

3. Романенко, С.Г. О движении роторов электростатических гироскопов бескарданной системы ориентации орбитального космического аппарата / С.Г.Романенко [и др.] // Гироскопия и навигация.- 2000.- №3(30).- С. 3-11.
4. Буравлев, А.П. Модель дрейфа свободного ЭСГ и методы идентификации ее параметров / А.П.Буравлев [и др.] // Материалы IV российско-китайского симпозиума по инерциальной технике. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1993.
5. Стирнс, Э. Космическая навигация. – М.: Военное изд-во МО СССР, 1996 (пер. с англ.).
6. Белецкий, В.В. Очерки о движении космических тел. – М.: Наука, 1972.- 359 с.

Abstract. The paper presents motion equations of the rotors the rotation axes of which are located at the spacecraft launch in the orbit plane and orthogonally to it. Analytic solutions of the motion equations using the drift deterministic model for the gimballess electrostatically suspended gyro are given, various physical agents effect on the motion parameters is studied. Correspondence between the solutions obtained and the flight tests experimental data is shown.

Key words: gimballess electrostatically suspended gyro, spacecraft, polar and equatorial orientations, attitude determination system.

Материал поступил 2.11.11

УДК 621.396.988.6:629.19

Л. Н. ШАЛИМОВ, Л. Н. БЕЛЬСКИЙ, В. М. КУТОВОЙ, И. А. ТАРАСОВ, В. Д. ГОХФЕЛЬД

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ-2»

Рассматриваются основные принципы построения интегрированной навигационной системы управления, реализованные при глубокой структурной и аппаратной модернизации ракеты-носителя «Союз-2». Приведены результаты натурных испытаний и данные о качественно новых свойствах модернизированной системы управления как для участка предпусковой подготовки, так и для полетного участка ракеты на основе широкого внедрения цифровых систем.

Введение

Ракета космического назначения «Союз-2» относится к семейству легендарной «семерки». Созданные основателем российской космонавтики С.П. Королевым ракеты семейства Р7 прошли за 50 лет 9 модернизаций и до настоящего

Шалимов Леонид Николаевич. Кандидат технических наук, генеральный директор ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А.Семихатова» (Екатеринбург). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Бельский Лев Николаевич. Кандидат технических наук, заместитель генерального директора ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А.Семихатова». Действительный член Академии навигации и управления движением.

Кутовой Валерий Матвеевич. Кандидат технических наук, заместитель генерального директора ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А.Семихатова».

Тарасов Игорь Афанасьевич. Кандидат технических наук, начальник сектора ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А.Семихатова».

Гохфельд Виктор Давидович. Кандидат технических наук, начальник лаборатории ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А.Семихатова».

Статья по докладу на XVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

времени остаются самым надежным и экономичным средством доставки в космос пилотируемых и грузовых космических кораблей, а также большинства российских и ряда зарубежных космических аппаратов [1].

Вместе с тем реалии текущего состояния развития ракетной техники диктовали необходимость усовершенствования ракет семейства Р7 как для повышения энергетических характеристик и увеличения габаритов полезного груза с использованием головного обтекателя с надкалиберным размером (диаметр обтекателя больше диаметра ракеты-носителя), так и для достижения более высокой точности формирования орбит выведения и адаптируемости системы управления к условиям выведения [2]. Для решения этих проблем на рубеже XX и XXI веков был поставлен вопрос о создании ракеты-носителя (РН) «Союз-2» с широкомасштабным применением в системе управления (СУ) цифровой техники. Разработка наземной и бортовой аппаратуры СУ была поручена ФГУП «НПО автоматики имени академика Н.А.Семихатова».

Принципы построения интегрированной СУ

Принципиальным техническим решением, определяющим высокую точность формирования орбиты выведения, явилась реализация на борту ракеты-носителя интегрированной навигационной системы управления с использованием точной инерциальной навигационной системы и коррекции траектории выведения по информации глобальных космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR.

Высокая точность наведения в инерциальном режиме обеспечивается за счет применения двух ТГС на базе динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) (разработчик ОАО «Электромеханика», г. Миасс), предстартовой калибровки ТГС в восьми ориентациях после выхода в режим точностной готовности и азимутального наведения командных приборов с использованием режима гироскопирования.

Система инерциальной навигации и управления имеет следующие точностные характеристики:

Точностные характеристики ТГС (3 σ):

- уходы ТГС:
 - не зависящие от перегрузки 0,03-0,05 угл. мин/мин; в условиях предстартовой подготовки 0,003-0,005 угл. мин/мин.
 - зависящие от перегрузки 0,05 угл. мин/мин на 1g;
- погрешности маятниковых акселерометров (МА) 0,003%;
- взаимная привязка измерительных осей МА 10 – 15 угл. с.

Характеристики системы выработки начальных условий (СВНУ):

- погрешность азимутального наведения в системе гироскопирования 1,7-2,0 угл. мин;
- погрешность определения ориентации ТГС относительно местного горизонта 10 угл. с;
- погрешность выработки начальной скорости (в условиях колебаний корпуса) 0,02 м/с;

Система геодезического обеспечения по координатам места старта 30 м.

Методическая погрешность системы наведения:

- относительно продольной оси 0,2 м/с;
- в нормальном направлении 0,5 м/с;
- в боковом направлении 0,5 м/с.

Разброс импульса последствия тяги двигателя последней ступени после его выключения: 0,4-0,7 м/с.

Структурная схема интегрированной СУ представлена на рис. 1.

