

УДК 629.78

Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1

А. С. Селиванов

*д. т. н., профессор, научный руководитель эксперимента «Наноспутник» на МКС,
ОАО «Российские космические системы»*

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Аннотация. В марте 2015 г. исполняется 10 лет с начала летных испытаний первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1. Спутник был разработан в ФГУП «Российский НИИ космического приборостроения» (ныне ОАО «Российские космические системы») и предназначался для испытаний в реальных космических условиях ряда новых устройств и технологий, представляющих профессиональный интерес. Запуск спутника осуществлен с борта Международной космической станции (МКС) ручным способом. ТНС-0 № 1 успешно выполнил программу летных испытаний и послужил основой для дальнейших разработок.

Ключевые слова: наноспутники, малоразмерные космические аппараты, новые технологии в космосе

Development and Flight Testing of First Russian Technological Nano-satellite TNC-0 № 1

A. S. Selivanov

*doctor of engineering science, professor
Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Abstract. In March 2015 ten years have passed since the beginning of flight testing of the first Russian technological nano-satellite TNC-0 № 1. Satellite has been developed in FGUP "Russian Scientific Research Institute of Space Engineering" (at present Joint Stock Company "Russian Space Systems") and was intended for real testing in space conditions of several new devices and technologies having professional interest. Satellite launch has been made manually from International Space Station (ISS). Satellite TNC-0 № 1 has successfully realized flight testing program and served as the base for further developments.

Key words: nano-satellites, small-sized spacecraft, new technologies in space

Предисловие

В начале 2000-х гг. в ФГУП «Российский НИИ космического приборостроения» (ныне ОАО «Российские космические системы») был проведен ряд совещаний руководящих сотрудников с целью обсуждения планов устойчивого финансового и научно-технического развития института на ближайшие годы. Среди ряда перспективных идей, ставших предметом дискуссий, было предложено освоить новое для института научно-техническое направление — создание малоразмерных космических аппаратов (МКА) собственной разработки и приборного обеспечения для них. Тогда и появился лозунг «С малыми спутниками на большую дорогу!», который, несмотря на шутливую форму, достаточно точно отражал активно развивающуюся тенденцию в мировом спутникостроении, связанную с уменьшением размеров и массы космических аппаратов (КА) [1, 2, 3, 4].

Выбор данного направления не был случайным. Начиная со времени образования института в 1946 г. [5] он был определен головным по радио- и автономным системам управления ракетами и позднее космическими аппаратами. Институт работал в тесном взаимодействии с головными организациями — разработчиками космических аппаратов. Показательный пример — разработка бортовой радиостанции для первого в мире искусственного спутника Земли, созданного в организации ОКБ-1 под руководством С. П. Королева [6].

В дальнейшем институт делал аппаратуру для многих спутников, разрабатываемых другими головными организациями. Институт также владел основными технологиями, необходимыми для разработки спутников, но сложившееся в космической отрасли распределение работ не нарушалось, за исключением создания в институте ряда пассивных спутников-отражателей лазерного излучения «Этalon», запущенных в 1989 г. [5].

На новом этапе системная оценка имеющихся технических и организационных возможностей с учетом предложенных инновационных решений показала, что реально, как первый этап, может быть осуществлена разработка спутника нанокласса (менее 10 кг по имевшейся в то время

классификации) для решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) со средним пространственным разрешением. Инициативная группа специалистов, сложившаяся при экспертно-аналитическом центре института, разработала исходные данные, которые были положены в основу эскизного проекта технологического наноспутника ТНС-1 с учетом ранее сделанных проработок [1, 7].

В общем, концептуальном плане предполагалось, что создание «собственного» спутника будет способствовать достижению следующих взаимодополняющих целей:

1. Расширение научно-технической и коммерческой сфер деятельности института, повышение его репутации как научного учреждения.
2. Демонстрация прогрессивных методов проведения экспериментальных и исследовательских работ, ускоренных по времени реализации и при минимальных затратах [8].
3. Привлечение творческого потенциала молодежи к инновационным работам в области космического приборостроения, в том числе к работам по миниатюризации бортовых приборов и систем.

Термин «технологический» означал, что спутник должен быть экспериментальным изделием, предназначенным для отработки новых технологий (в широком понимании этого термина) и новых инженерно-конструкторских решений.

Проектирование было закончено в 2003 г. и включало параллельное проведение экспериментальных работ для проверки ряда новых идей, заложенных в конструкцию ТНС-1, а также математическое моделирование режимов его работы [7].

Согласно проекту ТНС-1 должен был стабилизироваться вращением в плоскости синхронно-солнечной орбиты на высоте около 650 км, иметь солнечные батареи и два радиоканала: для сброса телевизионной информации и для управления и передачи данных телеметрических измерений. Оценка показала, что его масса не будет превышать 7,5 кг без устройства отделения, т.е. находится в пределах нанокласса.

Реализовать такие характеристики предлагалось на основе следующих инженерно-технических решений:

- использование мировых телекоммуникационных сетей и стандартов для управления КА и передачи данных;
- использование для комплектации КА изделий коммерческого производства, изначально не сертифицированных для работы в космосе (технология COTS);
- использование систем контроля космического пространства (СККП/РФ, NORAD/США) для траекторных измерений, наряду с измерениями по АСН;
- использование новых нетрадиционных конструкций и негерметичного исполнения КА;
- разработка простых систем ориентации и стабилизации КА по геомагнитному полю;
- интеграции функций на борту КА по обработке командно-программной и телеметрической информации (КПИ и ТМИ);
- отказ от полного резервирования узлов и элементов КА в силу малого срока его активного существования (на экспериментальном этапе).

Однако по результатам проектирования стало ясно, что для наземной отработки системы ориентации такого спутника необходимо специальное оборудование, которое нужно разработать и изготовить.

Оставался неясным вопрос об обеспечении запуска ТНС-1 на нужную орбиту в намечаемые сроки и организации его эффективного радиуправления (общая трудность для запусков всех МКА). В результате были скорректированы исходные данные на проектирование и выбран более простой вариант первого наноспутника. Задачи ДЗЗ были отложены на более поздний срок, что существенно упростило конструкцию, но основная цель, связанная с отработкой новых технологий, была сохранена и даже появились новые оригинальные предложения. Этот спутник получил наименование ТНС-0 № 1 [9, 10].

В процессе обсуждения возможностей запуска ТНС-0 № 1 сотрудниками РКК «Энергия» было предложено осуществить его запуск с борта Международной космической станции (МКС). Это позволяло выполнить первоначально намеченный план-график работ, рассчитанный на 1,5–2 года.

Эскизный проект наноспутника был завершён в начале 2004 г. на основании согласованного с РКК «Энергия» технического задания. Оно включало особые требования к изделиям, доставляемым на МКС. С момента принятия решения о начале разработки ТНС-0 № 1 (16.02.2004) до его запуска (28.03.2005) прошло около года, что является беспрецедентно коротким сроком выполнения такого рода работ [11, 12].

Задачи. Структурная схема

«Классическим» считается разбиение приборов и систем спутника на две части: служебную аппаратуру и полезную нагрузку. В данном случае такое разделение оказалось бессмысленным, поскольку весь спутник представляет собой экспериментальный аппарат и все его части могут рассматриваться как нагрузка, полезная для проведения экспериментальных работ.

В то же время часть полезной нагрузки обеспечивает и служебные функции. Это касается, прежде всего, систем радиосвязи и телеметрии.

Все составные части спутника интегрированы в единую приборную конструкцию, имеющую минимальные электрические и механические интерфейсы. Это позволяло считать, что в нем реализована прогрессивная концепция «спутник–прибор», способствующая уменьшению массы и стоимости конечного изделия.

