменить инструмент, сделав его более эргономичным и удобным.

Правда, как признает Made in Space, этим инструментом невозможно пользоваться по назначению из-за хрупкости материала. Всего в рамках эксперимента 3D Printing in Zero-G была напечатана 21 деталь – в основном это пластины с логотипами и мелкие запчасти.

### Дамы поиграли в «баскетбол»

8–9 декабря в модуле Columbus Самокутяев продолжил работу по «Плазменному кристаллу-4». Он заполнил камеру экспериментального блока чистящим газом и неоном после чистки, а также проверил монитор.

8–12 декабря Александр и Елена установили оборудование системы оперативного определения координат пробоя (СОКП), доставленное в рамках эксперимента «Пробой» на корабле «Прогресс М-25М» в октябре (НК № 12, 2014, с. 22). В модуле «Звезда» они проложили кабели и подключили элементы СОКП – автономный регистратор, блок преобразования акустических сигналов и 12 малагабаритных микрофонов (шесть на панелях интерьера рабочего отсека и шесть – на корпусе переходного отсека).

В последующие дни Самокутяев и Серова проводили испытания СОКП с использованием переносного источника акустического импульса (имитатора «пробоя») и сбрасывали полученные данные на Землю.

В этом месяце на российском сегменте МКС также осуществлялись следующие технические эксперименты:

- ❖ «Отклик» (регистрация ударов метеороидных и техногенных частиц по внешним элементам конструкции станции с помощью пьезоэлектрических датчиков);
- ❖ «Матрешка-Р» (исследование радиационной обстановки на трассе полета и на борту МКС);
- ❖ «Химия-образование» (проверка в условиях невесомости технологической возможности получения оболочек и полых конструкций из композиционных материалов методом полимеризации);
- ❖ «Бар» (измерения параметров фоновой среды и инспекция микростояния поверхности модулей);
- ❖ «Идентификация» (исследование динамики конструкции МКС при различных внешних силовых воздействиях с учетом изменения ее модульного состава);
- ❖ «Контроль» (мониторинг состояния собственной внешней атмосферы и внешних поверхностей орбитального комплекса, а также диагностика работоспособности применяемых материалов и покрытий);

❖ «Кулоновский кристалл» (изучение динамики системы заряженных частиц в магнитном поле в условиях микрогравитации).

5 декабря Уилмор сменил емкость для топлива в стойке CIR. 11 декабря Вёртс завершил плановое техническое обслуживание стойки заменой блока электроники в многопользовательской аппаратуре горения топлива MDCA. 15 и 18 декабря Терри сжигал капли топлива в CIR в рамках эксперимента FLEX-2 по изучению горения.

5 декабря в стойке FIR Барри осуществил эксперимент ACE М-3, изучающий поведение жидкостей и газов вблизи критической точки с помощью так называемого процесса спинодального распада. Очередной этап исследования позволит получать данные за более короткие промежутки времени благодаря использованию нового микроскопа. Кстати, 16 декабря перегорел второй из двух имеющихся в FIR светильников. На борту станции имелся один запасной – и 22 декабря Уилмор сменил одну из отказавших ламп.

16 декабря в модуле Kibo Серова и Кристофоретти провели эксперимент с перемещающимися спутниками SPHERES размером с баскетбольный мяч. Дамы экипировали их виртуальными очками Vertigo, позволяющими с помощью специального навигационного и визуального оборудования строить трехмерные модели объектов в пространстве. Затем они загрузили на «сферы» программы и с интересом наблюдали, как спутники передвигаются в модуле. На следующий день итальянка отправила на Землю результаты эксперимента.

15 декабря Барри использовал специальную вставку для образца японского эксперимента Dynamic Surf, чтобы предотвратить его смещение и движение внутри установок FPEF

по изучению физики жидкостей. Это исследование изучает конвекцию Мараньони на примере силиконовых масел, что поможет лучше понять передачу тепла в невесомости.

18 декабря Кристофоретти извлекла обработанные образцы полупроводников из печи GHF. Картриджи будут возвращены на Землю на «Драконе». Для 42-й экспедиции это была заключительная сессия эксперимента Alloy Semiconductor, который изучает рост полупроводниковых материалов и их кристаллизацию в условиях микрогравитации.

22 декабря Уилмор установил фотокамеру и интервалометр для осуществления эксперимента BCAT-KP по изучению коллоидных фаз. В тот же день Саманта достала образец эксперимента CETSOL из материаловедческой установки MSL для последующего спуска на Землю. Эксперимент CETSOL направлен на углубленное исследование физических процессов на границах, регулирующих процессы затвердевания в металлических сплавах.

30 декабря в модуле Columbus Барри установил оборудование эксперимента Haptics-1 (НК № 4, 2014, с. 9; № 9, 2014, с. 25-26). В этом исследовании оператор-астронавт будет управлять виртуальной моделью с помощью тактильной ручки-джойстика.

### Школьники приятно удивили итальянку

15 декабря Саманта впервые в своем полете общалась по радиолюбительской связи с двумя итальянскими школами «Елена Савойская» в Бари и «Алессандро Вольт» в Витонто.

На следующий день она поделилась впечатлениями от разговора: «В ходе таких контактов нет времени для светской беседы и формальностей: менее чем за десять минут двадцать школьников должны использовать свой шанс на вопрос и ответ. И вот пришел первый вопрос – готовы ли вы его услышать? Вот он: «Известно, что люди становятся выше, когда пребывают в космосе. А что происходит с биомолекулами? Есть ли изменения в третичной структуре белков?»

### Ночная сова на станции

Саманта Кристофоретти в своем дневнике описала звуки, которые слышатся на станции ночью: «Сегодня ночью на станции я сова. Все остальные уже спят в нашем небольшом кольце из четырех кают в модуле Node 2 (Harmony. – Ред.).

Мне нравится слушать звуки на станции ночью. Люди иногда говорят мне, что хотели бы услышать полную тишину, которую, как они предполагают, я слышу в космосе. Но известное выражение «в космосе никто не услышит твой крик» относится только к космическому вакууму. К счастью, внутри станции пригодная для дыхания атмосфера примерно с тем же самым давлением, которое имеется на Земле на уровне моря. Много молекул прекрасно соединены вместе и замечательно передают звук по всей каюте.

Здесь всегда есть значительный фоновый шум из-за множества вентиляторов и насосов, работающих все время. Это постоянное жужжание сигнализирует, что станция жива и здорова. Если бы у нас была чрезвычайная ситуация, к примеру пожар или разгерметизация, и даже если бы звуковой аварийный сигнал отсутствовал, то мы бы немедленно заметили это, потому что станция бы затихла, так как компьютеры автоматически отключают вентиляцию».

## С НОВЫМ ГОДОМ!

Российские космонавты записали новогоднее видеопоздравление для россиян с борта станции. Александр надел шапочку и бороду Деда Мороза, Елена держала в руках маленькую наряженную елочку, Антон также был в шапочке.

— Дорогие друзья, до нового, 2015 года остались считанные дни. Этот добрый, светлый, семейный праздник ждут миллионы жителей планеты Земля, которые связывают его с новым этапом жизни, строят определенные



планы, мечтают и надеются на выполнение заветных желаний. Традиционно, встречая Новый год, человек вспоминает наиболее яркие, знаменательные события уходящего года — в мире, стране, коллективе и личной жизни, — начал Самокутяев.

— Мы, члены экипажа МКС, с гордостью вспоминаем грандиозно проведенную Олимпиаду в Сочи, историческую справедливость по возвращению Крыма в состав Российской Федерации, успешные испытательные пуски нового семейства ракет и многие другие значимые события в нашей стране, — продолжила Серова.

— В то же время мы понимаем, что 2014 год был непростым для нашего государства и наших сограждан. Но благодаря единству и активной жизненной позиции каждого россиянина мы уверенно движемся вперед. Поздравляем вас с новым, 2015 годом, желаем вам здоровья и благополучия, процветания и счастья, успехов и побед во всех делах и начинаниях. С Новым годом, Россия! С новым счастьем, дорогие друзья! — закончил Шкаплеров.

А вот как Антон рассказал о праздновании Нового года на станции в своем дневнике на сайте Роскосмоса: «Несмотря на то, что мы могли встречать новый год целых 16 раз (то есть со всем населением планеты), воспользоваться этой возможностью нам не удалось. 31 декабря было рабочим днем, поэтому за праздничным столом весь наш экипаж собрался не 16, а четыре раза!

Первыми на Земле встретили новый год на острове Кириритимати (остров Рождества. — Ред.) в Тихом океане, а мы поддержали жителей острова в космосе. В это время на стан-



ции настало время обеда, который мы удачно совместили с первой встречей 2015-го. Второй раз мы все вместе собрались за праздничным столом уже под бой московских курантов. Третий раз новый год встречали с Италией, а четвертый — по местному Станционному времени, ведь МКС живет по Гринвичу (в Москве уже было три часа ночи).

Наш стол был полон угощений. Конечно, не хватало «оливье», но зато была черная икра, елка и отличное настроение! Были и подарки: от семьи, от друзей и от коллег! Лена подарила мне кошелек. Как известно, дарить пустой кошелек — плохая примета, так что на станции теперь появились деньги!

Новый год — пора перемен, может быть, именно поэтому наша коллега Саманта решила изменить прическу, а нам с Терри пришлось из-за этого желания временно изменить профессию. 1 января мы с Терри попробовали себя в качестве парикмахеров. Очень старались, и вроде бы результатом Саманта осталась довольна!»

Я чуть «не упала со стула»... если бы у меня был стул. Где же старый добрый вопрос о космической пище и туалете? Я была действительно поражена подготовкой ребят: они показали большой интерес и знания в области науки и техники и дали мне большую надежду на наши будущие поколения ученых и инженеров. Продолжайте делать важную работу, девочки и мальчики!»

**18 декабря** Самокутяев на два дня включил аппаратуру для открытой передачи с российского сегмента по радиоловительскому каналу связи на наземные приемные станции радиоловителей всего мира фотоматериалов, посвященных жизни и деятельности Юрия Гагарина. А 21 декабря он вместе с Серовой и Шкаплеровым с использованием радиоловительской станции Kenwood D710 пообщался с учениками Центра внешкольной работы города Челябинск.

## «Робонавт» упорствует

**1 декабря** Уилмор и специалисты ЦУПа в Цукубе возвратили манипулятором JEM RMS внутрь шлюзовой камеры модуля Kibo платформу SSIKLOPS, с которой в конце ноября был запущен микроспутник SpinSat (НК №1, 2015, с.17). **17 декабря** Барри и Саманта открыли внутренний люк шлюзовой камеры и сняли SSIKLOPS с выдвижного стола. Они установили на стол держатель для «ловкой руки» SFA и многоцелевую экспериментальную платформу MPEP, а также проверили работу замка механизма захвата в шлюзовой камере.

В тот же день в модуле Destiny Терри распаковал человекоподобного робота Robonaut-2, который в конце августа получил нижние конечности (НК №10, 2014, с.7). Он подсоединил кабели питания и передачи данных по стандарту Ethernet, а специали-

сты Центра космических полетов имени Маршалла (Хантсвилл, штат Алабама) запустили программу. Это было первое полноценное включение робота с ногами. На этот раз с андроида удалось получить телеметрическую информацию. Однако Робонавт категорически отказался двигать ногами, как того хотела «Земля». В «наказание» его «поставили в угол»: разобрали и уложили на хранение.

## Лазерные успехи NASA

В декабре были подведены итоги работы оборудования OPALS, установленного в мае на внешней платформе ELC-1 на секции P3 американской поперечной фермы и призванного продемонстрировать передачу информации при помощи лазера. Аналогичный эксперимент под названием «Система лазерной связи» был успешно проведен на российском сегменте в 2012–2013 гг. (НК №8, 2014, с.5).

Итак, было выполнено 18 сеансов связи между оборудованием OPALS и телескопом Лаборатории реактивного движения JPL, расположенным на горе Тейбл возле города Райтвуд (штат Калифорния): девять днем и девять ночью. Помимо уже упомянутых одинаковых файлов с видео высокой четкости под названием «Hello, World!» («Здравствуй, мир!»), в июне OPALS многократно сбрасывал текст книги Льюиса Кэрролла «Приключения Алисы в Стране чудес».

В июле оборудование передало на Землю HD-видео с высадкой американцев на Луне. Сбрасывалась и техническая информация — файлы общим размером 200–300 Мбайт. С переменным успехом шли попытки работы OPALS с наземными станциями Германского аэрокосмического центра в Оберпфaffenхофене и Европейского космического агентства на острове Тенерифе.

## Обслуживание космического дома

В декабре российские космонавты осматривали и фотографировали стекла иллюминаторов в модулях «Звезда», «Пирс» и «Поиск» на предмет наличия каверн и царапин, а также помогли «Земле» разобраться с отсутствием программной готовности компьютера центрального поста КЦП-1, выявленным при его включении в октябре.

1 декабря экипаж замерил ток потребления электронагревателя системы высокоскоростной передачи информации для анализа причины перегрева передатчиков.

11 декабря по истечении ресурса был заменен блок колонок блока кондиционирования воды системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2М. 15 декабря на вечерней конференции по планированию космонавты доложили о наличии черного налета в прозрачных шлангах системы СРВ-К2М. Им рекомендовали не использовать блок раздачи и подогрева воды БРП-М.

При дополнительном осмотре СРВ-К2М была обнаружена большая капля чистой воды на входе ручного вентиля МЗ-1 коллектора для контейнера питьевой воды. В результате было принято решение отключить систему кондиционирования воздуха СКВ-1, а от соседей получено добро на использование средств подогрева воды на американском сегменте. Работоспособность СРВ-К2М была восстановлена через два дня путем переконфигурации схемы.

1 декабря Самокутяев демонтировал бегущую дорожку БД-2, чтобы получить доступ к четырем стабилизаторам напряжения и тока (СНТ) системы электропитания модуля «Звезда». После этого он и Кристофоретти при помощи осциллографа измерили вход-

ные и выходные характеристики каждого СНТ в различных режимах работы. Были сделаны замеры на фидерах питания между российским и американским сегментами станции. Они показали, что в фидерах иногда появляются значительные «шумы».

Напомним, что 24 июля 2012 г. из-за повышенного значения тока сработал автомат защиты RBI-5 в блоке подключения электропитания MBSU-2, через который подается электричество с американского сегмента в модуль «Звезда», и с тех пор специалисты никак не могут выяснить причину этой нештатной ситуации (НК № 8, 2014, с. 11).

4 декабря был заменен стабилизатор СНТ-22 – и дорожку БД-2 вернули на место. Однако «шумы» так и не исчезли... Неисправный СНТ-22 планируется вернуть на Землю «Драконом».

2 декабря Барри и Терри вытащили патроны осушителя/адсорбента № 201 и 202 из системы удаления углекислого газа CDRA в модуле Tranquility. Дело в том, что в них растет давление со времени последней чистки, проводившейся в июне. Специалисты полагают, что это связано с отслаиванием адсорбента (цеолита), служащего для поглощения воды из воздуха, поступающего в систему для очистки от углекислого газа.

3 декабря астронавты разобрали каждый патрон, почистили цеолит, заменили фильтр, снова собрали патроны и установили их обратно в CDRA. Правда, при проверке герметичности патрона № 202 была выявлена утечка. Причина – повреждение уплотнительного кольца в патроне. Его сменили 4 декабря. Назавтра систему CDRA включили, а дублирующую установку в модуле Destiny, которая работала, пока ремонтировали основную, перевели в режим ожидания.

3 декабря «Земля» убедилась в том, что случившийся в конце ноября отказ в блоке дистанционного управления электропитанием RPCM на секции P1 американской поперечной фермы необратим. Напомним, что в результате этого отключился второй канал питания контроллера мотора, вращающего балку с тремя радиаторами на секции P1. Питание было переведено на первый канал, а балку зафиксировали в положении -40°.

5 декабря балку повернули и застопорили в более удобном положении +45°. Неисправный блок RPCM планируется сменить дистанционно при помощи «ловкого» манипулятора Dextre в феврале 2015 г.

9–10 декабря Барри и Саманта заменили отказавшую в конце октября сборку вентилятор/насос/сепаратор FPS в выходном скафандре EMU № 3005. Новая сборка была прислана на пилотируемом корабле «Союз ТМА-15М», а неисправную собирают вернуть на Землю на «Дракон». Кстати, в отказавшем FPS была обнаружена вода, правда, в допустимых пределах, а его тест подтвердил механическое заклинивание лопаток вентилятора.

11 декабря Уилмор провел тест систем 3005-го скафандра. 12 декабря он очистил его водяные контуры, а 15 декабря сменил дополнительный кислородный баллон. Таким образом, скафандр готов к предстоящим в феврале–марте 2015 г. трем выходам в открытый космос по американской программе.

11 декабря астронавты обнаружили большой износ правого верхнего стопорного

троса на силовом нагружателе aRED в модуле Tranquility. Левый аналогичный трос по такой же причине не используется с ноября. Сменить правый трос на запасной удалось только 15 декабря из-за трудностей с болтом. Пока экипаж боролся с ним, ЦУП-Х запретил использовать переключатель при упражнениях на aRED.

19 декабря тренажер был перемещен в другое место модуля Tranquility в рамках подготовки к перестыковке Многоцелевого модуля Leonardo с нижнего узла модуля Unity на передний узел Tranquility, планируемой на конец июня 2015 г. Кстати, 16 декабря «Земля» проверила работу механизмов пристыковки переднего и заднего узлов Tranquility. К последнему из них в сентябре 2015 г. намечается присоединить надувной модуль BEAM компании Bigelow Aerospace.

22 декабря астронавты сообщили, что на aRED оборвался левый верхний стопорный трос, и спустя неделю Барри заменил его на уже использовавшийся и отремонтированный.

11 декабря ЦУП-Х полностью открыл клапан управления потоком в реакторе Сабатье и увеличил давление в его аккумуляторе углекислого газа, однако это не помогло решить проблему недостаточного поступления CO<sub>2</sub> в реактор. 17 декабря экипаж вручную продул аккумулятор реактора, а 18 декабря заменил компрессор.

19 декабря реактор Сабатье снова включили, однако процесс переработки углекислого газа и водорода в воду и метан остается медленным, возможно, из-за блокировки компонента ламинарного потока.

12 декабря были выявлены поврежденные нити у двух датчиков индикатора потока ИП-1, расположенных в Функционально-грузовой блоке «Заря» между люками приборно-грузового отсека и гермоадаптера. В тот же день в 10:48 UTC было зафиксировано ложное срабатывание датчика-сигнализатора дыма ДС-7А № 9 системы пожаробнаружения «Сигнал-ВМ» в модуле «Звезда». В этот момент экипаж работал в районе расположения датчика...

15 декабря космонавты заменили электроиндукционные извещатели дыма ИДЭ-3 системы пожаробнаружения и пожаротушения модуля «Заря» на рабочих местах А7, А8 и А9. После этого ЦУП-М перевел эти три датчика в телеметрический режим для набора статистики по срабатыванию. За сутки наблюдения было зафиксировано подрабатывание датчиков на местах А7 и А9 по одному разу, на А8 – три раза.

13 декабря в 22:16 отключился гидравлический контур ГК-1 в Малом исследовательском модуле «Рассвет» с автоматическим переходом на контур ГК-2. 17 декабря экипаж сменил отказавший насос Н1 в контуре ГК-1.

17 и 22 декабря «Земля» проводила тест аппаратуры спутниковой навигации АСН-К корабля

«Прогресс М-25М» (НК № 12, 2014, с. 20). 23 декабря космонавты скорректировали калибровочные коэффициенты анализатора-течеискателя фреона ФИТ для увеличения чувствительности прибора по нижней границе измерений. Однако в ходе анализа атмосферы модуля «Звезда» на содержание фреона не запустился рабочий режим прибора ФИТ.

23 декабря экипаж сменил контейнер с очищенной водой (КОВ) в системе получения кислорода «Электрон-ВМ» в модуле «Звезда». Но в 19:56 система отключилась по признаку «КОВ пуст». Причину выяснили быстро: некачественное подсоединение разъема КОВ. В 20:34 после перестыковки разъема «Электрон-ВМ» был вновь включен.

30 декабря «Земля» перераспределила горючее между баками БГ1 и БГ2 в объединенной двигательной установке модуля «Звезда» для понижения давления в первом баке.

В декабре Александр и Антон занимались облагораживанием модуля «Заря» путем установки накладных листов на несколько панелей его интерьера. Они примеряли каждый лист, обрабатывали его противогрибковым препаратом «Фунгистат» и прикручивали к панели. Интересно, что Шкаплеров уже проводил аналогичную работу в своем первом полете.





# Первый полет «Ориона»

**5** декабря в 07:05:00.180 EST (12:05:00 UTC) с площадки SLC-37В Станции ВВС «Мыс Канаверал» стартовые расчеты компании ULA (United Launch Alliance) при поддержке военнослужащих 45-го Космического крыла ВВС США осуществили пуск PH Delta IV Heavy (D369) с экспериментальным кораблем Orion в беспилотном варианте и неполной комплектации\*.

Программа полета предусматривала выход на низкую околоземную орбиту с выполнением одного витка по ней, затем перевод на эллиптическую орбиту с высотой в апогее 5808 км и возвращение в атмосферу со скоростью больше первой космической. Задание было успешно выполнено, и через 4.5 часа корабль приводнился в Тихом океане близ побережья Мексики.

## Хронология подготовки

История проекта Orion восходит к программе Constellation, провозглашенной президентом Дж. Бушем-сыном в 2004 г. с целью возвращения Соединенных Штатов на Луну и возведения постоянной обитаемой базы на поверхности нашего естественного спутника. Программа предусматривала создание нового пилотируемого корабля, лунного посадочного комплекса и двух носителей – «пилотируемого» Ares I и «грузового» Ares V.

NASA дало пилотируемому кораблю имя Orion в честь одного из ярчайших и известнейших созвездий. Контракт суммой до 8.15 млрд \$ на его разработку, постройку и испытание был выдан 31 августа 2006 г. компании Lockheed Martin.

В рамках программы Constellation планировались два испытательных беспилотных орбитальных полета корабля Orion с использованием носителя Ares I в сентябре 2013 и июне 2014 г., за которыми должен был последовать пилотируемый полет со стыковкой к МКС. Эти испытательные пуски получили обозначение OFT (Orion Flight Test).

Из-за финансовых проблем новый президент Барак Обама принял решение отменить программу Constellation, и 1 февраля 2010 г. администратор NASA Чарлз Болден объявил о прекращении разработки всех ее элементов. Однако под давлением Конгресса 15 апреля 2010 г. президент пообещал не отказываться от разработки «Ориона», предложив упростить корабль, чтобы на первоначальном этапе он мог выполнять операции по снабжению МКС, а затем стать основой для создания более мощного средства, способного вывести астронавтов за пределы околоземных орбит.

Годом позже генеральное направление сменилось вновь: США решили, что транспортное обслуживание МКС необходимо полностью возложить на частные космические системы, а NASA сосредоточит усилия на создании перспективного корабля для полетов в дальний космос и сверхтяжелого носителя для него.

24 мая 2011 г. NASA подтвердило, что будущий корабль, официально названный многоцелевым пилотируемым аппаратом MPCV (Multi-Purpose Crew Vehicle), будет основан на существующем проекте Orion. Кстати, на тот момент времени расходы NASA на проект уже превысили 5 млрд \$.

Так как от ракеты Ares I отказались, а создание сверхтяжелого носителя ожидалось не ранее 2017 г., летные испытания корабля было решено начать на имеющейся тяжелой ракете Delta IV Heavy. Обозначение OFT получило новую расшифровку Orbital Flight Test, а в ноябре 2011 г. было изменено на Exploration Flight Test (EFT). Изменилось и содержание первого беспилотного запуска EFT-1: вместо 14-суточной работы на низкой орбите наклонением 51.6° был запланирован короткий – всего несколько часов – по-

лет с целью проверки работы систем управления корабля, теплозащитного экрана и парашютной системы.

8 ноября 2011 г. эти планы были объявлены официально. Заместитель администратора NASA Уильям Герстенмайер сообщил, что агентство согласилось с предложением Lockheed Martin о проведении экспериментального беспилотного полета и закажет для этого у компании United Launch Alliance один пуск ракеты Delta IV Heavy стоимостью 370 млн \$. Целью теста было убедиться в жизнеспособности корабля при входе в плотные слои атмосферы на скорости, промежуточной между орбитальной и второй космической. Предполагалось, что первый Orion совершит два витка вокруг планеты примерно за шесть часов, поднимется на высоту до 8000 км, а затем, разогнавшись до скорости 8.9 км/с, войдет в атмосферу и приводнится в Тихом океане. Пуск планировался на декабрь 2013 г. или начало 2014 г.

Поскольку от почившей в бозе программы Constellation осталось «железо» и все наработки, новый проект продвигался довольно бодро, и уже 9 сентября 2011 г. на заводе MAF (Michoud Assembly Facility) в Мичуде вблизи Нового Орлеана компания Lockheed Martin начала сборку летного экземпляра корабля, предназначенного для полета EFT-1.

Тем временем 12 июля в гидробассейне Исследовательского центра имени Лэнгли NASA прошло первое испытание по моделированию приводнения модуля экипажа. Во время тестов макет сбрасывался в воду со скоростью от 11 до 22 м/с. Программа испытаний состояла из нескольких серий и продолжалась до сентября 2012 г.

В августе 2011 г. компания Lockheed Martin провела серию интенсивных прове-

\* В составе изделия был рабочий модуль экипажа CM (Crew Module) и макетный служебный отсек SM (Service Module).

рок прототипа корабля в специальной акустической камере, где воспроизводится звуковая нагрузка мощностью свыше 150 дБ. «Мы хотим понять устойчивость различных компонентов MPCV в определенной акустической среде [во время запуска]. Результаты позволят сравнить расчеты с реальным положением дел», – сообщил эксперт корпорации Пол Саннес.

22 сентября 2011 г. на полигоне Юма в штате Аризона состоялись первые испытания парашютной системы корабля в близкой к полетной конфигурации. После сброса с транспортного самолета C-130 на высоте 7600 м макет модуля экипажа приземлился со скоростью около 7.5 м/с.

Программа испытаний парашютной системы в период до июля 2013 г. (НК №9, 2013) включала еще девять тестов разной степени сложности. В некоторых из них вводились преднамеренные неполадки, такие как нераскрытие одного из трех парашютов, пропуск второй ступени разрифовки купола (с 54% до 73% полной площади) или обрыв строп тормозного парашюта. В других имитировался ввод парашютной системы в нештатных условиях – на большой высоте или при повышенных нагрузках. Тесты подтвердили способность обеспечить безопасное возвращение и посадку модуля экипажа со скоростью не выше 10 м/с.

8 марта 2012 г. программа полета EFT-1 была окончательно утверждена. Баллистическая схема осталась прежней, но высоту апогея второго витка снизили с 8000 до 5800 км.

21 апреля с завода Lockheed Martin в Уотертоне в Космический центр имени Кеннеди был доставлен экземпляр корабля для наземных испытаний. Выполненная с его помощью проверка систем и оснащения на космодроме открыла зеленый свет для работ с первым летным изделием.

29 июня 2012 г., когда этот корабль прибыл на космодром с завода в Мичуде, он в сущности представлял собой только что изготовленный гермокорпус модуля экипажа. В большом зале здания ОСВ имени Нила Армстронга предстояло дооснастить его всеми основными бортовыми системами, установить лобовой теплозащитный экран, провести испытания и подготовить к запуску. Старт планировался тогда через два года, но 27 февраля 2013 г. NASA сообщило, что первый испытательный полет корабля намечен на сентябрь 2014 г.

Вплоть до весны 2014 г. предприятия кооперации поставляли на сборку бортовые системы, приборы и компоненты – в общей сложности более 66 000 наименований. К примеру, в период с 18 февраля по 2 мая 2013 г. Aerojet привезла в Центр Кеннеди восемь блоков двигателей системы реактивного управления.

В марте 2013 г. компания Alliant Techsystems поставила основной двигатель LAM для системы аварийного спасения LAS «Ориона». Так как полет планировался беспилотным, двигатель был снаряжен инертным топливом. Рабочими частями LAS в этом пуске были двигатель увода, предназначенный для ее сброса, и головной обтекатель. Двигатель увода привезли 16 мая, а сборка системы в целом была завершена к началу декабря.

10 июня и 6 ноября 2013 г. были проведены тесты сброса боковых панелей, защищающих при выведении служебный модуль. В первом испытании две панели отошли штатно, а третья не полностью. Причины были найдены и устранены, и второе испытание, в котором добавили имитацию тепловых условий реального разделения, было вполне успешным.

В мае и июне 2013 г. специалисты Lockheed Martin Space Systems провели статические испытания модуля экипажа. После этого на корабль были установлены блоки системы распределения питания и аппаратура управления, включая бортовой компьютер, и в 20-х числах октября на Orion было впервые подано питание.

Далее монтировались и проверялись элементы двигательной установки, системы терморегулирования и средства жизнеобеспечения экипажа. В декабре в ниши переднего отсека у вершины конической части капсулы были помещены три главных купола парашютной системы.

4 декабря самолетом Super Guppy из Манчестера, штат Нью-Гемпшир, в Центр Кеннеди был доставлен теплозащитный экран. Его силовая конструкция была изготовлена в Уотертоне и в марте 2013 г. отправлена на объект фирмы Textron Defense Systems в Уилмингтон, штат Массачусеттс, где специалисты компании смонтировали сотовую конструкцию и заполнили ее соты абляционным материалом Avcoat толщиной около 40 мм.

22 января 2014 г. NASA объявило об окончании работ над служебным модулем первого летного корабля. Кратковременность предстоящего полета и ограниченность его задач позволили не оснащать модуль большей частью систем, и он выполнял главным образом роль имитатора – элемента конструкции с заданными механическими характеристиками, позволяющими смонтировать на него модуль экипажа и «башню» системы аварийного спасения.

14 марта NASA заявило, что работа с «Орионом» велась до этого момента успешно с готовностью к запуску в сентябре-октябре, однако летный эксперимент переносится на начало декабря. Причина была внешней – Минобороны США потребовало пересмотра графика пусков ракет семейства Delta IV с целью ускорить один из своих запусков.

К этому моменту на первый летный Orion были установлены почти все радиоэлектронные компоненты и проложено более 30 км бортовой кабельной сети. Инженеры проверяли систему за системой – а всего их было 59. После этого пришел черед комплексных испытаний, когда проверялась совместная работа всех систем корабля.

Первое такое испытание состоялось 7–8 апреля. 26 часов без сбоев проработали системы электропитания и управления, измерительные и командно-телеметрические средства. Были проверены датчики и исполнительные органы, вплоть до срабатывания клапанов ЖРД двигательной установки.

С 17 по 24 апреля шли вибрационные испытания корабля. Каждый 30-секундный сеанс «встряски» проводился при включенных системах и наддутых баках: более 20 компонентов должны были продемонстрировать свою стойкость в таких услови-

ях. Замечаний к конструкции и работе «Ориона» не было.

С 21 по 31 мая инженеры NASA и Lockheed Martin провели стыковку экрана теплозащиты к модулю экипажа, а 9 июня его установили сверху на имитатор служебного модуля, снабженный тремя створками обтекателя. После стыковки электрических и гидравлических магистралей вся конструкция была подвергнута электрическим испытаниям и проверкам радиосредств.

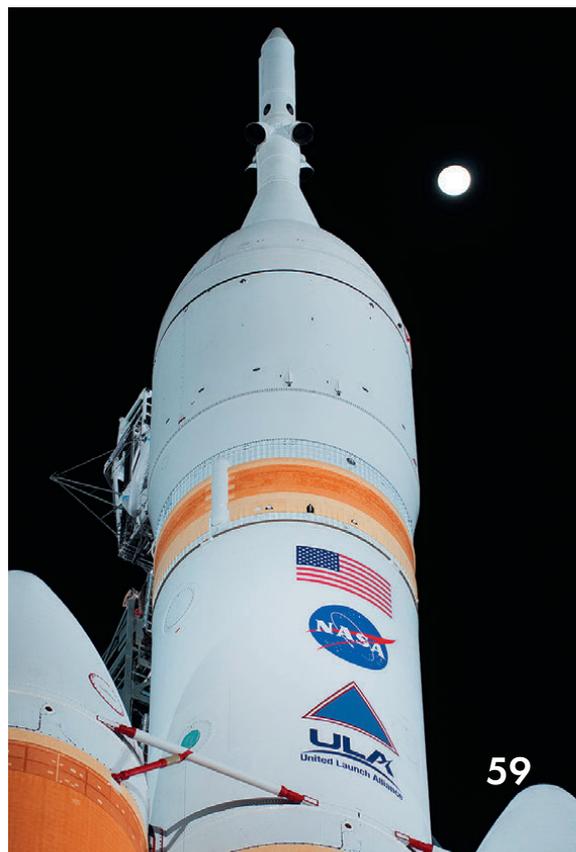
Наконец, в августе коническая часть корпуса модуля экипажа была защищена коническими панелями с 970 плитками теплозащиты, аналогичными плиткам орбитальной ступени шаттла. На двух из них были

16 января 2014 г. начался второй цикл летных испытаний парашютной системы «Ориона». В этот день состоялся экспериментальный сброс в конфигурации, максимально приближенной к летной. В отличие от тестов, проведенных раньше, на этот раз парашютная система макетного корабля была укрыта штатной крышкой. Рабочая последовательность началась с отстрела этой крышки пиротехническими зарядами и спуском ее на трех дополнительных парашютах, а уже после этого были последовательно введены два тормозных, три вытяжных и три основных купола.

26 февраля состоялся сброс с макетом стреловидной формы с высоты 10700 м с целью создания наибольших нагрузок на два тормозных парашюта; кроме того, имитировался отказ одного из трех основных куполов.

23 апреля имитировался ввод парашютной системы после аварии на начальном участке полета. Сброс был выполнен на высоте 4000 м при наклонном положении капсулы; вводились сразу три основных парашюта, минуя стадию раскрытия тормозных куполов. Все прошло нормально.

Четвертое и наиболее сложное испытание состоялось 25 июня. После сброса с высоты 10700 м макет корабля свободно падал в течение 10 секунд, и только после этого был проведен отстрел крышки и начался ввод основной парашютной системы, осложненный пропуском второй ступени разрифовки одного из куполов.



преднамеренно сделаны длинные прорези, имитирующие следы от удара микрометеоритов – шириной 25 мм и глубиной 25 и 35 мм. Установили также крышку, защищающую парашютный отсек.

После этого всю конструкцию установили на адаптер, изготовленный в Центре космических полетов имени Маршалла.

8 сентября сборка первого летного экземпляра завершилась, и 11 сентября его вывезли на заправочную станцию. Здесь в баки корабля залили необходимое количество гидразина и аммиака, а также заправили баллоны высокого давления гелием.

28 сентября Orion транспортировали в Корпус подготовки системы аварийного спасения LAS, и 3 октября инженеры и специалисты смонтировали ее вокруг модуля экипажа. Наконец, 30 октября представители NASA и компании Lockheed Martin объявили о полном завершении сборки и наземных испытаний корабля и назвали дату и время старта: 4 декабря в 07:05 EST (12:05 UTC).