Конкретные задачи ТНС-0 № 1 в условиях реального космического полета сводились к проверке:

- возможности технологии управления КА через глобальную телекоммуникационную спутниковую систему «Глобалстар»;
- метода контроля за работой КА с помощью аварийного радиобуя международной спутниковой системы поиска и спасания КОСПАС–SARSAT;
- интегрированной бортовой информационной системы КА ИБИС-0;
- экспериментальных датчиков Солнца и датчика горизонта;
- опытного образца литиевой батареи;

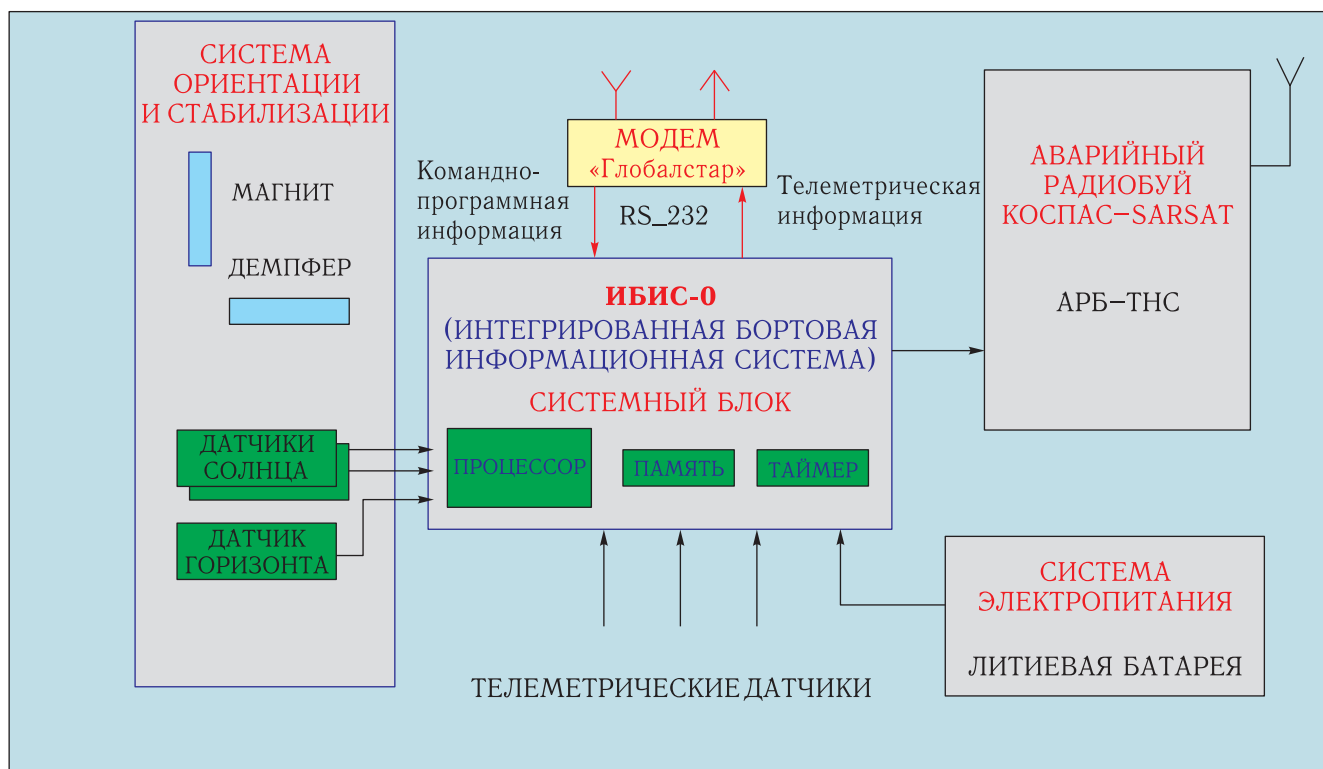


Рис. 1. Структурная схема ТНС-0 № 1

- однопанельной негерметичной конструкции спутника, совмещенной с системой ориентации и стабилизации;
- технологии запуска ТНС с МКС.

Структурная схема ТНС-0 № 1 показана на рис. 1. Центральной частью схемы является интегрированная бортовая информационная система (ИБИС-0), разработанная в институте.

Интегрированная бортовая информационная система (ИБИС-0)

Укрупненно ИБИС-0 состоит из системного блока, включающего процессор (иначе называемый системным контроллером — СК), блок памяти и таймер.

ИБИС-0 предназначена для выполнения следующих функций:

- взаимодействие с модемом «Глобалстар» по шине RS232 с целью обеспечения режимов

приема и передачи данных: командно-программной информации (КПИ) и телеметрической информации (ТМИ);

- сбор поступающей от датчиков ТМИ, установленных на КА, формирование потоков ТМИ и передача их на Землю;
- программирование работы всех устройств, установленных на КА, на основании КПИ, поступающей с Земли.

Всего на спутнике имеется 13 телеметрических датчиков:

- 4 датчика Солнца (ДС-1, ДС-2, ДС-3, ДС-4);
- 1 датчик горизонта (ДГ);
- 2 датчика температуры (ДТ-1, ДТ-2);
- 2 датчика напряжения батареи (ДН-1, ДН-2);
- 1 датчик тока потребления модема «Глобалстар»;
- 2 датчика тока потребления ДС-4 и ДГ;
- 1 датчик уровня мощности сигнала «Глобалстар» (RSSI).

ИБИС-0 реализует следующие режимы работы.

«Режим 1» — это режим реального времени, когда информация опроса датчиков периодически передается на Землю.

После включения питания от штатной батареи, которое происходит непосредственно перед выводом спутника на орбиту, системный контроллер (СК) включает модем «Глобалстар» на 10 минут каждый час. Если есть связь с Землей, то СК формирует и передает кадр ТМИ.

«Режим 2» необходим для исследования возможности приема сигналов с НКУ. СК осуществляет измерение сигнала (RSSI), принимаемого системой «Глобалстар».

Для перехода в «Режим 2» в сеансе связи СК должен получить команду на переход в «Режим 2» и параметры: периодичность включения и длительность режима.

Конкретные времена включения рассчитываются в СК.

Вне сеанса связи СК выдает команду на получение от модема значения RSSI, одновременно запоминает датировочную информацию и сопутствующие параметры от датчика Солнца и горизонта. Эта информация записывается во внутреннее запоминающее устройство (ЗУ) СК.

При наступлении очередного сеанса связи информация из ЗУ передается наземному комплексу управления (НКУ). Время передачи всей информации из ЗУ — порядка 4 с со скоростью 9600 бит/с.

«Режим 3» — тест входящей связи. Данный режим работы предназначен для экспериментального подтверждения прогнозируемых моментов устойчивой связи.

Командами от НКУ предварительно (в предыдущем сеансе связи) задается время последующей прогнозируемой устойчивой связи. В назначенном сеансе связи (в случае ее установления) СК осуществляет работу по «Режиму 1» до истечения длительности сеанса связи или команды «стоп», после чего связь прерывается до следующего момента включения.

«Режим 4» — тест входящей связи. Этот режим является аналогом «Режима 3». Отличие заключается в том, что в заданный момент времени СК включается и ожидает поступления входящего вызова от НКУ.

НКУ осуществляет переключение вышеуказанных режимов с помощью пакетов КПИ. Кроме того, предусматривались специальные пакеты КПИ для установки шкал датчиков и прерывания сеансов связи.

Система управления и передачи данных

Инновационное инженерное предложение — использовать для управления наноспутником и передачи данных низкоорбитальную коммуникационную спутниковую систему «Глобалстар» во многом способствовало разработке ТНС-0 №1 в короткие сроки и в заданной размерности по массе. Это обеспечило также ряд новых эксплуатационных преимуществ, ранее не находивших применения в подобных случаях.