Что касается носителя, то два боковых блока Delta IV Heavy, изготовленные на заводе компании ULA в Дикейтуре, штат Алабама, были погружены на баржу Mariner 21 февраля 2014 г. и прибыли в Центр Кеннеди 4 марта. Центральный блок и вторую ступень отправили в апреле, и они прибыли 6 мая.

Носитель готовили в Здании горизонтальной сборки вблизи стартового комплекса SLC-37B на станции ВВС «Мыс Канаверал». В июне к центральному блоку пристыковали один из боковых, а в начале августа – второй. 29 августа в МИК привезли вторую ступень, которая до того испытывалась отдельно, и 12 сентября состыковали с центральным блоком.

Вечером 30 сентября с задержкой на сутки из-за непогоды ракету Delta IV Heavy вывезли на стартовый комплекс SLC-37B и утром 1 октября перевели в вертикальное положение. 5 ноября был успешно выполнен «мокрый» тест носителя с пробной заправкой.

Доставка первого «Ориона» на стартовую площадку намечалась на 10 ноября, но из-за плохой погоды вывоз отложили на сутки. Он начался 11 ноября в 20:54 EST; двигаясь со скоростью 8 км/ч, автопоезд с ценным грузом добрался до площадки SLC-37B уже за полночь – в 03:07. Утром 12 ноября головную часть подняли в башню обслуживания и 13 ноября установили на ракету. 20 ноября корабль оснастили летными аккумуляторами, а 24 ноября проверили работу цепей подрыва бортовой пиротехники.

### Mission complete!

Первую попытку пуска – в графике Восточного полигона она имела индекс D5911 – назначили на 4 декабря в 07:05 EST со стартовым окном продолжительностью 2 час 39 мин. Однако в дело вмешались различные неучтенные факторы. Зону безопасности нарушила какая-то грузовая баржа, и одновременно проявилась техническая проблема на второй ступени. Из-за этого пуск отложили на 12 минут – до 07:17.

Orion уже был переведен на бортовое электропитание, часы начали было отсчитывать последние четыре минуты до старта, но тут же остановились из-за неблагоприятных погодных условий: скорость ветра в верхних слоях атмосферы превысила допустимую.

Следующую попытку назначили на 07:55, но на отметке T–3 мин 05 сек отсчет был вновь остановлен, и опять по метеоусловиям – скорость ветра выше 21 узла.

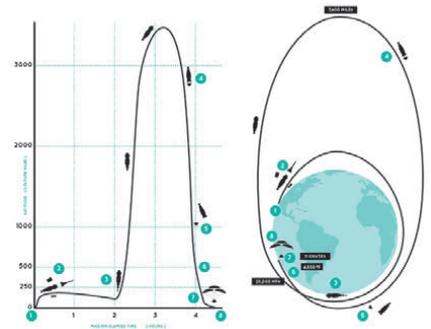
После того, как ветер стих до приемлемого значения, время пуска перенесли на 08:26. Однако снова в T–3 мин 09 сек обратный отсчет был остановлен. На этот раз нештатно сработали два заправочно-дренажных водородных клапана (на левом и центральном блоках ракеты) – не был получен сигнал об их закрытии.

Представители корпорации Boeing рекомендовали циклирование клапанов – подать команду на закрытие, затем на открытие, и так пять раз. Не помогло. Попытались сделать то же самое после надува водородных баков до 2.46 атм и последующего стравливания до нормального уровня. Не помогло. Третья попытка: циклировать клапаны на фоне надува и идти на старт в 09:44, в момент закрытия окна. Не успели – за 10 минут до назначенного времени была объявлена отмена старта и перенос на сутки.

5 декабря пусковое окно вновь открывалось в 07:05 и закрывалось в 09:44. На этот раз обратный отсчет прошел без задержек, и в самом начале пускового окна ракета величественно оторвалась от стартового стола и нехотя стала набирать скорость и высоту...

Через 17 мин после старта вторая ступень вместе с «Орионом» вышла на опорную орбиту наклонением 28.8° и высотой 185×888 км. В каталоге Стратегического командования США связь получила номер 40329 и международное обозначение 2014-077A.

В течение первого витка корабль летел вместе со второй ступенью, которая обеспечивала ориентацию всей связки. Orion вел себя безупречно, связь через спутники TDRS шла нормально, телеметрия поступала с



Расчетная циклограмма полета)	
Время (от старта)	Событие
00:00:00	Старт
00:03:58.3	Отделение боковых блоков первой ступени
00:05:30.9	Выключение ЖРД центрального блока
00:05:38.0	Отделение центрального блока
00:05:51.0	Первое включение двигателя второй ступени
00:06:16.0	Сброс створок обтекателя служебного модуля
00:06:21.0	Отстрел системы аварийного спасения
00:17:17.1	Окончание первого включения двигателя второй ступени
01:55:20.5	Второе включение двигателя второй ступени
02:00:02.5	Окончание второго включения двигателя второй ступени
02:05	Первый вход в радиационный пояс Земли, длительность около 15 минут
03:05	Достижение апогея траектории
03:09	Построение ориентации для разделения
03:23:36	Отделение второй ступени и служебного модуля от модуля экипажа
03:30	Второй вход в радиационный пояс на 35 минут
03:57:11	Включение ЖРД на 10 сек для прицеливания
04:13:35	Вход в верхние слои атмосферы Земли
04:13:41	Потеря связи
04:15:03	Максимальный нагрев
04:16:05	Восстановление связи
04:19:29	Отстрел крышки парашютного отсека
04:19:31	Ввод тормозных парашютов
04:20:40	Раскрытие основных куполов парашютной системы
04:23:29	Приводнение в Тихий океан со скоростью около 8.9 м/с

1200 датчиков. Бортовая телекамера FTCAM3 сначала давала плохую «картинку», но ее работа наладилась после принудительного выключения и включения. На 55-й минуте полета по команде с Земли были сброшены видеофайлы с камеры FTCAM2, после чего ее перевели в режим прямого репортажа.

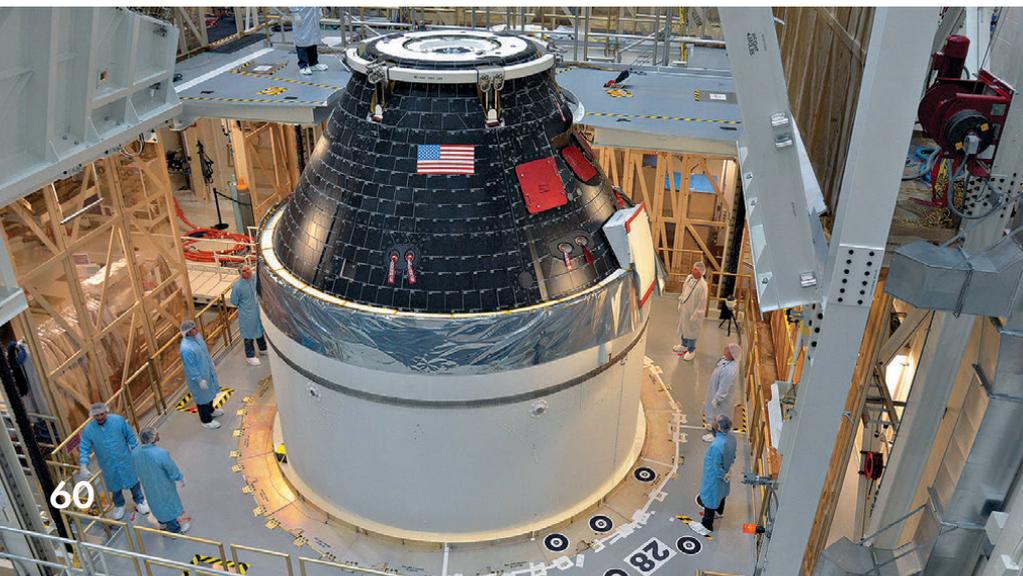
Через 1 час 55 мин после старта, в начале второго витка, двигатель верхней ступени включился вновь. Проработав 4 мин 43 сек, он вывел связку на эллиптическую незамкнутую орбиту, почти точно выдержав расчетный апогей 5808 км и перигей -37 км.

На втором витке корабль дважды прошел через внутренний радиационный пояс Земли с некоторыми замечаниями по работе электронных устройств: пару раз сбойнуло и перезапустилось устройство обработки видеоизображений. Уровень радиации внутри отсека экипажа измерялся для оценки материалов, которые будут защищать астронавтов от суровой обстановки дальнего космоса.

В 10:11 EST корабль достиг апогея и, все ускоряясь, устремился к Земле. Как раз в это время началась подготовка к самостоятельной части полета: в 09:45 была активирована система реактивного управления RCS, а в 10:14 построена ориентация.

В 10:29 на высоте около 5300 км Orion отделился от второй ступени носителя и полетел самостоятельно, а ступень сделала маневр увода. Она перешла на более крутую траекторию спуска, чтобы разойтись с «Орионом» и выпасть дождем обломков в удаленном районе Тихого океана.

В 11:02 были включены на 10 сек двигатели RCS, чтобы сдвинуть точку входа вперед по трассе, в менее облачный район. С помо-





▲ Старт!



▲ Отделение ускорителей



▲ Отделение створок обтекателя



▲ Плазма при спуске в атмосферу

щью бортовых двигателей корабль развернулся на 180°, в правильное положение для входа в атмосферу.

В 11:18 отсек экипажа «врезался» в атмосферу со скоростью около 8.89 км/с – это 80% от скорости возвращения с лунной траектории. Вокруг аппарата образовалась плазменная оболочка, в результате чего на 2.5 мин пропала связь. Максимальная температура лобового щита достигала 2200°C (боковые поверхности нагрелись до 1730°C), он медленно обгорал, создавая пограничный слой, отделяющий крайне горячий газ в ударной волне от поверхности корабля.

В плотных слоях атмосферы корабль тормозился очень быстро. Когда скорость спуска упала до 133 м/с, была сброшена крыша парашютного отсека, и на высоте около 6700 м развернулись два семиметровых тормозных парашюта. Они снизили скорость примерно до 45 м/с, после чего отделились, уступив место трем красно-белым основным куполам диаметром 35.4 м. Последние были извлечены из контейнеров тремя вытяжными парашютами в зарифованном состоянии, наполнились и затем раскрылись полностью.

Еще до выхода на орбиту три основные и несколько вспомогательных («инженерных») камер передавали видеокадры обстановки внутри кабины корабля и за бортом – через иллюминатор. «Картинка» с одной из камер была неудовлетворительной, и с Земли ушла команда выключить и включить питание. Это было сделано и показало, что системы корабля на команды реагируют.

Хотя полет транслировался в режиме реального времени на канале NASA, часть материала зрителю сразу не показали. Особенно интересной была съемка входа в атмосферу – именно в момент прохождения сквозь плазму радиосигнал на Землю не шел. Ее прочли лишь после того, как корабль доставили в Сан-Диего.

Видео начинается за 10 минут до приводнения. Корабль ворвался в атмосферу – спустя две минуты термодинамические нагрузки достигли пика. По мере увеличения температуры цвет плазмы изменялся от белого до желтого и красного. После «огневого крещения» камера записала раскрытие парашютной системы вплоть до момента приводнения.

Работу парашютной системы и поведение аппарата на спуске отслеживала не только бортовая камера, но и беспилотный самолет NASA870 Ikhana, созданный на базе боевого беспилотника Predator B.

В 11:29 EST (16:29 UTC) Orion приводнился в Тихом океане в точке 23.60° с. ш., 116.46° з. д., примерно в 1020 км юго-западнее Сан-Диего и в 450 км от берегов Мексики, имея вертикальную скорость 8–9 м/с. Миссия EFT-1 успешно завершилась.

После приводнения автоматически отделились основные купола парашютов и заполнились газом два из пяти пневматических баллона системы выравнивания модуля экипажа CMUS (Crew Module Uprighting System). Три остальных баллона были надуты частично или не надуты совсем. Корабль плавал стабильно в вертикальном положении, сильно выдаваясь над водой: частичный выход из строя системы надува выравнивающих баллонов значения не имел. Однако этот отказ, безусловно, будет проанализирован в числе других результатов миссии.

Спасателям, высадившимся с борта десантно-вертолетного самоходного дока USS Anchorage (LPD-23) на двух надувных лодках Zodiac, пришлось ждать около часа, пока плавающий в воде корабль отключит электрическую систему и его можно будет безопасно поднять. Пока же аппарат продолжал записывать данные на бортовые регистраторы.

Найти и спасти вытяжные парашюта, а также переднюю крышку не удалось – они затонули. Пришлось сконцентрироваться на основных парашютах, но удалось подцепить только два купола из трех.

Работы по спасению «Ориона» заняли 7.5 часов. Вначале корабль затащили тросами через слип на затопленную палубу «Анкориджа», а когда море успокоилось, подняли в транспортный трюм. Затем корабль-док покинул место приводнения и взял курс в порт Сан-Диего, куда прибыл 8 декабря. В порту Orion перегрузили на берег и установили на трейлер, который пересек Соединенные Штаты от побережья до побережья и через десять дней, 18 декабря, достиг Космического центра имени Кеннеди.

## Корабль следующего поколения

Orion – американский многоцелевой пилотируемый аппарат, предназначенный для доставки астронавтов «за пределы околоземной орбиты», а также для оказания экстренной помощи экипажу МКС. Корабль рассчитан на автономное функционирование в течение 21 суток и безопасное возвращение в атмосферу Земли со второй космической скоростью.

Разработка корабля началась после того, как 14 января 2004 г. президент Джордж Буш-сын объявил программу освоения Луны и дальнего космоса. Ее составной частью был пилотируемый транспортный аппарат CEV (Crew Exploration Vehicle), напоминавший корабль Apollo. Выбор этой концепции повлек отмену рассматривавшегося в то время проекта легкого орбитального космолана OSP (Orbital Space Plane). Последний, в свою очередь, появился после неудачи проекта многоразовой одноступенчатой транспортной системы X-33 компании Lockheed Martin, призванной заменить Space Shuttle.

Компонуочно новый корабль состоял из двух основных частей: модуля экипажа CM (Crew Module) конической формы и

Основные параметры штатного корабля MPCV «Орион»	
Общие параметры корабля	
Экипаж	4 человека
Характеристическая скорость двигательной установки	1340 м/с
Максимальная стартовая масса	35390 кг
Масса при выходе на траекторию полета	26520 кг
Система аварийного спасения	
Масса пустой системы	5044 кг
Масса снаряженной системы	7643 кг
Сбрасываемые обтекатели	1384 кг
Переходник	510 кг
Модуль экипажа	
Гермообъем (общий)	19.6 м <sup>3</sup>
Обитаемый объем (свободный)	8.97 м <sup>3</sup>
Тяга двигателя системы управления спуском (СУС)	72.5 кгс
Возвращаемый полезный груз	100 кг
Масса пустого модуля с топливом СУС	10159 кг
Масса кислорода/азота/воды	60 кг
Масса топлива РСУ	168 кг
Масса при посадке	9299 кг
Максимальная масса при старте	10387 кг
Служебный модуль	
Масса пустого модуля	6185 кг
Максимальная масса при старте	15460 кг





цилиндрического служебного модуля SM (Service Module), в котором располагались двигательные установки и расходные материалы. В служебном модуле изначально планировалось использовать двигательную установку на жидком кислороде и жидком метане, но позднее из-за неготовности технологий кислородно-метановых двигательных установок и с целью обеспечить запуск CEV к 2012 г. перешли на самовоспламеняющиеся компоненты.

В конкурсе на детальное проектирование участвовали несколько аэрокосмических компаний, в финал вышли Lockheed Martin и Boeing, а победу одержала первая команда.

После отмены программы Constellation разработка корабля продолжилась под новым именем MPCV, проект которого был анонсирован 24 мая 2011 г. Корабль сохранил общую компоновку CEV, но изменился в деталях. В настоящее время его основная задача – выполнение дальних космических полетов большой продолжительности: до 21 дня активного времени работы плюс шесть месяцев покоя\*.

MPCV, сохранивший имя Orion, состоит из модуля экипажа, служебного модуля и двигательной установки SAC. Предусмотрена возможность поэтапной модернизации систем жизнеобеспечения, двигательных установок, тепловой защиты и бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) по мере готовности и доступности новых технологий.

Модуль экипажа, производимый компанией Lockheed Martin на сборочном заводе в Мичиге, вмещает четырех астронавтов при полетах на низкую околоземную орбиту, обеспечивая безопасную жизнь и работу с момента посадки экипажа на космодроме до момента приводнения и окончания операции по поиску и спасению.

Модуль изготавливается из алюминий-литиевого сплава и имеет форму усеченного конуса с углом полураскрытия 57,5°, диаметром основания 5,02 м и высотой 3,3 м

\* В этот период времени жизнедеятельность экипажа должны поддерживать другие модули, в том числе Deep Space Habitat.

и обеспечивает обитаемый объем в 1,5 раза больше, чем капсула «Аполлона».

В проекте модуля реализован ряд передовых технологий. Среди них – «стеклянная кабина» (Glass Cockpit) с цифровыми индикаторами системы управления, заимствованная от самолета Boeing 787 Dreamliner. Система управления основана на микропроцессоре IBM 750FX – 32-битной машине с RISC-архитектурой с рабочей частотой 600–800 МГц.

Система электропитания в первом полете включала основную аккумуляторную батарею емкостью 37 А·ч и экспериментальную батарею на напряжение 28 В емкостью 100 А·ч.