«Глобалстар» напоминает систему сотовой телефонной связи, вынесенную в космос, и поэтому не имеющую таких ограничений по зонам обслуживания, как наземная сотовая связь. Эта система состоит из 48 спутников на круговых орбитах высотой 1400 км и наклоном 52°. Шлюзовые приемно-передающие станции сопряжения (3 из них расположены в России) связаны между собой наземными каналами (рис. 2).

Станции сопряжения имеют интерфейс для обеспечения соединения абонентских терминалов через спутники как со стационарными телефонными сетями общего пользования, так и с сотовыми сетями подвижной связи.

Система обеспечивает бесперебойную спутниковую связь высокого качества на территории Земли от 72° южной широты до 72° северной широты с учетом зон обслуживания, как показано на карте покрытия системы (рис. 3).

К началу разработки ТНС-0 №1 в системе «Глобалстар» использовались 2 вида абонентской аппаратуры: мобильный и стационарный. Мобильный аппарат имеет размеры, близкие к обычной телефонной трубке и содержит в себе аккумуляторную батарею. Стационарный вариант GSP-1620 представляет собой компактный прибор, состоящий из двух частей, наиболее подходящий для установки на наноспутник. Его грибовидная антенна

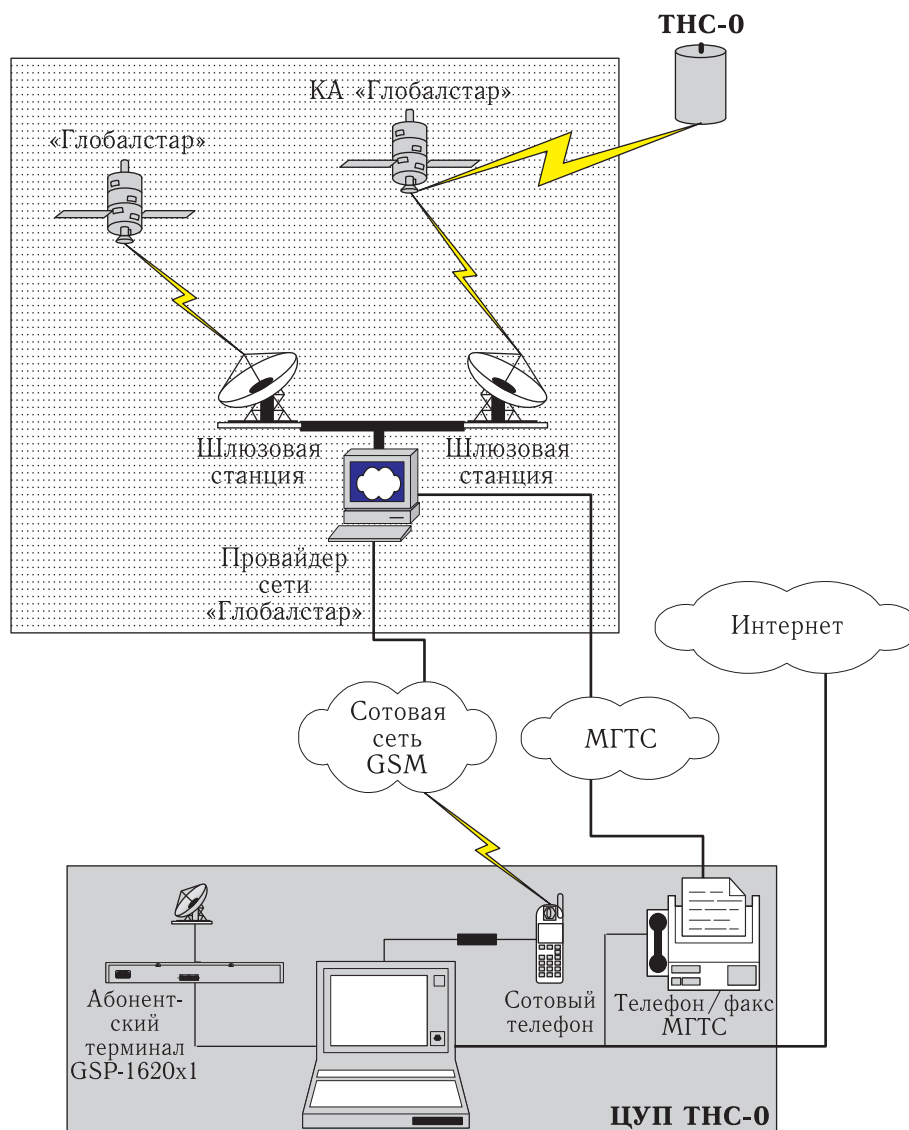


Рис. 2. Схема ЦУП ТНС-0 № 1

имеет полусферическую диаграмму направленности и монтируется отдельно от электронного приемо-передающего блока.

Модем GSP-1620 не создавался для работы на борту КА. Однако опыт института в области использования радиоэлектронных приборов на спутниках показал, что модем «Глобалстар» должен был без особых ограничений работать и в космосе, если будут обеспечены необходимые температурные условия. Работоспособность модема была подтверждена в процессе наземных испытаний.

Пользователь системы «Глобалстар» должен зарегистрироваться в системе, получить и оплатить

абонентский номер с учетом роуминга. В режиме цифровой связи со скоростью 9600 бит/с абоненту обеспечивается удаленный доступ в автоматическом режиме.

Исходя из общих соображений такая схема теоретически должна обеспечивать связь и однопунктовое управление наноспутником в квазиреальном времени, бесперебойно с одного стационарного или мобильного абонентского номера.

Данная схема сетевого управления представляла профессиональный интерес для специалистов в области управления КА, но требовала экспериментального исследования.

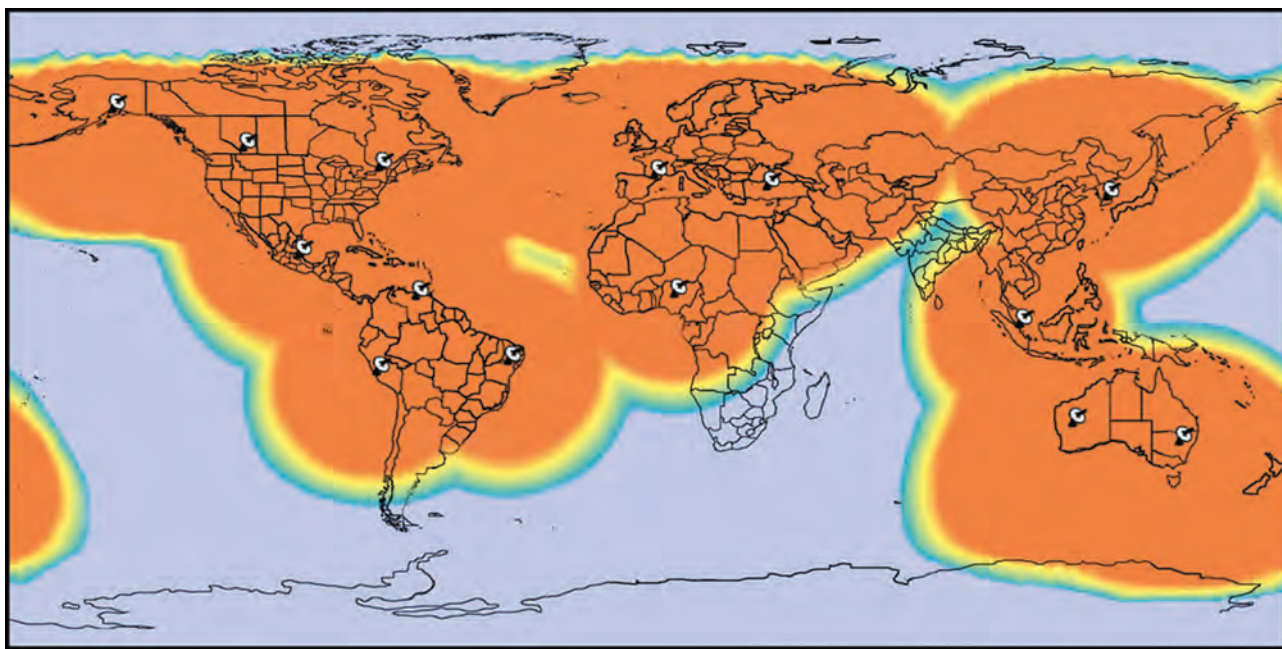


Рис. 3. Карта покрытия системы «Глобалстар» (по состоянию на 09.12.2009)

Необходимость экспериментальной проверки в условиях космического полета была вызвана трудностями наземного моделирования, потому что, как показали расчеты при эскизном проектировании, реальная ситуация по ряду причин могла существенно отличаться от исходных предположений. Прежде всего, геометрические условия связи с наземными абонентами в системе «Глобалстар» отличаются от необходимых условий для работы с ТНС-0 № 1. Имеется также существенное отличие по скоростям движения спутников относительно друг друга, что привносит дополнительные сложности обеспечения связи при возможных больших доплеровских смещениях частот.

При проектировании не могли быть учтены некоторые системные параметры «Глобалстар», которые являются коммерческой тайной. В частности, не были известны технические особенности обеспечения роуминга при переходе границ зон обслуживания разных наземных операторов системы.

Дополнительные трудности ожидалось при недостаточно корректной работе системы ориентации и стабилизации наноспутника, выводимого на орбиту ручным способом.

Тем не менее, в условиях реального космического полета указанные негативные факторы



Рис. 4. ЦУП ТНС-0 № 1

изменяются. В каких-то ситуациях они даже могут компенсировать друг друга, что должно было привести к определенной периодичности появления благоприятных условий для связи. Изучение этого процесса собственно и составляло одну из задач летных испытаний.

Рассмотрим более подробно работу НКУ.

ЦУП ТНС-0 (рис. 2) является главным звеном НКУ и предназначен для обеспечения подготовки спутника к запуску, выведения его на орбиту и централизованного автоматизированного управления им на этапе орбитального полета и контроля его состояния в период активного существования.

С помощью ЦУП ТНС-0 предполагалось проведение в условиях реального космического полета проверки возможности создания практически **глобального комплекса однопунктового управления КА при минимальных аппаратурных и финансовых затратах.**

Некоторыми частными задачами, которые решал ЦУП ТНС-0, являлись:

- создание и комплексные испытания специального программно-математического обеспечения ЦУП ТНС на этапе наземной отработки СК ТНС-0;
- подготовка эксплуатационной документации по управлению ТНС-0 в ходе наземной отработки и проведения приемо-сдаточных испытаний в качестве контрольно-проверочной аппаратуры (КПА);
- прием кадров ТМИ с борта ТНС-0, их дешифровка, отображение в реальном масштабе времени и архивация;
- передача на борт ТНС-0 КПИ в соответствии с программой полета спутника.

ЦУП ТНС-0 в стационарном варианте (иначе ЦУП-1ГС) создавался в составе одного автоматизированного рабочего места на базе персонального компьютера типа «ноутбук», сопряженного с системой сотовой связи GSM, оператора МГТС и абонентского терминала GSP-1620 системы «Глобалстар» (рис. 3).

На этой же аппаратурной основе (ноутбук + сотовый телефон) оперативно собирается мобильный вариант ЦУП ТНС-0 (ЦУП-2МТС). Оба варианта в равной степени использовались в реальной работе с ТНС-0 № 1.

Стационарный ЦУП-1ГС располагался на территории института. Мобильный ЦУП-2МТС включался и в других местах с экспериментальной целью.

Канал связи через Интернет, первоначально анонсированный в эскизном проекте, реализовать не удалось ввиду отсутствия в тот период поддержки этого режима системой «Глобалстар» (на момент написания статьи эта возможность уже имеется).

Система ориентации и стабилизации

Широкая диаграмма направленности бортовой антенны наноспутника и кооперируемых с ним спутников, входящих в состав системы «Глобалстар», позволяла снизить требования к точности его ориентации. Поэтому для ТНС-0 № 1 была выбрана пассивная магнитная система ориентации и стабилизации, препятствующая его хаотическому угловому вращению с неконтролируемой скоростью. Система ориентации и стабилизации ТНС-0 № 1 проектировалась совместно с Институтом прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН [13].

В разработанной системе пассивный механический момент достигается за счет использования постоянного магнита, обеспечивающего ориентацию вдоль вектора напряженности геомагнитного поля Земли. Для демпфирования возмущенного движения спутника вокруг центра масс выбрано устройство, состоящее из гистерезисных стержней из магнитно-мягкого материала — пермаллоя марки 79НМ. Такая система не содержит активных исполнительных органов и подвижных элементов, не потребляет энергии и доступна по стоимости, что в совокупности соответствует общим требованиям к наноспутнику ТНС-0 № 1.

Составной частью системы ориентации ТНС-0 № 1 также являются пять оптических датчиков, сигналы которых позволяют определить ориентацию спутника во время полета. Датчики сопряжены с системой телеметрии ИБИС-0. Общее для всех датчиков заключается в том, что их светочувствительные элементы разного типа не были ранее сертифицированы для космических условий и приобретались на коммерческой основе, а затем подвергались дополнительным испытаниям. Расположение и углы зрения датчиков показаны на рис. 5. Датчики ДС-1, 2, 3 имеют простейшую конструкцию и установлены на образующей

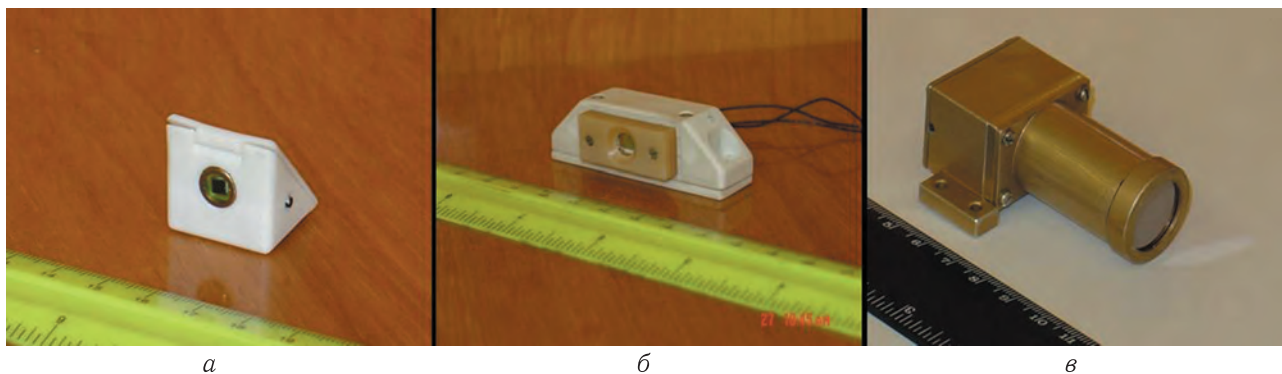


Рис. 5. Датчики Солнца ДС-1, ДС-2, ДС-3 (а), датчик Солнца ДС-4 (б), датчик горизонта ДГ (в)