Система реактивного управления оснащена 12 однокомпонентными ЖРД MR-104G компании Aerojet тягой по 160 фунтов (72,6 кгс), скомпонованными в восемь блоков:

- ◆ два блока для разворота по крену влево и вправо с двумя соплами в каждом;
- ◆ два блока для разворота по тангажу вверх с одним соплом в каждом;
- ◆ два блока для разворота по тангажу вниз с одним соплом в каждом;
- ◆ два блока для разворота по рысканью влево и вправо с двумя соплами в каждом.

Запас гидразина в первом полете составлял 181 кг.

После тщательного изучения NASA выбрало систему теплозащиты для модуля экипажа на основе абляционного материала Avcoat, который имеет структуру стекловолоконных сот, пропитанных фенолформальдегидной смолой. Ранее он использовался в миссиях «Аполлона» и для защиты отдельных поверхностей в первых полетах орбитальной ступени Space Shuttle. Для теплоизоляции модуля экипажа применен синтетический войлок Nomex.

Парашютная система – многоступенчатая, включает два тормозных, три вытяжных и три основных купола. Для выравнивания CM при приводнении и обеспечения плавучести служат надувные баллоны.

Orion имеет возможность автоматической стыковки, как у российских кораблей «Прогресс» и европейского грузовика ATV. Стыковочный узел основан на конструкции агрегата APAS-95, применявшегося на шаттлах.

Атмосфера в кабине – смешанная, двухгазовая (кислород и азот), соответствующая земной на уровне моря (101,3 кПа) или со слегка пониженным (до 55,2 или 70,3 кПа) давлением. Кабина будет оснащена улучшенными средствами удаления отходов – миниатюрным туалетом в виде специального помещения и с унитазом универсальной

конструкции, позволяющим использовать его астронавтам обоих полов.

Служебный модуль SM обеспечивает функционирование модуля экипажа с момента запуска до момента разделения перед входом в атмосферу. Своей двигательной установкой он выдает импульсы для коррекции орбиты и для аварийного спасения экипажа при полете на большой высоте. Он предоставляет в модуль экипажа воду, кислород и азот для работы системы жизнеобеспечения, вырабатывает и распределяет электроэнергию, а также обеспечивает тепловой режим. Служебный модуль приспособлен и для размещения негерметичных грузов.

В мае 2011 г. генеральный директор EKA объявил о возможном сотрудничестве с NASA по разработке корабля – преемника ATV (Automated Vehicle Transfer). 21 июня 2012 г. Airbus Defence and Space объявил, что получил два заказа на отдельные исследования, каждое на сумму 6,5 млн €, для оценки возможности использования технологии и опыта, накопленного в работах по ATV и Columbus, в будущих миссиях. Первое исследование рассматривало возможность постройки служебного модуля корабля «Орион», а второе – возможность производства универсального многоцелевого орбитального аппарата.

21 ноября 2012 г. между EKA и NASA была достигнута договоренность о разработке служебного модуля «Ориона» на базе ATV. Он будет построен компанией Airbus Defence and Space (Германия).

16 января 2013 г. NASA объявило, что служебный модуль, поставленный EKA, будет использован в полете EM-1 (Exploration Mission 1).

Для защиты от внешних воздействий на Земле и при выведении корабль накрыт верхним обтекателем из стекловолокна. Модуль экипажа имеет систему аварийного спасения, подобную использованной в проектах Mercury и Apollo. Система LAS (Launch Abort System) может быть активирована в течение миллисекунд. При возникновении чрезвычайной ситуации на стартовой площадке или на этапе выведения она отделяет модуль экипажа от носителя и уводит его из зоны поражения с помощью твердотопливного двигателя большой тяги. Кроме основного двигателя, в состав системы входят еще два: управляющий ACM (Attitude Control Motor) и двигатель увода JM (Jettison Motor).

10 июля 2007 г. фирма Orbital Sciences, генеральный подрядчик по LAS, выдала компании ATK контракт в размере 62,5 млн \$ на



разработку, конструирование, производство, испытания и обеспечение запуска маршевого двигателя. Аналогичный контракт на двигатель сброса получил еще один давний поставщик – компания Aerojet.

Считается, что с учетом возможности спасения на участке выведения MPCV в целом будет на порядок (в 10 раз) безопаснее орбитального корабля системы Space Shuttle.

Корабль Orion для первого полета отличается от штатного отсутствием служебного модуля (его заменяет имитатор) и ряда систем, обеспечивающих пилотируемый полет. К сожалению, подробная весовая сводка корабля в официальных материалах, посвященных полету, отсутствует. Известно, что масса снаряженного модуля экипажа была близка к 8 600 кг при суммарной стартовой массе около 20 900 кг. Из этой величины около 4 000 кг приходится на имитатор служебного модуля (2 650 кг вместе с адаптером) и его боковой обтекатель (примерно 1 350 кг), а модуль экипажа вместе с обтекателем и LAS потянули на 16 800 кг. В составе LAS были названы массы всех трех двигателей: маршевый – 3 464 кг, управляющий – 760 кг, увода – 410 кг.

### Оценки события и перспективы

По словам представителей NASA, Orion во время пробного запуска продемонстрировал прекрасные результаты: гладко взлетел, проделал запланированный путь и отлично приводнился.

Несмотря на ограниченный круг задач и «полукакетность» материальной части, миссия EFT-1 позволила получить важные данные, которые пригодятся в будущих полетах. «Датчики, установленные на борту, обеспечили нам море информации – от воздействия космического излучения на БРЭО до состояния среды внутри кабины, – отметил Майкл Хоз (W. Michael Hawes), вице-президент и руководитель программы Orion в компании Lockheed Martin. – То, что мы узнаем из этого полета, улучшит проект и поможет сделать нам будущие аппараты лучше прежних».

Сразу после приводнения некоторые образцы конструкции и теплозащиты, а также регистраторы данных были отправлены в компанию Lockheed Martin для обработки. Их анализ даст техническим специалистам фору в определении того, как оптимизировать разработку теплозащиты будущих миссий.

По предварительной оценке, с учетом нештатного срабатывания CMUS и потери части парашютов в ходе полета выполнено 85 из 87 задач. Расход всех ресурсов был меньше расчетного: по электроэнергии – 10 А·ч вместо 18 А·ч из основной батареи и 45 А·ч вместо 52 А·ч из экспериментальной, по аммиаку системы терморегулирования – 15,9 кг при допуске 12,7–19,5 кг, по гидразину – 42,2 кг вместо 54,0 кг.

«Теперь нам предстоит хорошенько покопаться и выяснить, действительно ли корабль функционирует так, как мы задумали, – прокомментировал менеджер программы Orion Марк Гейер (Mark Geyer). – 5 декабря мы продемонстрировали, что Orion – достойный аппарат. Теперь мы продолжим его проверять и улучшать, параллельно создавая следующий Orion».



В Центре Кеннеди модуль экипажа был вновь помещен в МИК имени Армстронга. С него снимут теплозащитный экран и возьмут пробы для первоначального анализа состояния изделия после полета. Все системы корабля подвергнутся подробной инспекции. Процесс изучения вернувшегося из космоса аппарата должен быть завершен к марту 2015 г. Он позволит Lockheed Martin составить полный отчет, включающий информацию о характеристиках модуля и рекомендации, основанные на итогах испытаний.

Результаты первого полета позволят создать новый, полноценный вариант «Ориона» для испытательного полета EM-1, который планируется на 2018 год. Это будет первый старт носителя SLS (Space Launch System): сверхтяжелая ракета отправит полностью функциональный Orion в беспилотном варианте к Луне с выходом на орбиту вокруг нее.

Экспериментальный корабль после полета EFT-1 не превратится в музейный экспонат, а продолжит жизнь в испытании SAC на участке выведения AA-2 (Ascent Abort). Он позволит впервые провести испытания ключевых возможностей полностью снаряженной LAS на активном участке траектории выведения. Тест AA-2 планируется на 2018 г. – после полета EM-1, но перед дебютной миссией «Ориона» с участием экипажа. В случае успеха это испытание откроет путь к первому пилотируемому полету EM-2, официально запланированному на 2021 год.

По словам участников программы, Orion является первым в мире за 40 лет кораблем, построенным для пилотируемых полетов в дальний космос. Его создание оценивается как «критический фактор» успеха будущих межпланетных путешествий. Неудивительно, что полет EFT-1 стал предметом бурных обсуждений в мире. Однако, как ни странно, опытные любители космонавтики показали себя более осведомленными в целях и задачах миссии, тогда как околоофициальные круги поддались соблазну программы.

Президент Обама, в 2010 г. чуть было не «убивший» Orion, после посадки поздравил создателей корабля с успехом. Пресс-секретарь президента США Джош Эрнест заявил, что этот тестовый полет «определенно является важным этапом в достижении поставленной президентом Обамой цели отправить человека на астероид в 2020-х годах и к Марсу десятилетием позже».

Отечественные специалисты выражают осторожнее. «Успешный запуск «Ориона» станет стимулом для создания российского перспективного пилотируемого корабля, –

Об энтузиазме, с которым сотрудники NASA восприняли полет «Ориона», свидетельствует twitter инженера Молли Уайт, где она рассказала о переживаниях создателей корабля: «Это было невероятно! Во время обратного отсчета толпа затихла, все мы затаили дыхание в надежде, что все пройдет хорошо. И когда он стартовал, так громко, такой огромный... это было просто невообразимо!» В своем микроблоге Молли буквально вела обратный отсчет месяцам, дням, часам и минутам до запуска: «Эти последние несколько дней мы только и делали, что смотрели, ждали и становились все более и более взволнованными!» Она также поделилась представлениями о судьбе космической программы США.

высказал свое мнение в беседе с корреспондентом ТАСС первый заместитель директора ЦНИИмаш космонавт С. К. Крикалёв. – То, что они запустили новый корабль, – это большое дело. Я знаю, что над этим работал большой коллектив, поэтому, если им удалось произвести запуск, я их от души с этим поздравляю. Это хороший шаг в перспективу».

Сергей Константинович считает, что успех американских коллег может положительно повлиять на сроки создания российского перспективного пилотируемого корабля для дальнего космоса: «Я сильно надеюсь, что успешный полет «Ориона» подстегнет создание нашего корабля. Всегда, как в любом соревновании, с одной стороны, мы поздравляем наших партнеров, с другой – это стимулирует нас развиваться».

В сообщениях мировых СМИ по большей части дается явный уклон в сторону политического значения полета, который якобы стал «шагом на пути к Марсу». Однако не стоит забывать, что от лозунгов до реальных миссий еще очень долгий путь. Пока специалисты NASA фактически лишь повторили то, что их отцы и деды впервые сделали почти полвека назад. Действительно, еще 25 августа 1966 г. в коротком полете AS-202 был проверен теплозащитный экран «Аполлона», причем корабль выполнил вход в атмосферу с точно такой же скоростью, с какой возвратился Orion в полете EFT-1.

Что касается будущего, то цели и задачи программы с участием нового корабля по-прежнему не определены. В частности, официально пилотируемая миссия на Марс присутствует в планах NASA только «где-то к середине 2030-х годов». Несколько крупномасштабных исследований на эту тему уже проходили в последние несколько лет, но ни одно не стало «разрешительной политической» базой для конкретных программ.

Между тем суровая реальность такова, что до первой высадки на Красную планету потребуется потратить многие десятки миллиардов долларов, работая с разными президентами, чьей политической поддержки еще нужно будет заручиться. Необходимо сотрудничество международных учреждений и коммерческих партнеров, освоение новых технологий в области пилотируемых космических полетов.

По мнению Джона Логсдона (John Logsdon), специалиста в области космической политики, заслуженного профессора Университета Джорджа Вашингтона, «существует ряд технических неопределенностей, и по многим независимым техническим оценкам [полет на Марс] нельзя будет осуществить в рамках текущего бюджета. Понадобится дополнительное финансирование, чтобы создать качественную пилотируемую программу, и больше международного сотрудничества... [EFT-1] – не столько вежа, сколько маленький шаг на очень долгом пути к людям на поверхности Марса. Этот космический аппарат не повезет людям на Марс, но он унесет их от Земли».

По словам Логсдона, львиная доля этих дополнительных расходов потребуется во второй половине текущего десятилетия и на-

чала 2020-х годов, и соответствующие решения будут принимать уже новый президент США и Конгресс следующих созывов.

Насколько EFT-1 можно реально рассматривать в роли первопроходца будущих миссий? Большой вопрос.

Оставим в покое ракету, но что касается корабля, то Orion, который будет использоваться в полете на Марс, и Orion образца 2014 года – это «две большие разницы». Например, только что слетавший аппарат имел систему теплозащиты, не пригодную для возвращения с Марса, – она просто не выдержит требуемых тепловых и механических нагрузок. Даже в этом направлении еще предстоит большая работа.

Пока же космическое ведомство США готовит высадку американских астронавтов на астероид, однако даже сейчас не знает, по какому сценарию будет проводиться эта сложная и рискованная операция. Как сообщил на пресс-конференции 17 декабря заместитель директора NASA Роберт Лайтфут, решение на этот счет будет принято «в начале 2015 г.».

По словам Лайтфута, в настоящее время рассматриваются два варианта «охоты» за астероидом. Первый, анонсированный два года назад (*НК* № 6, 2013), предусматривает

запуск автоматического КА к небольшому небесному телу диаметром до 10 м с последующим заарканиванием последнего с помощью металлической сети и доставкой на устойчивую орбиту вокруг Луны, где его смогут исследовать астронавты. Второй вариант предполагает, что на окололунную орбиту доставят не целый астероид, а лишь его фрагмент размером с большой валун.

Сейчас эксперты анализируют оба варианта. Первый кажется проще и немного дешевле (из астероида ничего не надо «выпиливать»), зато второй, по мнению Лайтфута, дает возможность опробовать гораздо больше необходимых технологий. «Рано или поздно нам все равно придется их проверять», – пояснил он.

Лайтфут также отметил, что американские специалисты с энтузиазмом продолжают работы по этому проекту, который будет абсолютно новым по своему характеру и «позволит человеку отправиться за пределы низкой околоземной орбиты». В этих целях рассматриваются различные концепции создания автоматического КА, которому предстоит поставить ловушку для астероида. Не прекращаются также поиски кандидатов для такого эксперимента. Пока на примете у NASA шесть небесных тел – по три для каждого из двух вариантов.

С учетом потребных расходов (примерно 1,25 млрд \$) и сроков создания робота-захватчика реализация такого проекта невозможна ранее 2020 г., и это еще оптимистическая оценка. Таким образом, лишь примерно в 2025 г. NASA получит шанс отправить к астероиду или его фрагменту, который будет вращаться вокруг Луны, пилотируемый корабль с экипажем.

Итак, что же в сухом остатке? Если говорить прямо, полет EFT-1 дал ответ на вопрос: на чем летать в дальний космос? Вопрос «куда и для чего лететь» еще ждет своего ответа. Пока же на заводе в Мичуде полным ходом идет изготовление следующего «Ориона» для второй беспилотной миссии EM-1...



**26 ноября 2014 г.** на 61-м году жизни скончался космонавт-журналист, член-корреспондент Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского Валерий Юрьевич Шаров.

В.Ю. Шаров родился 26 декабря 1953 г. в Москве. В 1976 г. окончил Горьковский государственный университет имени Н.И. Лобачевского, биологический факультет, а в 1982 г. – Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, факультет журналистики.

С 1976 г. он работал старшим лаборантом кафедры психотерапии Московского центрального ордена Ленина института усовершенствования врачей. В 1979 г. В.Ю. Шаров – старший инженер сектора реабилитации слепоглухонемых лаборатории исследовательских проблем социально-психологической реабилитации слепых Специального конструкторского бюро Всероссийского общества слепых.

С 1980 г. – корреспондент газеты «Московский университет». С 1982 г. – лаборант, а с 1984 г. – преподаватель кафедры физического воспитания и спорта МГУ.



**Валерий Юрьевич Шаров**  
26.12.1953–26.11.2014

В сентябре 1984 г. Валерий стал корреспондентом отдела науки «Литературной газеты». С 1987 г. – собственный корреспондент «Литературной газеты» по Дальнему Востоку, г. Владивосток. С 1992 г. – внештатный корреспондент «Литературной газеты». С 1996 г. – председатель Общественного объединения «Дальневосточный информационный центр» (ДИЦ). С 1999 г. работал в Москве как независимый журналист.

Валерий Шаров участвовал в отборе космонавтов-журналистов по программе «Космос – детям». 11 мая 1990 г. решением МВК был отобран для подготовки к космическому полету (в составе группы из шести журналистов). С 1 октября 1990 г. по 7 февраля 1992 г. прошел курс общекосмической подготовки в ЦПК. 7 февраля 1992 г. решением МВКК В.Ю. Шарову была присвоена квалификация «космонавт-исследователь».

В.Ю. Шаров – автор книги «Приглашение в космос» (2003 г.) и других, а также сотен публикаций.

Редакция *НК* приносит соболезнования родным и близким Валерия Юрьевича Шарова.

**18** декабря в 09:30 IST (04:00 UTC) со второго стартового комплекса Космического центра имени Сатиша Дхавана на острове Шрихарикота вблизи побережья штата Андхра-Прадеш расчеты Индийской организации космических исследований ISRO (Indian Space Research Organisation) осуществили первый пуск прототипа новой ракеты – носителя геостационарных спутников GSLV Mk.III с прототипом возвращаемого аппарата CARE для будущего индийского пилотируемого космического корабля.

Основной задачей миссии была проверка реакции ракеты на динамические ситуации в полете, которые нельзя промоделировать в полной мере на стенде (переход через звуковой барьер, преодоление пика динамического давления и максимальных перегрузок), а также оценка функционирования систем на этапах разделения. Дополнительная задача заключалась в натурных испытаниях теплозащиты и парашютной системы спасения корабля.

Полет проходил по суборбитальной траектории и закончился приводнением аппарата CARE в акватории Бенгальского залива.

### Прототип ракеты

Разработка носителя, способного полностью избавить Индию от иностранной зависимости в области запуска спутников на геостационарную орбиту, началась в конце 1990-х годов. Правительство согласилось профинансировать проект в мае 2002 г., когда ракета, обещавшая быть вершиной национального ракетостроения, уже обрела четкий облик (НК № 12, 2003, с.60-61).

GSLV Mk.III строится на базе индийских технологий настоящего времени и ближайшего будущего и вследствие этого обладает как современными, так и архаичными на первый взгляд чертами. К последним можно отнести многообразие типов используемого топлива: кроме мощных твердотопливных стартовых ускорителей, ракета оснащена центральным блоком, работающим как на долгохраняемых токсичных, так и на криогенных экологически чистых компонентах\*. Тем не менее ускорители и криогенная верхняя ступень в целом вполне соответствуют мировому техническому уровню.

Важным шагом к созданию нового носителя стало освоение криогенных технологий, заимствованных из России и «привитых» на индийскую почву. В 2001–2010 гг. индийский носитель GSLV Mk.I запускался шесть раз с двигателем российского производства КВД-1. Однако попытка перенять технологию «быстро и дешево» не получились: даже имея перед глазами работоспособный и проверенный в полете прототип, Индия впервые испытала на стенде собственный кислородно-водородный двигатель CE-7.5, или ICE (Indian Cryogenic Engine) тягой около 7 тс, предназначенный для носителя GSLV Mk.II, лишь в 2007 г. Первая попытка летных испытаний, предпринятая в декабре 2010 г., успе-

И. Афанасьев.  
«Новости космонавтики»



## Прототип ракеты поднял прототип корабля К первому полету GSLV Mk.III

хом не увенчалась (НК № 2, 2011, с.34-36). Удачным оказался второй запуск, выполненный в январе 2014 г. (НК № 3, 2014, с.14-18).

Если GSLV Mk.I и Mk.II можно считать «тренировочными» ракетами (даже сама мощная из них позволяла выводить на геопереходную орбиту спутник массой около 2500 кг), то GSLV Mk.III является полноценным «рабочим» носителем с грузоподъемностью почти вдвое выше. Эта трехступенчатая ракета с последовательной работой ступеней имеет стартовую массу свыше 630 т и может доставить полезную нагрузку массой до 10 т на низкую околоземную орбиту и до 5 т – на переходную к геостационарной. Основная задача GSLV Mk.III – выведение геостационарных спутников, дополнительная – запуск индийского орбитального пилотируемого корабля.

Ракета состоит из центрального жидкостного блока, двух мощных навесных стартовых твердотопливных ускорителей (СТУ) и головного отсека (ГО) с полезной нагрузкой.

СТУ S200, известные также как «большие твердотопливные ускорители» LSB (Large Solid Booster), снаряжаются смесевым топливом на основе полибутадиена с конечными гидрокислыми группами НТРВ. Это третьи в мире по размерам и массе твердотопливные ускорители после используемых в системе Space Shuttle и на ракете Ariane 5. Каждый состоит из трех стальных сегментов: передний несет 27.71 т, средний – 97.38 т и конечный – 82.21 т топлива.

Система зажигания S200 – двухступенчатая, с первичным и вторичным воспламенителями, сделана на базе блока зажигания двигателей S139 носителей PSLV и GSLV Mk.II.

Фигурный центральный канал заряда S200 обеспечивает горение топлива по «М-образному» профилю давления, имеющему два пика тяги. Максимальное давление в камере – 56.9 атм, среднее – 39.9 атм.

S200 снабжен качающимся соплом, установленным в гибком подшипнике. Диаметр критического сечения сопла – 0.89 м, диаметр среза – 3.27 м, геометрическая степень расширения 12.1:1. Вся сборка гибкого сопла имеет длину 3.58 м и состоит из сходящегося участка, гибкого узла, расходящегося переднего конца узла и расходящегося кормового конца узла. Для управления век-

\* Делать полностью криогенный блок по типу европейской Ariane 5 индийцы не стали из-за необходимости разработки кислородно-водородной двигательной установки тягой 150–200 тс, что привело бы к чрезмерному затягиванию работ. В 2008 г. правительство Индии санкционировало разработку «полукриогенного» двигателя замкнутой схемы тягой не менее 200 тс на уровне моря, работающего на жидком кислороде и углеводородном горючем. Этап разработки планировалось завершить уже в 2012 г., однако информации о прогрессе в этой области нет.



Параметры ступеней GSLV Mk.III

Ступени	S200	L110	C25
Длина, м	25.75	21.26	13.32
Диаметр, м	3.20	4.0	4.0
Масса, т	2x238.0	125.6	29.0
Масса топлива, т	2x206.69	115.0	25.0
Тяга*, тс	2x525 (максимальная) 2x364.8 (средняя)	69/78.1	-/20.38 (18...22)
Время работы, сек	130	200	580
Тип топлива	Твердое смесвое на основе полибутадина	AT+UH-25	ЖК+ЖВ
Удельный импульс*, сек	227/274.5	258.9/293.0	-/443
Способ управления вектором тяги	Сопло в гибком подшипнике	Двигатели в карданном подвесе	Два верньерных ЖРД

Стартовая масса – 630.58 т, длина – 43.43 м. Масса полезного груза на низкой орбите (400x400 км) – 10000 кг, на ГПО – 4000–5000 кг \* У Земли в пустоте, сек

тором тяги сопло отклоняется на угол 5.5° с помощью двух электрогидравлических приводов с сервоприводом. Каждый привод (гидроцилиндры, работающие от масла высокого давления, вытесняемого сжатым азотом) развивает усилие около 30 тс. Блоки приводов расположены в хвостовой части СТУ, там же находятся интерфейсы связи РН с пусковым устройством.

S200 крепится силовыми узлами в хвостовой и средней части центрального блока (в районе межступенчатого переходника) и отделяется с помощью пиротехнических устройств разделения и шести небольших твердотопливных двигателей, расположенных в носу и на корме ускорителя.

Основная ступень L110 центрального блока оснащена двумя двигателями Vikas-2, работающими на топливе «четыреокись азота (окислитель) – UH25\* (горючее)», потребляемом из стальных баков. Vikas-2\*\* имеет высоту 2.87 м, диаметр среза сопла 0.99 м и сухую массу около 900 кг. Турбо-насосный агрегат обеспечивает давление в камере сгорания 58.5 атм при соотношении компонентов 1.7:1. Тяга одного двигателя составляет 69 тс на уровне моря и 78 тс – в вакууме. Vikas-2 может отклоняться в кар-

данном подвесе индивидуально. Отделение ступени L-110 осуществляется с помощью активно-пассивной канговой системы.

Наиболее сложным компонентом GSLV Mk.III является большая криогенная верхняя ступень C25. Она оснащена одним двигателем CE-20 открытой схемы номинальной тягой около 20.4 тс. Соотношение компонентов (жидкий кислород / жидкий водород) составляет 5.5:1, а давление в камере сгорания около 60 атм. Удельный импульс в вакууме – 443 сек, номинальное время работы – до 580 сек при возможности повторно-го запуска в полете. CE-20 имеет сухую массу около 588 кг и оснащен соплом с геометрической степенью расширения около 100.

Затянувшееся освоение криогенной тематики привело к значительному отставанию работ по CE-20. Первые стендовые испытания при низких температурах состоялись только в октябре 2014 г., дав добро началу огневых тестов.

Как следствие проблем с CE-20, еще в октябре 2011 г. появилось предложение провести первый пуск GSLV Mk.III без верхней ступени. В апреле 2013 г. было объявлено решение оснастить первую ракету габаритно-весовым макетом, имитирующим некоторые функции верхней ступени C25, что позволило начать летные испытания носителя по крайней мере на год раньше. Специалисты ISRO уверяют, что уже на втором экземпляре GSLV Mk.III будет стоять рабочая верхняя ступень, но считается, что штатный двигатель CE-20 будет готов к полету только в 2017 г.

В начале декабря руководитель ISRO Коппиллал Радхакришнан заложил первый камень в основание завода по производству криогенных двигателей в городе Бангалор в штате Карнатака на юге Индии, который строится как совместное предприятие между ISRO и ведущей авиастроительной корпорацией страны HAL (Hindustan Aeronautics Limited).

Управление на активном участке работы верхней ступени по трем осям осуществляется двумя верньерными двигателями, на пассивном участке – соплами на холодном газе. Ступень несет бортовые компьютеры и инерциальную платформу наведения. «Лифтированная» цифровая система управления индийской разработки установлена в приборном отсеке. Там же имеются система связи, состоящая из передатчика S-диапазона для сброса телеметрии и транспондера S-диапазона, который отвечает радарам слежения и служит для предварительного определения орбиты, а также система аварийного прекращения полета.

ГО (или «тепловой щит», как его называет ISRO) имеет диаметр 5 м и защищает КА от аэродинамических, тепловых и акустических нагрузок. Он выполнен из алюминия со сплава со звукопоглощающим «одеялом».

Разделение ГО на две створки осуществляется с помощью линейного устройства типа Super Zip и поршневого пиротолкателя в момент T+253 сек штатного полета носителя.

Аппарат отделяется от верхней ступени с помощью пружин, установленных в плоскости разделения.

### Прототип корабля

Имитатор модуля экипажа CARE (Crew Module Atmospheric Re-entry Experiment) имеет типичную для современных кораблей капсульного типа сегментально-коническую форму и внешне представляет нечто среднее между спускаемыми аппаратами «Союза» и «Дракона».

Специалисты ISRO утверждают, что CARE диаметром 3.1 м и высотой 2.68 м полностью соответствует планируемому размеру возвращаемого аппарата перспективного индийского пилотируемого космического корабля. Таким образом, геометрически капсула заметно крупнее спускаемого аппарата «Союза-ТМА» и «Шэньчжоу». В испытательном пуске 18 декабря ее масса составляла 3775 кг.

Интересно, что аппарат был установлен на адаптере полезного груза вверх ногами, то есть теплозащитным экраном вперед по направлению полета. Тем самым исключались операции по переориентации CARE для «правильного» входа в атмосферу.

Конструкция капсулы собрана из силовых алюминиевых панелей и покрыта композитными панелями и передней крышкой. Теплозащита – абляционная, лобовой экран состоит из каркасной конструкции с закрепленной на ней углерод-углеродной секцией, покрытой композитным теплозащитным материалом на основе углерода и фенольной смолы. Боковые поверхности защищают плитки из аблятивного материала средней плотности MDA (Medium Density Ablative).

Внутри аппарата расположены основные системы, в том числе источники электропитания (аккумуляторные батареи) и упрощенная система управления. Ее датчиковая часть имеет в своем составе инерциальную платформу для определения углового положения и блок акселерометров, а исполнительными органами являются шесть двигателей реактивной системы управления тягой по 100 Н, работающие на моноокиси азота и монометилгидразине. Около 200 датчиков были смонтированы в капсуле для регистрации условий полета.

Парашютная система посадки состоит из двух вытяжных куполов диаметром 2.5 м, двух тормозных диаметром 6.5 м и двух основных диаметром по 31 м. Это самая большая и сложная парашютная система индийской разработки.

Капсула CARE (как, по-видимому, и возвращаемый аппарат, который она имитирует) была разработана Космическим центром имени Викрама Сарабхаи в Тхумбе и построена концерном HAL. Первый отвечал за проект в целом, интеграцию систем, механизмы управления и наведения и теплозащиту, последний – за проектирование и изготовление конструкции аппарата.

### Подготовка и пуск

Первый старт GSLV Mk.III по первоначальному плану должен был состояться в районе 2005 г., потом «переехал» на 2009 год, затем

\* UH25 – смесь 75% несимметричного диметилгидразина (НДМГ) и 25% гидразингидрата. По мнению индийских специалистов, показывает более устойчивое горение по сравнению с чистым НДМГ.

\*\* Vikas-2 – вариант двигателя Viking-2, который использовался на европейских носителях Ariane 1...4. Разработан в 1970-х годах, выпускается в Индии по лицензии.

на 2010–2011 годы. Однако по различным причинам полномасштабная экспериментальная отработка ступеней ракеты началась лишь в 2010 г. (НК № 4, 2010, с. 33; № 5, 2010, с. 24–25; № 11, 2010, с. 46).

В мае 2011 г. говорили, что первый старт нового носителя ожидается в 2012 г., а осенью того же года указывали даже конкретно «конец 2012 г.». Но весной 2012 г. в планах старт уже стоял на начало 2013 г.

В апреле 2013 г. сообщили, что первый полет состоится в январе 2014 г. с полноразмерным прототипом возвращаемого аппарата CARE. Шел уже 2014 год, но сроком старта GSLV Mk. III все время было «через два месяца», и лишь к концу ноября планы обрели определенность: «Между 15 и 20 декабря».

Между тем 13 февраля 2014 г. компания HAL отправила корпус CARE в Космический центр имени Викрама Сарабхайи в штате Тиванантапурам для оснащения его системами управления и навигации. 14 октября полностью снаряженный аппарат был установлен на ракету и прошел проверки в ее составе. 9 декабря были объявлены запретные зоны в Бенгальском заливе под пуск 18 декабря в период с 09:00 до 13:30 IST. 11 декабря носитель вывезли на стартовый комплекс, а 16 декабря ISRO официально объявила дату и время старта.

Обратный отсчет к пуску LVM3-X/CARE начался 17 декабря в 09:00 IST. Техники начали последние приготовления ракеты к запуску с процедуры заправки. Сначала компонентами долгохранимого топлива были наполнены баки основной ступени L110. Первым пошло горючее – его залили в бак 17 декабря к 13:00. Затем настала очередь окислителя – и бак был заправлен к 17:15.

Как говорилось выше, из-за неготовности верхней ступени и ее криогенного двигателя вместо «боевой» C25 в полет пошел ее пассивный имитатор C25X: он был заправлен 15 т жидкого и газообразного азота, компоненты подавались в ступень через штатные линии, идущие от неподвижной башни обслуживания.

После окончания заправки и эвакуации персонала начался окончательный набор готовностей и детальное тестирование PH. Замечаний не было.

Ранним утром 18 декабря бортовые компьютеры ракеты были настроены на запуск и получили скорректированный пакет программного обеспечения, созданный с использованием последней информации об условиях в верхних слоях атмосферы. Финальная проверка систем началась в T–1 час. Прошла подготовка к автоматизированной стадии обратного отсчета, и в T–17 мин аппарат CARE был переведен на бортовое электропитание. Формальное разрешение на пуск было получено за 15 минут до старта, после чего началась терминальная стадия обратного отсчета. Когда она приближалась к концу, CARE еще раз проверили на бортовом питании и перевели его системы в полетную конфигурацию. В T–00:05:00 бортовые компьютеры GSLV были настроены на полет и получили соответствующие поправочные коэффициенты.

В T–3 мин носитель перешел в режим полета, завершив переключение на автономное электропитание. Заключительные процедуры обратного отсчета включали герметизацию



▲ Модуль CARE установлен на переходнике под обтекателем «вверх ногами»

топливных баков и подъем в них давления наддува до полетного значения. В T–1 мин основная система управления ракеты взяла контроль обратного отсчета на себя.

Через 0.1 сек после подачи команды «зажигание» два мощных СТУ легко оторвали 43-метровую ракету от Земли. Развивая вместе тягу свыше 1000 тс, ускорители обеспечили стартовую тяговооруженность более 1.5g, что позволило носителю начать быстрый подъем. После короткого вертикального участка ракета выполнила разворот по крену и продолжила полет с азимутом 120°. Каждый из двух СТУ ежесекундно сжигал 3200 кг твердого топлива. Звуковой барьер и зону максимального скоростного напора носитель прошел штатно.

В T+120.0 сек, еще до отключения СТУ, были запущены двигатели основной ступени L110. Некоторое время два ускорителя и центральный блок работали вместе. Тяга СТУ начала снижаться на T+130 сек, но, чтобы обеспечить чистое разделение, их отделение было запланировано с задержкой. В T+153.5 сек, когда носитель находился на высоте 71 км и набрал скорость 2125 м/с в инерциальном пространстве, последовала команда на разделение. Пиротехнические устройства срезали силовые связи в кормо-

вой и носовой частях, и каждый ускоритель включил шесть малых РДТТ, которые отвели СТУ от центрального блока.

Ступень L110, развивая тягу 156.2 тс, продолжила работу. В T+163.4 сек система управления носителя перешла в режим терминального наведения, чтобы обеспечить точное попадание CARE в заданный район приземления. В T+237.2 сек на высоте 114 км был сброшен обтекатель, а в T+324.6 сек прошло выключение двигателей Vikas 2. Набрав скорость 5327 м/с, ракета продолжила пассивный полет по баллистической траектории с апогеем 126 км.

Хотя верхняя ступень C25X была пассивной, новая цапговая система отделения отработанной L110 была задействована и сработала штатно, разорвав связи между ступенями в T+325.7 сек. Двигатели разделения способствовали чистому выходу сопла двигателя CE20 из межступенчатого переходника без соударения с L110.

Сразу после разделения верхняя ступень C25X получила от системы управления полетом условную команду отключения двигателя, и еще через 4 сек включилась уже циклограмма отделения модуля CARE.

Все время с момента старта на Землю передавался расширенный поток телеметрической информации от датчиков, регистрирующих параметры функционирования всех систем носителя. Особо пристальное внимание было уделено испытанию ускорителей S200, центральной ступени L110, а также систем разделения.