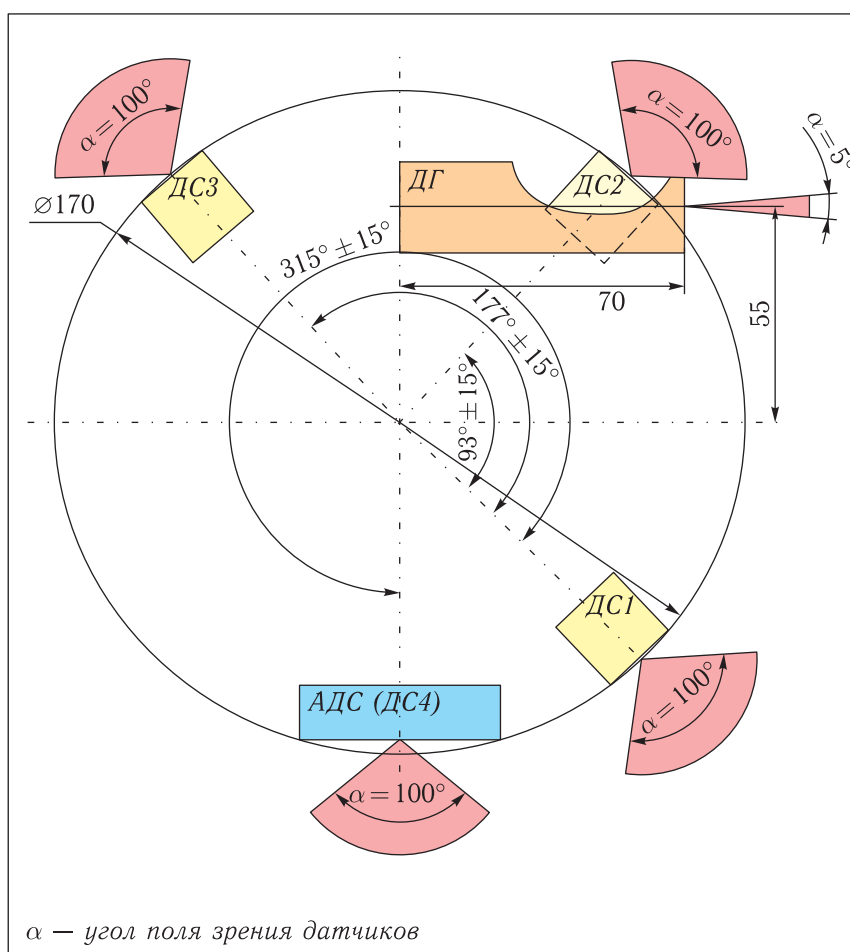


Рис. 6. Расположение и углы полей зрения оптических датчиков

цилиндрической части наноспутника. В своей основе они содержат фотодиод BRW-21R, работающий в видимом диапазоне спектра (рис. 6). Они не имеют предварительного усилителя сигнала. Датчик ДС-4 — это более сложное устрой-

ство, на основе светочувствительного элемента на базе технического алмаза (ФПЯ-1). Особенность его в том, что алмаз имеет характеристику спектральной чувствительности, охватывающую только ультрафиолетовый диапазон 150–240 нм.

Это позволяет исключить из измерений паразитную засветку от облачного слоя Земли («альбедо Земли»), свойственную всем широкоугольным солнечным датчикам.

Фоточувствительный элемент этого датчика предоставлен ООО «ПТЦ “УралАлмазИнвест”» для проведения сертификационных испытаний в космических условиях.

Пятый оптический датчик (ДГ) является датчиком горизонта. В нем используется неохлаждаемый фотоприемник ФЭ-724/05, установленный в фокусе узкоугольной оптической системы, которая одновременно выполняет функции светофильтра для инфракрасного диапазона 2,5–4 мкм. Датчик расположен в другой зоне конструкции ТНС-0 № 1.

Все датчики были разработаны в институте и предназначались для отработки перспективных инженерных решений, которые, в частности, могут быть использованы при возрождении проекта ТНС-1 для ДЗЗ или для других целей.

Система электропитания

Единственным прибором на борту ТНС-0 № 1, который ранее разрабатывался для космического применения в другой системе, но не проходил летную квалификацию, была двухсекционная ионно-литиевая батарея напряжением 2×18 В и емкостью 10 А/ч каждая. Обе половины имели общую точку, но использовались по разному назначению. Одна половина питала исключительно автоматический радиобуй системы КОСПАС–SARSAT (АРБ–ТНС) и после включения на борту спутника работала до полного истощения около 24 ч. Другая половина использовалась для питания приборов и устройств в режиме переменной нагрузки, программируемой от ИБИС-0. Незначительная часть емкости батареи тратилась на завершающем этапе наземных контрольных испытаний ТНС-0 № 1.

Программирование включения нагрузки второй части батареи планировалось таким образом, чтобы обеспечить проведение летных испытаний в течение 2–3 мес и могло изменяться по командам с Земли в зависимости от реальных условий проведения летных испытаний.

Автоматический радиобуй системы КОСПАС–SARSAT

АРБ–ТНС представлял собой адаптированный для работы в условиях реального космического полета типовой абонентский прибор от Международной системы аварийного поиска и спасания судов и самолетов, терпящих бедствие. К моменту запуска ТНС-0 № 1 система КОСПАС–SARSAT успешно эксплуатировалась с 1982 г. и бортовая и наземная части системы были хорошо отработаны [14].

Наземная инфраструктура системы КОСПАС–SARSAT, принимавшая сигнал с АРБ–ТНС, состоит из более 30 наземных пунктов, связанных между собой линиями передачи аварийной информации.

Космическая группировка имеет низкоорбитальный и геостационарный сегмент. В штатной системе используются аварийные радиобуи, работающие на частоте 406 МГц, включающиеся при аварии ручным способом или автоматически. АРБ-406 излучает импульсный сигнал с периодичностью 50 с и содержит кодовую посылку с идентификационным номером владельца буя.

Низкоорбитальные КА, находящиеся на круговых полярных орбитах высотой 860–1000 км, ретранслируют сигнал на наземные пункты с некоторой задержкой по времени, которая может достигать до полутора часов. Через геостационарные спутники аварийные сигналы ретранслируются с задержкой до 10 мин. Обязательной составной частью стандартного аварийного радиобуя является маломощный приводной маяк, работающий двое суток на частоте 121,5 МГц в непрерывном режиме и использующийся в аварийных случаях на небольших расстояниях от буя. На АРБ–ТНС он также был включен, но не мог использоваться для связи.

Модернизация АРБ-406 для АРБ–ТНС заключалась, прежде всего, в присвоении ему специального (неаварийного) идентификационного номера, а также в исключении из буя собственной батареи и переустановки узла крепления антенны. Маломощный приводной маяк не отключался, чтобы не изменять штатную программу работы буя. Кроме того, были сделаны необходимые конструктивные доработки креплений корпуса и проведены испытания на воздействие вакуума.