Имитатор возвращаемого аппарата отделился от C25X в T+330.8 сек и начал самостоятельный полет. Его реактивная система управления погасила колебания, возникшие при отделении, сориентировала аппарат лобовым щитом точно по потоку и... выключилась на 456-й секунде полета на высоте 80 км. Звучит парадоксально, но система управления



▲ Траектория миссии LVM3-X/CARE



▲ Приводнение и спасение аппарата CARE

обеспечивала возвращаемому аппарату баллистический вход по упрощенному профилю, без активного управления, поскольку целью миссии была регистрация теплового потока при таком режиме. При баллистическом спуске теплозащитный экран испытал нагрев до температуры около 1600°C, перегрузки достигали 13 единиц.

Работа трехступенчатой парашютной системы началась на 584-й секунде на высоте 15,5 км, когда CARE замедлил полет до скорости 233 м/с. После сброса верхней крышки вышли два вытяжных парашюта, следом сработали тормозные – они снизили скорость до 50 м/с. На 741-й секунде на высоте около 5 км были выпущены два главных парашюта. Прием телеметрической информации с объекта прекратился на высоте около 2 км.

Через 20 мин 43 сек после старта CARE приводнился в воды Бенгальского залива на расстоянии 180 км от мыса Индиры, южной оконечности Никобарских островов, и около 1600 км от космодрома в Шрихарикоте. Сразу же после приводнения основные парашюты были отстрелены.

В тот же день корабли Индийской береговой охраны обнаружили CARE в море на плаву и подняли на борт. 21 декабря судно *Samudra Paheredar*\* доставило капсулу в порт Камараджар в Энноре, откуда 22 декабря ее привезли в Космический центр Сатиша Дхавана для предварительного изучения.

Успех миссии подтвердил правильность основных решений, принятых при проектировании и создании носителя и возвращаемого аппарата. После тщательного полугодового обследования CARE займет почетное место в экспозиции музея космонавтики Космического центра имени Викрама Сарабхаи.

Миссия LVM3-X/CARE официально оценивается в 1550 млн рупий (24,5 млн \$), из которых 1400 млн приходится на стоимость изготовления экспериментального экземпляра носителя, а изделие CARE обошлось в 150 млн рупий.



### На пути к пилотируемому кораблю

Вскоре после возвращения CARE д-р Радхакришнан\*\* напомнил, что Индия оценивала перспективы пилотируемой миссии еще в 2006–2007 гг. «Мы рассматривали вариант отправки в космос двух астронавтов, которые должны были провести на орбите неделю и в безопасности вернуться на Землю, – подчеркнул он. – В настоящий момент мы изучаем, как осуществить данную миссию и какие технологии нам для этого понадобятся. Таким образом, начало положено».

В июне 2006 г. тогдашний премьер-министр Индии Манмохан Сингх предложил реализовать национальную программу пилотируемых космических полетов и попросил индийских специалистов рассмотреть возможность ее разработки. 17 октября того же года ISRO представила премьер-министру доклад, где подтверждалась возможность к 2014 г. подготовить и запустить пилотируемый корабль. Был составлен детально проработанный план подготовки и осуществления пилотируемой космической программы.

7 ноября 2006 г. более 80 индийских ученых собрались по инициативе ISRO на конференцию в Бангалоре и единогласно решили, что «настало время для Индии осуществить запуск собственного пилотируемого КА». В том же месяце было опубликовано придуманное специалистами по санскриту слово для обозначения индийских космонавтов. Их будут называть гаганавты\*\*\*, от слова «гаган», которое на санскрите означает «небо» (НК № 1, 2007, с.24).

Первым реальным шагом на пути отработки технологии пилотируемых полетов стал запуск 10 января 2007 г. первого возвращаемого аппарата SRE-1 (Space capsule Recovery Experiment) массой 550 кг (НК № 3, 2007, с.12-15).

По первоначальному плану для запуска в 2014–2015 гг. пилотируемого корабля с экипажем из двух человек предполагалось использовать ракету GSLV Mark II. В октябре 2008 г. появились сообщения о том, что для осуществления пилотируемых полетов на космодроме в Шрихарикоте будет построен специальный стартовый комплекс.

20 февраля 2009 г. Комиссия по планированию бюджета Индии одобрила план ISRO по пилотируемому полету в космос к 2015 г. Проект был оценен в 124 млрд рупий (1,96 млрд \$ по современному курсу). Через год было опубликовано изображение проектируемого трехместного корабля для автономного (семь суток) полета с экипажем из двух человек. По общей компоновке корабль массой около 3000 кг напоминал «Востоки», «Восходы», Gemini или современный Dragon из-за отсутствия бытового отсека.

В начале марта 2009 г. представитель ISRO Шантан Дэкор сообщил, что первый пилотируемый полет индийские космонавты смогут выполнить до 2020 г., а в 2025 или 2030 г. первый индиец высадится на поверхность Луны. Тогда же появились сообщения, что специалисты одной из военных лабораторий пики уже приступили к созданию космического набора карри...

2 мая 2009 г. газета The Hindu опубликовала сообщение, что эргономический макет создаваемого корабля уже изготовлен в Бангалоре и в конце апреля доставлена в Центр Сарабхаи. Макет предназначался для тренировок астронавтов и персонала Центра.

Создание национального пилотируемого корабля с нуля – сложная задача. Индия рассчитывала на помощь России, обратившись в декабре 2009 г. с просьбой предоставить необходимые технологии. Одним из этапов в становлении индийской программы предполагался опыт создания и эксплуатации корабля типа «Союз».

11 января 2010 г. заместитель руководителя Роскосмоса Виталий Давыдов заявил, что от индийской стороны поступило предложение выкупить пилотируемый корабль «Союз», и этот вопрос находится в стадии обсуждения. 12 марта того же года в ходе визита премьер-министра России В. В. Путина в Индию между Роскосмосом и ISRO была достигнута принципиальная договоренность о полете двух индийских космонавтов на корабле «Союз» в 2015 г.

Примерно тогда же глава ISRO К. Радхакришнан заявил журналистам, что Индия запустит первый пилотируемый корабль в 2016 г. В космос отправятся два астронавта, которые проведут на околоземной орбите семь дней. В течение ближайших четырех лет, полагал он, ISRO спроектирует и разработает космический модуль для пилотируемой миссии: специалисты агентства ведут подготовку предполетной документации на строительство необходимой для реализации плана инфраструктуры.

Однако уже в апреле К. Радхакришнан называл 2017 год, а также говорил о намерении начать беспилотные испытания корабля уже в 2014 г., одновременно с отработкой модернизированного варианта носителя GSLV.

13 июля 2010 г. в интервью газете Times of India К. Радхакришнан привел несколько иную информацию. Он заявил, что Индия планирует вывести на околоземную орбиту

\* Тренировка по поиску и спасению CARE прошла 31 октября 2014 г. также с участием судна *Samudra Pahredar*.

\*\* К. Радхакришнан 1 января 2015 г. ушел в отставку в связи с истечением срока полномочий. Временно исполняющим обязанности председателя ISRO назначен Шайлеш Наяк (*Shailesh Nayak*), секретарь Министерства природных ресурсов Индии.

\*\*\* Позднее появились сообщения, что, с точки зрения индийских СМИ, предпочтительным представляется термин «вайоманавты» (*vyomanauts*), происходящий от санскритского «пространство», или «небо» (*yuata*).

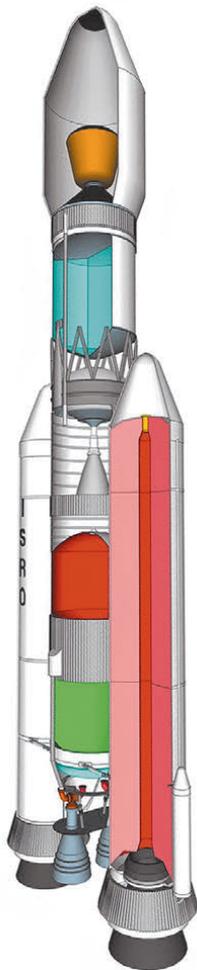
► Схема ракеты и размещения полезного груза в миссии LVM3-X/CARE

для испытаний беспилотный корабль к 2013 г., и что работа над проектом пройдет в несколько этапов. В ходе первого предстоит создать технологии пилотируемого КА, который будет оснащен системами для обеспечения жизнедеятельности космонавтов и их спасения в случае нештатных ситуаций. В рамках подготовки к пилотируемым полетам на главном индийском космодроме в Шрихариоте будет построена третья пусковая площадка.

Однако в феврале 2012 г. все изменилось: ISRO официально сообщила об отсрочке первой национальной пилотируемой миссии на 2020-е годы (НК № 4, 2012, с.22). Причина: у Индии нет финансовых и технических ресурсов для выполнения проекта в ранее называвшиеся сроки. Индийцы заявили также о намерении реализовать программу полностью самостоятельно, без иностранной поддержки, хотя ранее планировали разработать свой корабль с помощью России. Рассматривался также вопрос о возможности привлечения к пилотируемому проекту зарубежных средств выведения, поскольку надежность самой мощной на тот момент индийской ракеты GSLV была недостаточна для запуска пилотируемых объектов. Тем не менее ISRO считало абсолютно необходимым использовать в программе полностью отечественную инфраструктуру – ракету, корабль, космодром, наземные средства подготовки и сопровождения полета.

Темпы пилотируемой программы снизились, но она была продолжена. В августе 2013 г. ISRO провела серию испытаний по моделированию посадки на воду полноразмерного возвращаемого аппарата космического корабля. Во время испытаний модуль сбрасывался в бассейн, при этом фиксировались различные параметры, в частности скорость на конечном этапе приводнения.

В октябре того же года ISRO приняла в эксплуатацию новый испытательный стенд, называемый «Комплекс моделирования параметров среды в кабине космического корабля» CESS (Cabin Environment Simulation System), который использовался для тестов системы обеспечения жизнедеятельности экипажа создаваемого корабля на различных этапах полета. Стенд представляет собой горизонтально расположенную цилиндрическую камеру диаметром 1200 мм и длиной цилиндрической части 1200 мм, с полусферическими днищами, одно из которых открывается как люк. В камере можно создавать давление в диапазоне от 0.0013 до 1.2 атм и обеспечивать нагрев внутри камеры до 100°C, при этом температура внешней оболочки камеры не поднимается выше 40°C. Внутри CESS на выдвинутой тележке находится вспомогательная камера диаметром 300 мм и объемом 20 л, рассчитанная на



рабочее давление до 3 атм и рабочую температуру от 10 до 80°C. Встроенные датчики позволяют измерять параметры испытываемых моделей в широком диапазоне давления, температуры и влажности.

Вплоть до конца 2014 г. ISRO пыталось добиться от правительства согласия и выделения средств на программу пилотируемых полетов. Представители агентства говорили, что смогут отправить индийца в космос через семь лет после того, как программа получит предварительное одобрение. Однако администрация премьер-министра Манмохана Сингха не соглашалась принять дорогостоящий проект.

15 октября 2014 г. в интервью The Economic Times руководитель ISRO К. Радхакришнан сообщил, что за все эти годы фактическое бюджетное финансирование пилотируемого проекта не превысило 1450 млн рупий (около 23 млн \$), включая расходы на разработку отсека экипажа и скафандров – чуть более 1% от потребности!

В той же статье приводился список компаний, работающих над разными аспектами программы пилотируемых полетов.

Так, концерн HAL изготовил металлическую конструкцию модуля, компания Vaeth High Tech Composites из г. Ченнаи разработала систему теплозащиты, а Suresafety India из Барода, штат Гуджарат, занимается разработкой космических скафандров. При этом фирмы вкладывают в работы часть своих средств в дополнение к выделяемым ISRO. Так, в разработку скафандра Suresafety уже вложила 5–6 млн рупий (около 100 тыс \$) собственных средств.

По сообщению The Economic Times, первый пилотируемый полет может состояться через 4–5 лет после миссии LVM3-X/CARE, то есть в 2018–2019 гг., при условии строительства третьей стартовой площадки и сертификации GSLV Mk. III для пилотируемых полетов, что потребует выполнения по крайней мере шести успешных запусков подряд. Эту же информацию косвенно подтвердил и К. Радхакришнан, заявив в ноябре 2014 г., что пилотируемый полет индийского корабля состоится уже через несколько лет. Ключевым моментом будет испытание аппарата, рассчитанного на экипаж из трех человек. По его словам, ISRO провела обсуждение по поводу того, как именно называть индийских астронавтов, но окончательное решение должны принять сами граждане Индии.

Несложно заметить, что статус программы по-прежнему остается неопределенным: одобрения правительства на полномасштабную разработку пилотируемого корабля нет до сих пор. Похоже, руководители Индии и ISRO избрали тактику «малых шагов», которая позволяет последовательно осваивать различные технологии пилотируемых полетов.

## Значение и перспективы

Успешный полет нового индийского носителя, разумеется, вызвал большой отклик как среди должностных лиц ISRO, так среди общественности. «Этот день стал весьма знаменательным для истории индийской космической программы», – заявил К. Радхакришнан, выступая на брифинге в Центре управления полетами сразу после запуска. – И что еще более важно, наш сегодняшний успех следует буквально по пятам за успехом нашей марсианской миссии, аппарат которой достиг Марса и вышел на стабильную околомарсианскую орбиту».

По мнению экспертов, этим полетом Индия решает сразу две задачи: открывает для страны рынок доставки на орбиту современных телекоммуникационных спутников и предопределяет отправку пилотируемых аппаратов. Пока космическое агентство страны производило успешные запуски лишь значительно более легких спутников при помощи носителей легкого класса. «Теперь новая ракета, вес которой составляет 630 т и которая способна вывести на высокую орбиту груз весом до 4000 кг, позволит Индии отщипнуть свой кусок от пирога мировой космической индустрии, оборот которой оценивается в 300 млрд \$ в год», – с оптимизмом сообщает The Times of India.

Действительно, судя по всему, стоимость запуска GSLV Mk. III, несмотря на нечастые полеты, будет более чем конкурентоспособна, даже в сравнении с американским носителем Falcon 9, обладающим близкой грузоподъемностью. Конечно, конструкция индийской ракеты несколько архаична и не столь изящна, но на рынке требуются совсем иные качества: доступность, надежность, гибкость и дешевизна.

Разумеется, все отмечают и тот факт, что носитель запустил в суборбитальной траектории прототип капсулы будущего космического корабля, способного доставлять в космос экипаж из трех человек. Успех миссии LVM3-X/CARE, по словам представителей ISRO, позволяет надеяться, что они смогут самостоятельно посылать людей в космос уже через несколько лет.

Что касается непосредственно результатов миссии, то должностные лица ISRO высоко оценили работу носителя GSLV Mk. III и модуля CARE. Они отмечают, что, судя по первым данным, все компоненты отработали, как и ожидалось.

Тем не менее пройдут месяцы, прежде чем будет выполнен полный обзор всех аспектов миссии. Это необходимо, чтобы подтвердить: каждый компонент и каждая система функционировали точно по спецификации. Лишь после этого будет открыт путь к первой эксплуатационной миссии GSLV Mk. III, которая ожидается в 2017 г.

Представители ISRO полагают, что новый носитель будет работать совместно с вариантом GSLV Mk. II, выполняя два пуска в год для выведения телекоммуникационных геосинхронных спутников и доставки межпланетных аппаратов на отлетные траектории.

По материалам ISRO, [www.spaceflight101.com](http://www.spaceflight101.com), [www.astronaut.ru](http://www.astronaut.ru), [www.nasaspaceflight.com](http://www.nasaspaceflight.com), [www.spaceflightnow.com](http://www.spaceflightnow.com)

# Российский космический бюджет-2015

П. Павельцев. «Новости космонавтики»

**1** декабря 2014 г. Президент Российской Федерации В. В. Путин подписал закон № 384-ФЗ «О федеральном бюджете на 2015 год и на плановый период 2016 и 2017 годов», принятый Государственной Думой 21 ноября и одобренный Советом Федерации 26 ноября.

В соответствии с законом бюджет Федерального космического агентства в 2015 г. составит 180.512 млрд руб, что на 8.9% больше суммы, первоначально утвержденной на 2014 г., а с учетом изменений, внесенных в бюджет-2014 законом от 28 июня 2014 г. № 201-ФЗ, прибавка составляет 7.6%. В расходной части госбюджета 2015 г., утвержденной в сумме 15 513.1 млрд руб, доля космического ведомства равна 1.16%.

Бюджет был сверстан летом 2014 г. исходя из курса 37.7 руб/\$, и в случае его сохранения на прогнозном уровне годовая программа Роскосмоса соответствовала бы 4788 млн \$, или 26.6% от утвержденного бюджета NASA на 2015 финансовый год (18010 млн \$). По среднедекабрьскому курсу в 55.77 руб/\$ бюджет Роскосмоса в валюте соответствует лишь 3237 млн \$, или 18.0% от бюджета NASA. Следует отметить, что большая часть расходов в рамках космической программы осуществляется в России в рублях, поэтому о снижении покупательной способности утвержденной суммы в полтора раза в соответствии с повышением курса американской валюты речи не идет.

Бюджетные показатели на плановый период (2016 и 2017 гг.) являются ориентировочными и фиксируют обязательства государства только по уже утвержденным программам. Тем не менее бюджет Роскосмоса в два оставшихся года «скользящей стрелки» предусмотрен с существенным ростом. В 2016 г. ведомство должно получить и израсходовать на космические программы 208.081 млрд руб (это 115.3% к уровню 2015 г.), а на 2017 г. – 232.993 млрд руб (112.0% к 2016 г.).

Как и в ушедшем году, космический бюджет-2015 составлен на базе Государственной программы «Космическая деятельность России» (ГП КДР; см. НК № 2, 2013). В ее состав входят пять составляющих – две подпрограммы и три федеральные целевые программы (ФЦП):

- ◆ Подпрограмма «Приоритетные инновационные проекты ракетно-космической промышленности» (ПИП РКП);

- ◆ Подпрограмма «Обеспечение реализации государственной программы» (ОРГП);

- ◆ Федеральная космическая программа России на 2006–2015 годы (ФКП);

- ◆ ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» (ГЛОНАСС);

- ◆ ФЦП «Развитие российских космодромов на 2006–2015 годы» (РРК).

Суммарная стоимость всей ГП КДР в 2015 г. составляет 202.48 млрд руб, а суммар-

ный объем финансирования трех «традиционных» ФЦП – 187.51 млрд руб. Превышение этих сумм над бюджетом Роскосмоса обусловлено участием в двух подпрограммах других ведомств, в первую очередь Министерства обороны.

В 2016 и 2017 г. в составе ГП КДР выделяются только три компонента: ФЦП ГЛОНАСС и подпрограмма ПИП сохраняются, а три остальные составляющие объединяются в подпрограмму ОРГП КДР. Возможно, такая раскладка принята как временная в связи с отсутствием утвержденных программ ФКП и РРК на период после 2015 г.

Данные о бюджетном финансировании Государственной программы «Космическая деятельность России» и ее

Табл. 1. Финансирование Государственной программы «Космическая деятельность России», тыс руб

Год	ПИП РКП	ОРГП	ФКП 2006–2015	ГЛОНАСС 2002–2011	РРК 2006–2015	Всего
2002 утв.	–	–	8188000.0	1645000.0	–	9833000.0
2002 исп.	–	–	8169813.3	1597695.7	–	9767509.0
2003 утв.	–	–	8437500.0	1563000.0	–	10000500.0
2003 исп.	–	–	9937500.0	1544627.4	–	11482127.4
2004 утв.	–	–	13687570.0	2227500.0	–	15915070.0
2004 исп.	–	–	13687566.1	2225338.3	–	15912904.4
2005 утв.	–	–	18268630.0	2552500.0	–	20821130.0
2005 исп.	–	–	19756328.8	3466360.8	–	23222689.6
2006 утв.	–	–	23000000.0	4725380.0	1500000.0	29225380.0
2006 исп.	–	–	22963011.0	4723885.6	1500000.0	29186896.6
2007 утв.	–	–	24400000.0	9880000.0	1838800.0	36116800.0
2007 исп.	–	–	24399944.2	9811017.0	1836794.3	36047755.5
2008 утв.	–	–	28613789.0	10275200.0	4414300.0	43303289.0
2008 исп.	–	–	30673851.5	14657379.0	4313058.0	49644288.5
2009 утв.	–	–	58230000.0	31526650.0	7015200.0	96771850.0
2009 исп.	–	–	58217804.6	31198545.1	1873765.0	91290114.7
2010 утв.	–	–	67036000.0	27939220.0	6385611.9	101360831.9
2010 исп.	–	–	67030607.0	27637685.8	6370896.9	101039189.7
2011 утв.	–	–	75813400.0	19293570.0	9885611.8	104992581.8
2011 исп.	–	–	75290101.7	18492503.8	9715820.7	103498426.2
2012 утв.	–	–	104520100.0	20546050.0	14385611.8	139451761.8
2012 исп.	–	–	104477416.3	20748062.2	12545540.5	137771019.0
2013 утв.	...	...	128330245.2	21555570.0	20803511.2	170689326.4
2013 исп.	...	...	125805873.7	20962208.6	19381449.9	166149532.2
2014 утв.	2745000.0	10462150.2	115272594.3	21890439.5	27738675.0	178108859.0
2014 изм.	2745000.0	13621640.4	115272594.3	21833441.5	27738675.0	181211351.2
2015 утв.	3360000.0	11607134.0	106493265.0	47599008.1	33421809.2	202481216.3
2015 исп.	2513700.0	167311598.6	–	57824772.6	–	227650071.2
2017 утв.	2039450.4	206086929.0	–	41320706.2	–	249447085.6

Табл. 3. Структура расходов на ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» в 2015 году, тыс руб

Направление	Р	П	ЦСР	ВР	Сумма	Распорядитель
<b>Всего</b>					<b>47599008.1</b>	
<b>02. Национальная оборона</b>					<b>8587675.0</b>	
<b>02.08. Прикладные научные исследования в области национальной обороны</b>					<b>7429375.0</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	02	08	21 4 9999	200	7429375.0	(187) Минобороны РФ
<b>02.09. Другие вопросы в области национальной обороны</b>					<b>1158300.0</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	02	09	21 4 9999	200	1158300.0	(187) Минобороны РФ
<b>03. Национальная безопасность и правоохранительная деятельность</b>					<b>529530.0</b>	
<b>03.13. Прикладные научные исследования в области национальной безопасности и правоохранительной деятельности</b>					<b>529530.0</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	03	13	21 4 9999	200	529530.0	(188) МВД РФ
<b>04. Национальная экономика</b>					<b>38481803.1</b>	
<b>04.03. Исследование и использование космического пространства</b>					<b>16741348.5</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	03	21 4 9999	200	16741348.5	(259) Роскосмос
<b>04.08. Транспорт</b>					<b>1168620.0</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	08	21 4 9999	200	1168620.0	(103) Минтранс РФ
<b>04.11. Прикладные научные исследования в области национальной экономики</b>					<b>15561607.8</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	1004350.0	(120) Минпромторг РФ
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	792560.0	(103) Минтранс РФ
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	2797897.8	(172) ФА ТРМ
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	426400.0	(177) МЧС РФ
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	10388400.0	(259) Роскосмос
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	11	21 4 9999	200	152000.0	(321) Роскартография
<b>04.12. Другие вопросы в области национальной экономики</b>					<b>5010226.8</b>	
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «Концерн ПВО «Алмаз-Антей», г. Москва	4	12	21 4 9999	400	364000	
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «Научно-производственное предприятие «Салют», г. Нижний Новгород	4	12	21 4 9999	400	21500.0	
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «Завод «Навигатор», г. Санкт-Петербург	4	12	21 4 9999	400	83000.0	(020) Минпромторг РФ
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «Научно-исследовательский институт «Полюс» им. М. Ф. Стелмаха», г. Москва	4	12	21 4 9999	400	21500.0	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	12	21 4 9999	200	138369.3	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	12	21 4 9999	400	164000.0	(172) ФА ТРМ
Взнос в уставный капитал ОАО «Сибирские приборы и системы», г. Омск	04	12	21 4 6263	400	102650.0	
Взнос в уставный капитал ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева, г. Железногорск, Красноярский край	04	12	21 4 6287	400	1469200.0	
Взнос в уставный капитал ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», г. Москва	04	12	21 4 6292	400	363000.0	
Взнос в уставный капитал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация», г. Москва	04	12	21 4 6353	400	50000.0	(259) Роскосмос
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «Испытательный технический центр - НПО ПМ», г. Железногорск, Красноярский край	04	12	21 4 6767	400	75000.0	
Взнос в уставный капитал ОАО «НПП «Квант», г. Москва	04	12	21 4 6779	400	310000.0	
Взнос в уставный капитал ОАО «106-й экспериментальный оптико-механический завод», г. Москва	04	12	21 4 6780	400	550257.5	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	12	21 4 9999	400	400000.0	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС ГП КДР	04	12	21 4 9999	200	897750.0	(321) Роскартография

**Табл. 2. Утвержденный бюджет Роскосмоса на 2015–2017 годы в сравнении с утвержденными бюджетами 2012–2014 гг., тыс руб**

Направление	Рз	ПР	ЦСР	ВР	Сумма					
					2012	2013	2014	2015	2016	2017
<b>Всего</b>					<b>143983038.1</b>	<b>167629648.3</b>	<b>165814205.2</b>	<b>180511500.3</b>	<b>208080531.0</b>	<b>23299316.1</b>
<b>01. Общегосударственные вопросы</b>					<b>3300500.0</b>	<b>3726000.0</b>	<b>3841000.0</b>	<b>4335500.0</b>	<b>4450500.0</b>	<b>4542500.0</b>
<b>01.08. Международные отношения и международное сотрудничество</b>					<b>3300500.0</b>	<b>3726000.0</b>	<b>3841000.0</b>	<b>4335500.0</b>	<b>4450500.0</b>	<b>4542500.0</b>
Обеспечение реализации соглашений с правительствами иностранных государств и организациями в рамках подпрограммы «Обеспечение реализации государственной программы» (ОРГП) ГП КДР	01	08	21 2 2794	800	...	...	3841000.0	4335500.0	4450500.0	4542500.0
<b>02. Национальная оборона</b>					<b>1887143.4</b>	<b>1958019.7</b>	<b>1559586.2</b>	<b>1421446.3</b>	<b>961327.5</b>	<b>666451.2</b>
<b>02.08. Прикладные научные исследования в области национальной обороны</b>					<b>17000.0</b>	<b>16150.0</b>	<b>16150.0</b>	<b>16150.0</b>	<b>15580.0</b>	<b>15580.0</b>
Реализация направления расходов по мероприятиям ФЦП «Промышленная утилизация вооружения и военной техники на 2011–2015 годы и на период до 2020 года» в рамках непрограммного направления деятельности «Реализация функций иных федеральных органов государственной власти»	02	08	99 4 9999	200	...	...	16150.0	16150.0	15580.0	15580.0
<b>02.09. Другие вопросы в области национальной обороны</b>					<b>1870143.4</b>	<b>1941869.7</b>	<b>1543436.2</b>	<b>1405296.3</b>	<b>945747.5</b>	<b>650871.2</b>
Субсидии казенным предприятиям оборонно-промышленного комплекса в рамках подпрограммы «Ускоренное развитие оборонно-промышленного комплекса» ГП РФ «Развитие промышленности и повышение ее конкурентоспособности»	02	09	16 5 6421	800	...	...	294500.0	274500.0	288610.0	–
Реализация направления расходов по мероприятиям ФЦП «Промышленная утилизация вооружения и военной техники на 2011–2015 годы и на период до 2020 года» в рамках непрограммного направления деятельности «Реализация функций иных федеральных органов государственной власти»	02	09	99 4 9999	200	...	...	1236378.3	1118238.4	644830.8	638564.5
Инспекционная деятельность и другие расходы по иным непрограммным мероприятиям в рамках непрограммного направления деятельности «Реализация функций иных федеральных органов государственной власти»	02	09	99 9 2785	200	...	...	12557.9	12557.9	12306.7	12306.7
<b>04. Национальная экономика</b>					<b>138574394.7</b>	<b>159517896.2</b>	<b>155299928.2</b>	<b>168321534.0</b>	<b>202668703.5</b>	<b>227784364.9</b>
<b>04.03. Исследование и использование космического пространства</b>					<b>34148080.5</b>	<b>32947478.8</b>	<b>28011879.5</b>	<b>34950802.5</b>	<b>187634853.6</b>	<b>216970437.3</b>
Расходы на обеспечение деятельности (оказание услуг) государственных учреждений в рамках подпрограммы ОРГП	04	03	21 2 0059	600	...	...	1866236.3	2396953.5	1953778.9	2035984.7
Реализация межгосударственных договоров в рамках СНГ в рамках подпрограммы ОРГП	04	03	21 2 2053	200	...	...	43049.2	43049.2	42188.2	42210.0
Создание объектов социального и производственного комплексов, в том числе объектов общегосударственного назначения, жилья, инфраструктуры, в рамках подпрограммы ОРГП	04	03	21 2 4009	400	...	...	1500000.0	900000.0	900000.0	–
Страхование рисков и ответственности при запусках и летных испытаниях космических аппаратов гражданского назначения в рамках подпрограммы ОРГП	04	03	21 2 6424	800	...	...	873050.0	1489261.3	732616.4	2077977.1
Реализация направления расходов в рамках подпрограммы ОРГП	04	03	21 2 9999	200	...	...	28500.0	28500.0	157001762.9	195911450.6
Реализация направления расходов в рамках ФКП	04	03	21 3 9999	200	17503000.0	17272300.0	13239351.5	10453215.0	–	–
Реализация направления расходов в рамках ФКП	04	03	21 3 9999	800	2536000.0	2536000.0	2536000.0	2521800.0	–	–
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	03	21 4 9999	200	10663870.0	8568040.0	7727522.5	16741348.5	27004507.2	16902814.9
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	03	21 5 2081	100	...	...	159517.1	182299.2	–	–
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	03	21 5 2081	200	36100.0	131000.0	38652.9	194375.8	–	–
<b>04.11. Прикладные научные исследования в области национальной экономики</b>					<b>76126580.0</b>	<b>89126180.0</b>	<b>80686605.6</b>	<b>83915750.3</b>	<b>11073430.0</b>	<b>7452375.9</b>
Расходы на обеспечение деятельности (оказание услуг) государственных учреждений в рамках ФЦП «Развитие электронной компонентной базы и радиоэлектроники» на 2008–2015 годы (РЭКБ) ГП РФ «Развитие электронной и радиоэлектронной промышленности на 2013–2025 годы» (РЭРП)	04	11	19 2 0059	200	...	...	484500.0	494000.0	–	–
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов, в рамках подпрограммы «Приоритетные инновационные проекты ракетно-космической промышленности» ГП КДР	04	11	21 1 0019	200	...	...	1590000.0	2150000.0	1969800.0	1642345.9
Реализация направления расходов в рамках ФКП	04	11	21 3 9999	200	66031100.0	83894700.0	74451185.6	70604335.3	–	–
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	11	21 4 9999	200	8787480.0	4403480.0	3934250.0	10388400.0	9103630.0	5810030.0
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	11	21 5 2081	200	18000.0	30000.0	226670.0	279015.0	–	–
<b>04.12. Другие вопросы в области национальной экономики</b>					<b>28299734.2</b>	<b>37444237.4</b>	<b>46601443.1</b>	<b>49454981.2</b>	<b>3960419.9</b>	<b>3361551.7</b>
Взнос в уставный капитал ОАО «НПЦ «Полус», г. Томск, в рамках ФЦП РЭКБ ГП РЭРП	04	12	19 2 6272	400	...	...	30000.0	30000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск, Красноярский край, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6287	400	...	...	42000.0	42000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ физических измерений», г. Пенза, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6291	400	...	...	45000.0	45000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», г. Москва, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6292	400	...	...	52500.0	52500.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ точных приборов», г. Москва, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6293	400	...	...	30000.0	30000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ космического приборостроения», г. Москва, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6345	400	...	...	30000.0	–	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация», г. Москва, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6353	400	...	...	–	30000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПО автоматики имени академика Н. А. Семихатова», г. Екатеринбург, в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 6360	400	...	...	–	30000.0	–	–
Реализация направления расходов в рамках ФЦП РЭКБ	04	12	19 2 9999	400	...	...	50000.0	–	–	–
Расходы на выплаты по оплате труда работников государственных органов в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0011	100	...	...	136352.8	134361.9	137032.6	124797.7
Расходы на выплаты по оплате труда работников территориальных органов в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0012	100	...	...	8497.3	8575.7	8746.1	7820.7
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов, в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0019	100	...	...	–	3247.3	3247.3	3247.3
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов, в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0019	200	...	...	138741.5	154252.4	143522.3	156515.4
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов, в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0019	800	...	...	44981.9	44981.9	44981.9	44981.9
Расходы на обеспечение функций зарубежного аппарата государственных органов в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0039	100	...	...	15798.4	17492.6	17621.5	17827.8
Расходы на обеспечение функций зарубежного аппарата государственных органов в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 0039	200	...	...	11615.2	10163.4	10229.4	9402.0
Премии Правительства Российской Федерации имени Ю. А. Гагарина в области космической деятельности в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 3027	300	...	...	–	–	10000.0	–
Создание объектов социального и производственного комплексов, в том числе объектов общегосударственного назначения, жилья, инфраструктуры, в рамках подпрограммы ОРГП	04	12	21 2 4009	400	...	...	760000.0	815480.0	743730.0	–
Взнос в уставный капитал ОАО «КБ химавтоматики», г. Воронеж, в рамках ФКП	04	12	21 3 6257	400	...	...	97500.0	97500.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «ОКБ МЭИ», г. Москва, в рамках ФКП	04	12	21 3 6259	400	...	...	131000.0	119000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Красноярский машиностроительный завод», г. Красноярск, в рамках ФКП	04	12	21 3 6262	400	...	...	65000.0	–	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПК «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна», г. Москва, в рамках ФКП	04	12	21 3 6266	400	...	...	70000.0	315000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Московский завод электромеханической аппаратуры», г. Москва, в рамках ФКП	04	12	21 3 6267	400	...	...	51000.0	–	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск, Красноярский край, в рамках ФКП	04	12	21 3 6287	400	...	...	221500.0	221500.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ физических измерений», г. Пенза, в рамках ФКП	04	12	21 3 6291	400	...	...	47000.0	–	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПО измерительной техники», г. Королёв, Московская область, в рамках ФКП	04	12	21 3 6294	400	...	...	100000.0	52000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ командных приборов», г. Санкт-Петербург, в рамках ФКП	04	12	21 3 6352	400	...	...	–	45000.0	–	–