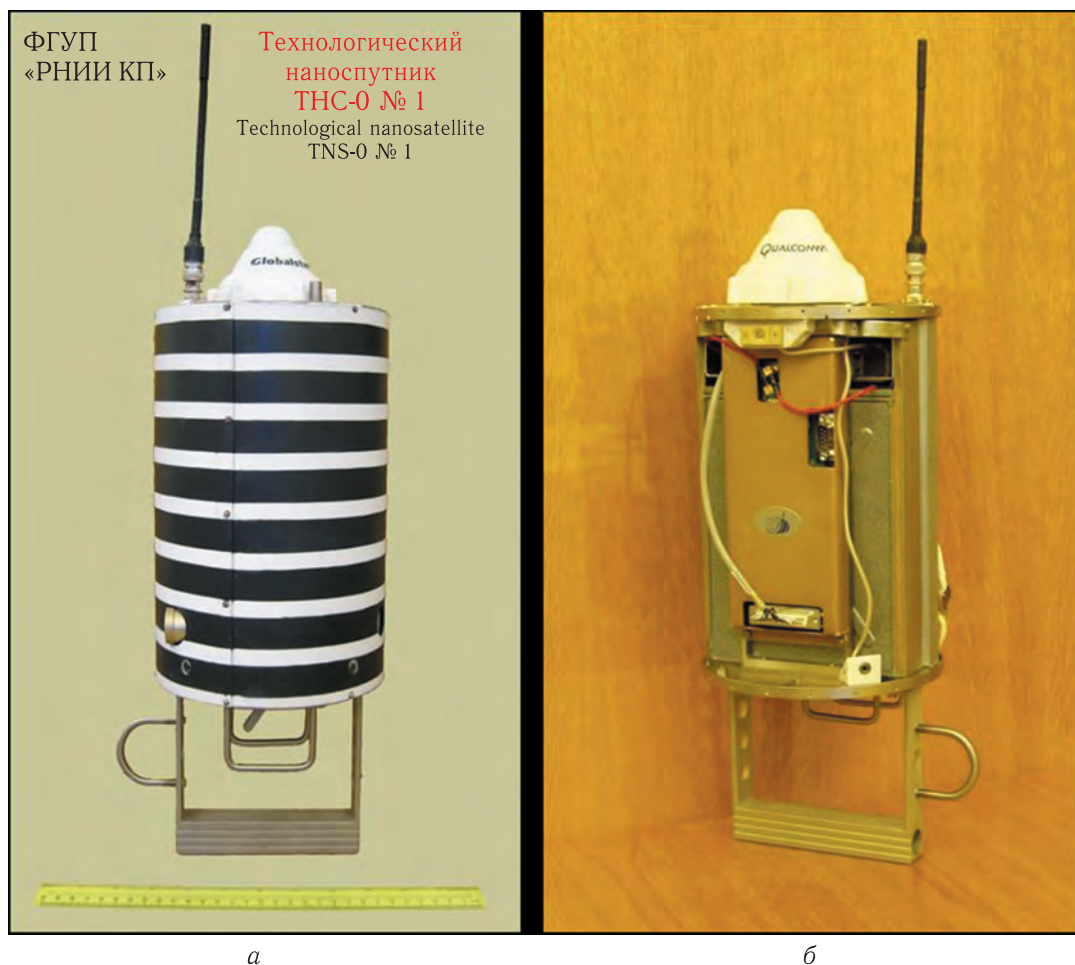


Рис. 7. ТНС-0 № 1 в сборе (а), без кожуха (б)

Использование АРБ–ТНС преследовало две цели. Во-первых, получение независимого от системы «Глобалстар» сигнала о работоспособности ТНС-0 № 1, а во-вторых, сертификацию АРБ-406 в условиях орбитального полета как ответ на вопрос о возможности использования системы КОСПАС–SARSAT на космических объектах.

Конструкция

Основная часть ТНС-0 № 1 конструктивно выполнена в виде негерметичного цилиндра диаметром 170 мм и длиной 550 мм. Торцевые части цилиндра закрыты алюминиевыми шайбами, соединенными с углепластиковой сотовой панелью, делящей внутренний объем вдоль цилиндра симметрично на 2 части. На одной стороне панели расположена литиевая батарея, а на другой — модем

«Глобалстар», узлы ИБИС-0 и АРБ–ТНС (рис. 7). На торцевой части цилиндра установлена грибовидная антенна модема «Глобалстар» и штыревая антенна АРБ–ТНС. На другом торце закреплена ручка для захвата перчаткой космонавта при выведении ТНС-0 № 1 на орбиту. Там же располагался тумблер включения электропитания и индикаторные светодиоды.

Массовая сводка ТНС-0 № 1 дана в таблице. Стоит заметить, что для принятых требований классификации спутников нанокласса (до 10 кг) массу КА удалось выдержать с двукратным запасом.

Снаружи ТНС-0 № 1 был закрыт тонкостенным негерметичным кожухом, который не только выполнял защитные функции, но и играл роль терморегулирующего экрана. Специально рассчитанная окраска кожуха двумя типами эмалей (белой и черной) в пропорции $0,33 \times 0,67\%$ позволила

Таблица. Массовая сводка ТНС-0 № 1

Модем «Глобалстар»	280	Магнит ориентации	150
Антенно-фидерное устройство (АФУ) «Глобалстар»	250	Магнитный демпфер	100
Аварийный радиобуй (АРБ) КОСПАС-SARSAT	600	Литиевая батарея	2000
АФУ АРБ	70	Кабельная сеть	100
Системный блок	200	Установочная панель	500
Датчики Солнца	50	Элементы крепления	150
Датчик горизонта	50	Итого*, г	4500

*Примечание: масса указана без устройства отделения КА.

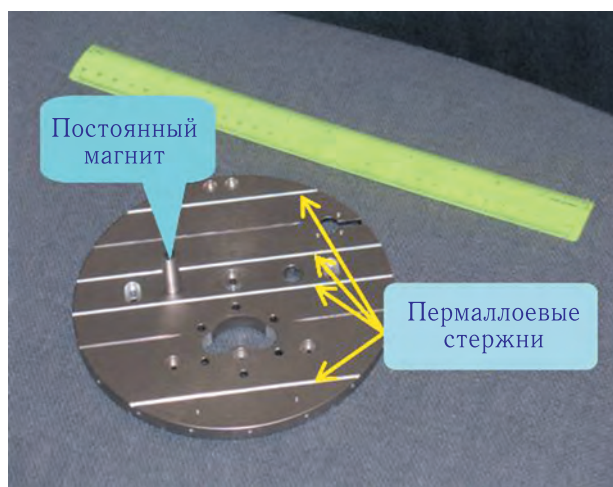


Рис. 8. Элементы системы ориентации и стабилизации

поддерживать внутреннюю температуру спутника в пределах $-10/+20^{\circ}\text{C}$.

Конструктивные особенности компоновки системы ориентации видны на рис. 8. На нем изображен один из двух торцевых дисков, составляющих элементы конструкции цилиндрической части спутника. На этом диске, выполненном из алюминия, установлен постоянный магнит и видны пазы, в которые закладываются четыре демпфирующих стержня сечением 1×2 мм. Такую же конструкцию имеет и противоположный диск (без постоянного магнита), но пазы в нем расположены в перпендикулярном направлении.

Запуск

ТНС-0 № 1 в специальной мягкой таре был доставлен на МКС грузовым кораблем «Прогресс-М». На рис. 9 зарегистрировано кратковременное

проверочное включение ТНС-0 № 1 космонавтом Салижаном Шариповым внутри МКС. Запуск спутника был произведен им же в 11:30:15 (МДВ) 28 марта 2005 г. ручным способом во время выхода экипажа в открытый космос (рис. 10). Ему ассистировал американский космонавт Лерой Чиао.

В результате запуска были получены следующие параметры начальной орбиты:

- высота минимальная 353,6 км;
- высота максимальная 367,3 км;
- период обращения 1 час 31 мин;
- наклонение $51^{\circ} 40'$ (угловое).

Летные испытания. Обсуждение результатов

В целом результаты летных испытаний следует признать удовлетворительными, поскольку практически все намеченные цели были достигнуты и поставленные задачи — решены.

ТНС-0 № 1 был не первым наноспутником вообще, но, несомненно, первым российским профессионально разработанным и испытанным изделием, изготовленным в условиях специализированного производства космических приборов. Запуск ТНС-0 № 1 вызвал интерес научно-технической общественности и был отмечен средствами массовой информации как возможное начало нашего участия в новом направлении работ в ракетно-космической отрасли [15, 16].

Рассмотрим более конкретно результаты летных испытаний.



Рис. 9. Проверка работоспособности ТНС-0 № 1 С. Шариповым на МКС перед запуском



Рис. 10. Ручной запуск наноспутника космонавтом С. Шариповым

1. Как уже отмечалось, запуск был произведен ручным способом, во время выхода из МКС космонавтом в открытый космос для выполнения плановых работ. Для этих целей была разработана специальная инструкция и проведены на Земле тренировки космонавтов с макетом ТНС-0 № 1. Тренировки должны были способствовать тому, чтобы запуск был произведен в нужном направлении (против движения МКС) и с нужной скоростью (1,5–2 м/с), для чего при работе в скафандре требовались определенные навыки. Указанные требования были разработаны и согласованы российской и американской баллистическими группами, постоянно работающими с МКС для того, чтобы избежать аварийной ситуации, которая теоретически могла возникнуть из-за попадания спутника в точку запуска после одного оборота вокруг Земли.

При реальном запуске требования по скорости линейного движения выполнить не удалось. Скорость составила 3,5 м/с, что само по себе не могло привести к аварийной ситуации.

Второе важное, но не регламентированное требование, оказалось также трудновыполнимо при ручном запуске. Это требование хорошей стабилизации спутника после отделения. Спутник получил значительно большее, чем ожидаемое, вращательное движение вокруг продольной и поперечной осей. Это в определенной степени сказалось в первое время на условиях радиосвязи, даже при учете широкой диаграммы направленности бортовой антенны.

Исходные величины скорости движения ТНС-0 № 1 и параметры его стабилизации были получены в результате анализа фото- и видеосъемки процесса запуска.

2. Уточненный прогноз времени существования спутника делался поэтапно баллистиками ЦУП ЦНИИМаш и в результате фактически составил 156 сут, после которых спутник вошел в плотные слои атмосферы и сгорел.

Другой важный параметр — время активной работы. Он определялся зарядом бортовой аккумуляторной батареи. Время активной работы составило 68 сут, за это время спутник совершил 1086 оборотов вокруг Земли.

Для прогнозирования сеансов связи требовался регулярный учет его траекторных данных.

По договоренности с ЦУП ЦНИИМаш в начальный период работы траекторные измерения по ТНС-0 № 1 производились американской системой NORAD, которая контролирует инфраструктуру МКС. Эти данные передавались в ЦУП ТНС-0 в стандартной форме.

Работа системы ориентации и стабилизации успешно контролировалась по показаниям солнечных датчиков ДС 1–4 и датчика горизонта ДГ. Все датчики, кроме ДС-4 работали эффективно. Датчик ДС-4, выполненный на основе технического алмаза генерировал сигнал на уровне шума, что исключало его показания из процесса экспресс-анализа полета. Последующий анализ аномальной работы ДС-4 и специальная обработка записи сигнала показала, что он был неверно откалиброван и имел заниженную чувствительность. В конечном счете, работоспособность этого датчика была так же подтверждена.

После запуска спутник совершал сложное вращательное движение по двум осям. В течение 24 сут после выведения скорость вращения уменьшилась от первоначальной 180 °/с до примерно 5 °/с, что было в основном следствием действия пермалловых стержней (рис. 11). Таким образом, с учетом точности исходных данных, можно рекомендовать предложенную схему для решения задач подобного типа.

3. Мониторинг условий связи производился, главным образом в «Режиме 3» (включение на 10 мин каждый час). В результате было установлено, что в среднем каждые 100 мин возможность обеспечения связи составляла около 17 мин. Но были случаи, когда связь в расчетное время вообще отсутствовала, что потребовало специального анализа, учитывающего влияние следующих факторов:

– при работе в «Режиме 3» (мониторинга) примерно 50 % включений происходило вне зоны обслуживания региональных операторов «Глобалстар», 26 % в зонах отсутствия роуминга, либо отсутствия режима передачи цифровых данных (был только голосовой режим). Остальные случаи объясняются неустойчивостью канала связи между ТНС-0 № 1 и КА «Глобалстар». Было установлено и в дальнейшем подтверждено, что количество работоспособных КА «Глобалстар» в тот период

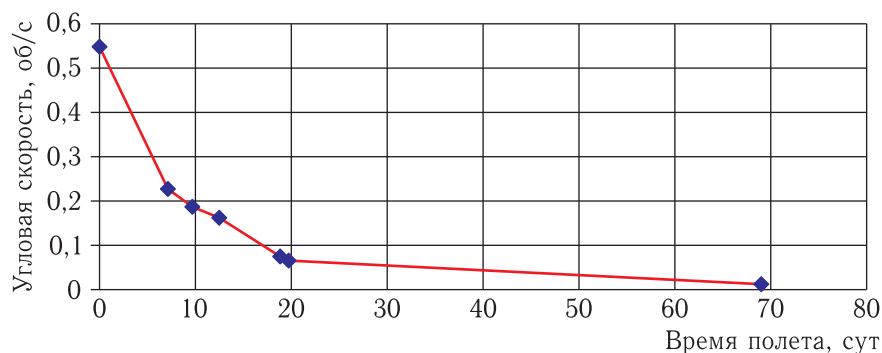


Рис. 11. График изменения скорости вращения ТНС-0 № 1 в процессе полета

оказалось меньше 48 КА, составляющих полномасштабную систему;

– количество успешных связей можно было увеличить до 50–70 %, если использовать работу в режиме включения в заданное время в «Режиме 3», но для этого требовалось знание прогноза движения ТНС-0 № 1 и спутников «Глобалстар», а также более точное знание географических границ зон обслуживания операторов системы «Глобалстар». Кроме того, определенное влияние на надежность связи вносило вращение спутника, особенно в начале его работы.

4. Успешная работа адаптированного радиобуя АРБ–ТНС системы КОСПАС–SARSAT позволила достичь обе ранее сформулированные для этого эксперимента цели.

5. Оригинальная одноплатная конструкция спутника подтвердила свою работоспособность, как с точки зрения устойчивости к механическим воздействиям при доставке на МКС и выведении его на орбиту, так и для обеспечения требуемого теплового режима. Окраска корпуса двумя типами эмалей обеспечила температурный режим в заданных пределах устойчивой работы всех элементов КА во время его активного существования (средняя температура изменялась от -12°C до $+13^{\circ}\text{C}$).

6. Аккумуляторная батарея обеспечила выполнение программы летных испытаний без замечаний. Ее реальная емкость оказалась в 1,5 раза больше, чем заявленная по паспорту.

7. Особенности однопунктового управления ТНС-0 № 1 проявились сразу же после его запуска. Первый сеанс связи состоялся 28.03.2005 г. в 12 ч 42 мин, после включения наноспутника 28.03.2005

в 09 ч 53 мин. В это время аппарат находился над Бразилией. Длительность сеанса составила 4 мин и 8 с. Технические средства были подготовлены к проведению сеансов связи по заранее разработанной циклограмме. Через стационарный ЦУП-1ГС было проведено 11 успешных сеансов связи, а через мобильный ЦУП-2МТС — 12.

Заключение

Публикация статьи, посвященной десятилетию со времени запуска первого российского технологического наноспутника, была бы недостаточно полной, если бы в ней не содержался ответ, хотя бы в общих чертах, на вопрос: почему за прошедшие 10 лет не был осуществлен ни один запуск аппаратов типа ТНС-1 или ТНС-0 № 2?

Простой вариант ответа: отсутствие должной финансовой и организационной поддержки указанных работ, несмотря на формальное их одобрение.

Более функционально сложным аппаратом, предназначенным для ДЗЗ, был ТНС-1. Как уже отмечено, в 2004 г. на этапе эскизного проектирования и изготовления ряда базовых узлов и элементов работы по нему были остановлены.

Второй аппарат (ТНС-0 № 2), усовершенствованный на основании успешных летных испытаний первого, не был запущен ранее по тем же причинам, однако в настоящее время он подготавливается к запуску в соответствии с контрактом с РКК «Энергия». Кроме этого, в институте завершается разработка нескольких новых конструкций экспериментальных МКА.