Направление	Рз	ПР	ЦСР	ВР	Сумма					
					2012	2013	2014	2015	2016	2017
Реализация направления расходов в рамках ФКП	04	12	21 3 9999	400	17147000.0	22833245.2	24263057.2	22063914.7	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «Сибирские приборы и системы», г. Омск, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6263	400	...	...	...	102650.0	43650.0	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПЦ "Полус"», г. Томск, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6272	400	...	...	31700.0	–	–	27500.0
Взнос в уставный капитал ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Железнодорожск, Красноярский край, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6287	400	...	...	702700.0	1469200.0	1170800.0	1317700.0
Взнос в уставный капитал ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», г. Москва, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6292	400	...	...	260000.0	363000.0	830000.0	200000.0
Взнос в уставный капитал ОАО «НИИ космического приборостроения», г. Москва, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6345	400	...	...	600000.0	50000.0	–	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПЦ "Геофизика-Космос"», г. Москва, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6351	400	...	...	31000.0	–	–	27500.0
Взнос в уставный капитал ОАО «Испытательный технический центр – НПО ПМ», г. Железнодорожск, Красноярский край, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6767	400	...	...	–	75000.0	111200.0	–
Взнос в уставный капитал ОАО «НПЦ "Квант"», г. Москва, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6779	400	...	...	200000.0	310000.0	484000.0	698600.0
Взнос в уставный капитал ОАО «106-й экспериментальный оптико-механический завод», г. Москва, в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 6780	400	...	...	166230.0	550257.5	–	–
Реализация направления расходов в рамках ФЦП ГЛОНАСС	04	12	21 4 9999	400	1094700.0	785000.0	170000.0	400000.0	200000.0	724000.0
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	12	21 5 2081	400	...	...	17854110.0	21771245.0	–	–
Субсидии на возмещение расходов по содержанию специальных объектов по иным непрограммным мероприятиям в рамках непрограммного направления деятельности «Реализация функций иных федеральных органов государственной власти»	04	12	99 9 6094	800	...	...	1658.8	1658.8	1658.8	1658.9
Взнос в уставный капитал открытого акционерного общества «НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко», г. Химки, Московская область, по иным непрограммным мероприятиям в рамках непрограммного направления деятельности «Реализация функций иных федеральных органов государственной власти»	04	12	99 9 6404	400	...	...	142500.0	–	–	–
<b>05. Жилищно-коммунальное хозяйство</b>					<b>197000.0</b>	<b>2409000.0</b>	<b>5095895.0</b>	<b>6433020.0</b>	–	–
<b>05.01. Жилищное хозяйство</b>					<b>197000.0</b>	<b>2409000.0</b>	<b>5095895.0</b>	<b>6433020.0</b>	–	–
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	05	01	21 5 2081	400	...	...	5095895.0	6433020.0	–	–
<b>10. Социальная политика</b>					<b>24000.0</b>	<b>18732.4</b>	<b>17795.8</b>	–	–	–
<b>10.03. Социальное обеспечение населения</b>					<b>24000.0</b>	<b>18732.4</b>	<b>17795.8</b>	–	–	–
Мероприятия по обеспечению жильем федеральных государственных гражданских служащих в рамках ФЦП «Жилище» на 2011–2015 годы ГП РФ «Обеспечение доступным и комфортным жильем и коммунальными услугами граждан Российской Федерации»	10	03	05 4 3589	300	...	...	17795.8	–	–	–

составляющих по годам приведены в *таблице 1*. Информация о финансировании подпрограммы «Приоритетные инновационные проекты» за 2013 г. и более раннее время не включена. По остальным составляющим приведены как первоначальные суммы, определенные очередным законом о федеральном бюджете, так и фактически израсходованные средства согласно закону об исполнении бюджета за соответствующий год. Для 2014 г. приводятся суммы, утвержденные первоначально и уточненные федеральным законом №201-ФЗ и распорядительными документами Правительства РФ о перераспределении средств по состоянию на 31 декабря 2014 г.

Федеральная космическая программа России на 2006–2015 годы реализуется исключительно Федеральным космическим агентством. За ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» отвечает группа ведомств во главе с Роскосмосом (63.97% годового объема финансирования) и Минобороны РФ (18.04%). Программа «Развитие российских космодромов» осуществляется Роскосмосом (86.35%), Мини-

стерством обороны (10.83%) и Федеральным медико-биологическим агентством (2.82%).

Помимо трех основных ФЦП, Федеральное космическое агентство заметным образом участвует в программах «Промышленная утилизация вооружения и военной техники на 2011–2015 годы и на период до 2020 г.» и «Развитие электронной компонентной базы и радиоэлектроники» на 2008–2015 годы.

В *таблице 2* приведено распределение утвержденных ассигнований на 2015–2017 гг. и данные об утвержденных расходах на 2012–2014 г., как правило, до уровня разделов и подразделов федерального бюджета. Из описаний направлений расходов исключены текстовые формулировки вида расходов, которые полностью определяются кодом в соответствующей графе:

100 – Расходы на выплаты персоналу в целях обеспечения выполнения функций государственными (муниципальными) органами, казенными учреждениями, органами управления государственными внебюджетными фондами.

200 – Закупка товаров, работ и услуг для государственных (муниципальных) нужд.

300 – Социальное обеспечение и иные выплаты населению.

400 – Капитальные вложения в объекты недвижимого имущества государственной (муниципальной) собственности.

500 – Межбюджетные трансферты.

600 – Предоставление субсидий бюджетным, автономным учреждениям и иным некоммерческим организациям.

800 – Иные бюджетные ассигнования.

Данные о распределении средств Федеральной космической программы в 2015 г. полностью отражены в *таблице 2* в составе бюджета Роскосмоса. К сожалению, в новой структуре бюджета, используемой начиная с 2014 г., практически все расходы, за исключением взносов в уставный капитал предприятий, сведены к единой формулировке «Реализация направления расходов в рамках такой-то программы» с общим кодом 9999. Лишь по аналогии с прошлыми годами, где основные направления расходов все-таки прописывались, можно заключить, что в 2015 г. в рамках ФКП предусмотрены закупки серийной ракетно-космической техники на 10453.2 млн руб (подраздел 0403), НИОКР в объеме 70604.3 млн руб (подраздел 0411) и капитальное строительство объектов космической инфраструктуры на 22063.9 млн руб (подраздел 0412).

Данные о распределении средств на 2015 г. по видам расходов и исполнителям по программам «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» и «Развитие российских космодромов» приведены в *таблицах 3 и 4* соответственно.

На подпрограмму «Приоритетные инновационные проекты ракетно-космической промышленности» в бюджете заложено 3360.0 млн руб без расшифровки суммы. Финансирование конкретных проектов ежегодно задается постановлением Правительства РФ. Ожидается, что большая часть выделенной суммы пойдет на работы предприятий Роскосмоса и Росатома над транспортно-энергетическим модулем на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса.

**Табл. 4. Структура расходов на ФЦП «Развитие российских космодромов на 2006–2015 годы» в 2015 году, тыс руб**

Направление	Рз	ПР	ЦСР	ВР	Сумма	Распорядитель
<b>Всего</b>					<b>33421809.2</b>	
<b>02. Национальная оборона</b>					<b>3619144.7</b>	
<b>02.01. Вооруженные силы Российской Федерации</b>					<b>3613263.2</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП РРК	02	01	21 5 9999	400	3613263.2	(187) Минобороны РФ
<b>02.09. Другие вопросы в области национальной обороны</b>					<b>5881.5</b>	
Реализация направления расходов в рамках ФЦП РРК	02	09	21 5 9999	200	5881.5	
<b>04. Национальная экономика</b>					<b>23369644.5</b>	
<b>04.03. Исследование и использование космического пространства</b>					<b>376675.0</b>	
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	03	21 5 2081	100	182299.2	
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	03	21 5 2081	200	194375.8	(259) Роскосмос
<b>04.11. Прикладные научные исследования в области национальной экономики</b>					<b>279015.0</b>	
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	11	21 5 2081	200	279015.0	
<b>04.12. Другие вопросы в области национальной экономики</b>					<b>22713954.5</b>	
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	04	12	21 5 2081	400	21771245.0	(259) Роскосмос
Реализация направления расходов в рамках ФЦП РРК	04	12	21 5 9999	400	942709.5	(388) ФМБА
<b>05. Жилищно-коммунальное хозяйство</b>					<b>6433020.0</b>	
<b>05.01. Жилищное хозяйство</b>					<b>6433020.0</b>	
Реализация мероприятий подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома Восточный» ФЦП РРК	05	01	21 5 2081	400	6433020.0	(259) Роскосмос

**Табл. 5. Структура расходов на подпрограмму «Обеспечение реализации государственной программы», тыс руб**

Направление	Рз	ПР	ЦСР	ВР	Сумма	Распорядитель
<b>Всего</b>					<b>11607134.0</b>	
<b>01. Общегосударственные вопросы</b>					<b>4335500.0</b>	
<b>01.08. Международные отношения и международное сотрудничество</b>					<b>4335500.0</b>	
Обеспечение реализации соглашений с правительствами иностранных государств и организациями	01	08	21 2 2794	800	4335500.0	
<b>04. Национальная экономика</b>					<b>6046319.2</b>	
<b>04.03. Исследование и использование космического пространства</b>					<b>4857764.0</b>	
Расходы на обеспечение деятельности (оказание услуг) государственных учреждений	04	03	21 2 0059	600	2396953.5	
Реализация межгосударственных договоров в рамках СНГ	04	03	21 2 2053	200	43049.2	
Создание объектов социального и производственного комплексов, в том числе объектов общегосударственного назначения, жилья, инфраструктуры	04	03	21 2 4009	400	900000.0	
Страхование рисков и ответственности при запусках и летных испытаниях КА гражданского назначения	04	03	21 2 6424	800	1489261.3	
Реализация направления расходов в рамках подпрограммы «Обеспечение реализации государственной программы» ПП КДР	04	03	21 2 9999	200	28500.0	(259) Роскосмос
<b>04.12. Другие вопросы в области национальной экономики</b>					<b>1188555.2</b>	
Расходы на выплаты по оплате труда работников государственных органов	04	12	21 2 0011	100	134361.9	
Расходы на выплаты по оплате труда работников территориальных органов	04	12	21 2 0012	100	8575.7	
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов	04	12	21 2 0019	100	3247.3	
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов	04	12	21 2 0019	200	154252.4	
Расходы на обеспечение функций государственных органов, в том числе территориальных органов	04	12	21 2 0019	800	44981.9	
Расходы на обеспечение функций зарубежного аппарата государственных органов	04	12	21 2 0039	100	17492.6	
Расходы на обеспечение функций зарубежного аппарата государственных органов	04	12	21 2 0039	200	10163.4	
Создание объектов социального и производственного комплексов, в том числе объектов общегосударственного назначения, жилья, инфраструктуры	04	12	21 2 4009	400	815480.0	
<b>14. Межбюджетные трансферты</b>					<b>1225314.8</b>	
<b>14.02. Дотации бюджетам закрытых административно-территориальных образований</b>					<b>1000859.2</b>	
Дотации на содержание объектов инфраструктуры города Байконур, связанных с арендой космодрома Байконур	14	02	21 2 5011	500	1000859.2	(092) Минфин РФ
<b>14.03. Иные межбюджетные трансферты</b>					<b>224455.6</b>	
Иные межбюджетные трансферты на развитие и поддержку инфраструктуры города Байконур	14	03	21 2 5157	500	224455.6	

Средства подпрограммы «Обеспечение реализации государственной программы» (таблица 5) ранее почти полностью проходили по бюджету Роскосмоса как внепрограммные расходы. Среди них выделим сумму, перечисляемую Казахстану в качестве арендной платы за комплекс Байконур (4335.5 млн руб, что соответствует 115 млн \$ по курсу 37,7), средства

на финансирование работы ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина» (2397.0 млн руб) и на страхование рисков и ответственности при запусках и летных испытаниях КА гражданского назначения (1489.3 млн руб).

Сведения о финансировании создания российских телекоммуникационных космических аппаратов в законе отсутствуют.

В рамках государственной программы Российской Федерации «Развитие транспортной системы» и ее подпрограммы «Развитие гражданского использования системы ГЛОНАСС на транспорте» через Минтранс предусмотрено дополнительное финансирование на закупку товаров, работ и услуг для государственных (муниципальных) нужд на сумму 432.5 млн руб и взнос в уставный капитал акционерного общества ГЛОНАСС в размере 100.0 млн руб.

Приложением 35 к бюджетному закону установлены суммы трансфертов бюджетам субъектов РФ для дотаций бюджетам закрытых административно-территориальных образований (ЗАТО) и на переселение граждан из ЗАТО. Для «космических» закрытых городов Мирный (космодром Плесецк), Знаменск (полигон Капустин Яр), Углергск (космодром Свободный), Звездный городок (ЦПК) и Краснознаменск (Главный испытательный космический центр имени Г. С. Титова) в общей сложности бюджетом предусмотрено 706.3 млн руб. Закрытый «ядерно-космический» город Железногорск получит дотацию в бюджет в сумме 1048.6 млн руб.

Приложением 35 установлены также межбюджетные трансферты на развитие и поддержку социальной, инженерной и инновационной инфраструктуры наукоградов. В частности, для города Королев предусмотрено 95 153.6 тыс, а для города Реутов – 46 372.7 тыс руб.

**Табл. 6. Финансирование «космических» городов, тыс руб**

Наименование ЗАТО	Дотации бюджетам ЗАТО	Трансферты на переселение граждан из ЗАТО	Итого
Поселок Углергск (Амурская обл.)	91969.0	5375.0	97344.0
Город Мирный (Архангельская обл.)	202899.0	44643.0	247542.0
Город Знаменск (Астраханская обл.)	159624.0	16900.0	176524.0
Звездный городок (Московская обл.)	81486.0	–	81486.0
Город Краснознаменск (Московская обл.)	101442.0	1939.0	103381.0
<b>Итого</b>	<b>637420.0</b>	<b>68857.0</b>	<b>706277.0</b>

### О финансировании новых космических проектов

В течение 2014 г. Роскосмос заключил ряд крупных контрактов на создание перспективных ракетных и космических систем. На официальном сайте государственных закупок, в частности, опубликована информация о нижеследующих конкурсах и контрактах:

♦ 5 декабря 2014 г. подведены итоги конкурса по теме «Создание космического ракетного комплекса тяжелого класса на космодроме Восточный» (шифр ОКР: «Амур»). Задание предусматривает создание в 2014–2023 гг. КРК тяжелого класса на основе трехступенчатой РН «Ангара-А5» в обеспечение подготовки и запусков автоматических космических аппаратов различного назначения, а также запусков экспериментальных аппаратов, включая корабль ПТК в беспилотном варианте. Носитель должен обеспечивать выведение полезного груза массой не менее 24 500 кг на круговую орбиту наклонением 51.7° и высотой 200 км. Грузоподъемность комплекса на геостационарную орбиту должна составлять не менее 3900 кг при использовании РБ типа ДМ и 5000 кг для РБ КВТК. Единственную заявку представило ФГУП «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева». Заявленная стоимость работ – 12 600.0 млн руб.

♦ 10 декабря 2014 г. подведены итоги конкурса по теме «Создание космического комплекса радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения Земли» (шифр ОКР: «Обзор-Р»). Задание предусматривает создание в 2014–2021 гг. космического комплек-

са радиолокационного наблюдения «Обзор-Р» с КА, оснащенным радиолокатором X-диапазона, обеспечивающим получение радиолокационной информации в интересах социально-экономического развития страны, и запуск двух первых спутников комплекса. Третий аппарат будет изготовлен в рамках серийного заказа. Заявки представили ОАО «Ракетно-космический центр "Прогресс"» и ОАО «ВПК НПО машиностроения», победителем конкурса признан самарский «Прогресс». Стоимость работы – 14 063.6 млн руб.

♦ 10 декабря 2014 г. подведены итоги конкурса по теме «Создание космического комплекса радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения Земли на базе КА типа «Кондор-Э» с радиолокатором S-диапазона» (шифр ОКР: «Кондор-ФКА»). Задание предусматривает создание в 2014–2020 гг. космического комплекса на базе КА «Кондор-Э», обеспечивающего получение радиолокационной информации высокого разрешения в интересах социально-экономического развития России, с группировкой в составе двух спутников. Заявки представили ОАО «Ракетно-космический центр "Прогресс"» и ОАО «ВПК НПО машиностроения», победителем конкурса признана корпорация «НПО машиностроения». Стоимость работ – 3 200.4 млн руб.

♦ 22 декабря 2014 г. Роскосмос заключил контракт с ОАО «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» им. А. Г. Иосифьяна» на создание в 2014–2019 гг. космического комплекса оперативного мониторинга техногенных и природных

чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» и космической системы на его основе в составе четырех-шести космических аппаратов» (шифр ОКР: «Канопус-В»). В соответствии с тактико-техническим заданием и дополнениями к нему, система должна включать КА «Канопус-В» №1 (запущен 22 июля 2012 г.), «Канопус-В-ИК» (запуск в 2015 г.) и серийные КА «Канопус-В» №3, №4 (запуск не позднее 2017 г.), №5 и №6 (запуск не позднее 2018 г.). Стоимость работ по контракту – 8127.8 млн руб.

♦ 22 декабря 2014 г. Роскосмос заключил контракт с ОАО «РКЦ "Прогресс"» на изготовление и поставку на космодром Байконур для запуска серийных КА «Ресурс-П» №4 и №5. Стоимость работ по контракту – 10 266.4 млн руб, срок – до ноября 2019 г.

♦ 25 декабря 2014 г. Роскосмос заключил контракт с ФГУП «НПО имени С. А. Лавочкина» на 606.2 млн руб, предусматривающий выполнение этапа работ 2014–2016 гг. по созданию космического комплекса с орбитальным КА для проведения дистанционных исследований поверхности Луны» (шифр составной части ОКР «Луна-Ресурс-1» (ОА)). Работы по данному контракту проводятся до ноября 2016 г.; установленный срок окончания работ по орбитальному аппарату – 2022 г.

♦ 25 декабря 2014 г. Роскосмос заключил контракт с ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина» на 273.9 млн руб, предусматривающий создание на базе унифицированной платформы «Карат-200» малоразмерного аппарата МКА-ФКИ (ПН4) с научной аппаратурой «Странник» для магнитосферных исследований в срок до 25 ноября 2015 г.