Отмеченные события происходят на фоне расширяющегося бума в мировом спутникостроении, связанного с созданием разнообразных МКА [15, 16].

С задержкой на годы пришло признание того, что предложенные и реализованные нами технические решения для ускоренной экспериментальной отработки приборов с использованием для запуска инфраструктуры МКС являются весьма эффективными. Сравнительно малый срок активного существования таких КА вполне достаточен для проведения многих экспериментальных и научных работ. Он является положительным фактором обеспечения экологической безопасности в космосе.

Работа ТНС-0 № 1 продемонстрировала возможность создания экспериментальных КА (платформ) нанокласса в интересах космического приборостроения, научных исследований и учебно-образовательных целей, т.е. возможность формирования единой программы работ, рассчитанной на выполнение в течение нескольких лет. Такая программа была предложена институтом в 2006 г. и ее актуальность сохраняется до сих пор.

Стоит также отметить, что в процессе создания и обработки результатов летных испытаний ТНС-0 № 1 было получено 5 патентов на изобретения и промышленные образцы [17–21].

Автор статьи, как научный руководитель космического эксперимента «Наноспутник» на МКС, считает своим долгом упомянуть своих сотрудников и коллег, принимавших ключевое участие в создании ТНС-0 № 1, проведении его испытаний и обработке результатов полета:

В. А. Архангельский, Н. В. Дедов, И. Н. Денежкин, Н. А. Белоглазова, В. П. Беляев, Л. В. Брилев, М. Б. Васильев, И. С. Виноградов, В. М. Вишняков, Ю. М. Гектин, А. В. Дунаев, А. Л. Зарубин, В. Л. Иванов, А. И. Куликов, В. В. Кривцов, Т. В. Лиманская, Н. Н. Макухин, И. А. Морозов, А. П. Мягков, И. В. Никушкин, М. Ю. Овчинников (ИПМ РАН), А. И. Останний, Р. В. Каргин, О. А. Панцырный, А. М. Петушков, Н. П. Пузаков, В. И. Рогальский, С. А. Сергеев, А. С. Сергеев, М. К. Соловьев, А. М. Соловьев, К. Ю. Смирнов, В. К. Старцев, Л. М. Степахина,

В. Г. Тимошин, Ю. М. Урличич, Е. Г. Ушаков, О. Е. Хромов, А. В. Хрустин, И. В. Чурило и О. В. Чурило (РКК «Энергия»), Н. С. Шляхов.

Особо необходимо отметить роль технического руководителя разработки Юрия Михайловича Тучина, умершего в 2011 г.

Список литературы

1. *Selivanov A. S., Novikov M. V., Gektin Y. M.* Usage of small Spinning S/C for Remote Sensing. Int. Symp. «Small Satellites for Earth Observation», Berlin, Nov. 4–8, 1996, p. 53.
2. *Sweeting N. M.* Space at Surrey small satellites for affordable access to space // Surrey space center SSTL MNS, 14/05/99, p. 13.
3. *Лукьященко В. И., Урличич Ю. М., Селиванов А. С., Попов Г. А.* О создании экспериментального малого космического аппарата для отработки микротехнологий. Сборник тезисов конференции «Проблемы развития и использования микротехнологий в авиации и космонавтике». Изд. Минпромнауки РФ. СПб., 4–5 июня 2002 г., с. 5.
4. Малые космические аппараты информационного обеспечения // Под ред. д.т.н. В. Ф. Фатеева. М.: Радиотехника, 2010. 320 с.
5. Вехи истории, 1946–2011. 65 лет ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем». М.: ИД «Медиа Паблишер», 2011. 128 с.
6. Отчет о разработке бортовой радиостанции первого советского искусственного спутника Земли (прибор Д-200). Репринтное издание. Труды ОАО «Российские космические системы». М.: ИД «Медиа Паблишер», 2012. С. 122.
7. *Урличич Ю. М., Селиванов А. С., Тучин Ю. М.* Проект технологического наноспутника ТНС-1 для дистанционного зондирования Земли. Сборник трудов II научно-практической конференции «Авиакосмические системы на базе микротехнологий: создание и основные направления использования». СПб., 9–11 июня 2003 г. Изд. Минпромнауки РФ, с. 34–35.
8. *Дунаев А. В.* Экономические аспекты работ ФГУП «РНИИ КП» при построении малоразмерных космических аппаратов. Сборник трудов III научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике». СПб., 8–9 июня 2004 г. Издание ФГУП «РНИИ КП». Под ред. В. М. Вишнякова. С. 19–21.

9. Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М., Хромов О.Е., Никушкин И.В. Технологический наноспутник минимальной комплектации ТНС-0. Сборник трудов III научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике». СПб., 8–9 июня 2004 г. Издание ФГУП «РНИИ КП», под ред. В.М. Вишнякова. С. 14–19.
10. Урличич Ю.М., Селиванов А.С. Семейство технологических наноспутников для экспериментальных исследований. Доклад на IV Международной конференции–выставке «Малые спутники». 3 мая–4 июня 2004 г., г. Королев. Изд. «Росавиакосмос», кн. 3, с. 227.
11. Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Вишняков В.М., Тучин Ю.М. Предварительные результаты испытаний технологического наноспутника ТНС-0 № 1. Тезисы доклада на 10-й Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Крым, Евпатория, 3-10 июня 2005 г. С. 24–25.
12. Петушков А.М., Сергеев С.А. Эксперимент по проверке новых технологий управления спутниками (предварительные итоги полета наноспутника ТНС-0 № 1). Тезисы доклада на 10-й Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Крым, Евпатория, 3-10 июня 2005 г. С. 26.
13. Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванов А.С. Пассивная магнитная система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2005 г., № 46, Москва. С. 24.
14. Никушкин Н.В., Рогальский В.И., Селиванов А.С. и др. Принцип действия и основные характеристики систем КОСПАС. Т. comm, № 4, 2012 г., с. 15–16.
15. Small Satellites Past, Present and Future // Henry Helvajian and Siegfried W. Janson, Editors // American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, 2008, 876 p.
16. Emergence of Pico and Nanosatellites for Atmospheric Research and Technology Testing // Edited by Purvesh Thakker, Wayne A. Shiroma, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, 2010, 392 p.
17. Космический аппарат. Патент на полезную модель № 45128, ЗАО НПО, приоритет от 22 декабря 2004 г. зарегистрирован 27 апреля 2005 г. Авторы: Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М., Степанов А.А., Панцырный О.А., Смирнов К.Ю., Виноградов И.С., Никушкин И.В., Старцев В.К., Овчинников М.Ю.
18. Космический аппарат. Патент на полезную модель № 43001 ЗАО НПО КП. Приоритет от 01 сентября 2004 г. Авторы: Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Хромов О.Е., Тучин Ю.М., Гектин Ю.М., Смирнов К.Ю.
19. Малоразмерный космический аппарат для экспериментальных исследований в условиях космической радиосвязи в квазиглобальных связанных системах. Патент на полезную модель № 133097 от 10 октября 2013 г. Авторы: Селиванов А.С., Хромов О.Е., Морозов И.А., Хромов Д.О., Ушаков Е.Г.
20. Система автоматического управления работой модема малоразмерного космического аппарата с наземным центром управления полетом спутниковой связной системой. Патент на изобретение № 2518258 от 11 апреля 2014 г. Авторы: Селиванов А.С., Морозов И.А., Сергеев А.С., Панцырный О.А., Хромов Д.О., Макухин Н.М.
21. Активный ультрафиолетовый солнечный датчик для системы ориентации малоразмерного космического аппарата. Патент на изобретение № 2525634 от 23 июня 2014 г. Авторы: Селиванов А.С., Морозов И.А., Гектин Ю.М., Пузаков Н.П.