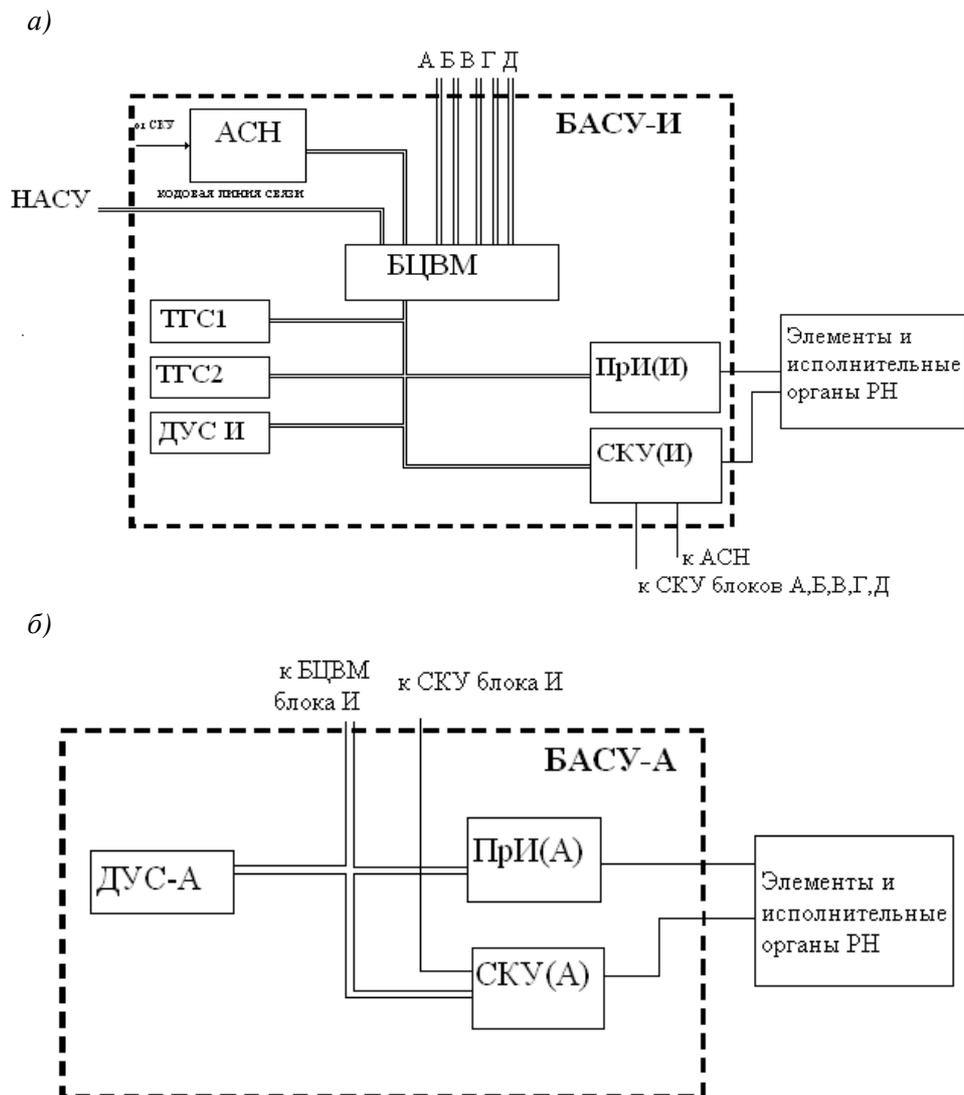


Рис. 1. Структурная схема БАСУ-И (а) и БАСУ-А (б):

А, Б, В, Г, Д, И – блоки РН; АСН – аппаратура спутниковой навигации; БАСУ-А(И) – бортовая аппаратура системы управления блока А(И); БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина; ДУС – датчик угловой скорости; НАСУ – наземная аппаратура системы управления; ПРИ – преобразователь информации; СКУ – согласующее коммутационное устройство; ТГС – трехосный гиросtabilизатор)

По данным внешнетраекторных измерений (ВТИ) и системы телеизмерений (СТИ) для проведенных к настоящему времени 12 пусков РН модификаций «Союз-1а» и «Союз-2-1б» получены значения погрешностей формирования параметров заданных орбит при работе системы управления в инерциальном режиме (табл. 1).

Из данных табл. 1 следует, что в инерциальном режиме (ИР) полета ракеты отклонения от заданных в полетном задании параметров орбит: наклонения, долготы восходящего узла, высоты выведения (апогея, кроме пуска 7Л для варианта 1, б, и перигея, кроме пуска 10Л для варианта 1, б), а также параметров периода орбиты не превышают требований на СУ [3].

Т а б л и ц а 1

Расчет параметров выведения на заданные орбиты в инерциальном режиме РН «Союз-2-1а»

Параметр орбиты	Номер пуска								Допуск по ТЗ на СУ
	1Л	2Л	3Л	6Л	8Л	9Л	11Л	12Л	
Наклонение, угл. мин	-0,57	0,002	-0,975	-0,022	-0,083	0,007	0,044	-0,66	2,0
Долгота восходящего узла, угл. мин	-1,57	-1,941	-1,105	1,43	-0,399	0,285	0,67	-1,95	2,0 -2,5
Высота апогея, км	0,04	0,185	-0,233	0,175	0,384	0,850	0,289	0,62	2,0
Высота перигея, км	2,36	1,726	-0,968	2,358	1,662	1,040	3,77	2,65	3,5
Период, с	1,440	1,227	1,069	1,519	1,182	1,135	2,44	1,88	2,5

Расчет параметров выведения на заданные орбиты в инерциальном режиме РН «Союз-2-1б»

Параметр орбиты	Номер пуска				Допуск по ТЗ на СУ
	4Л	5Л	7Л	10Л	
Наклонение, угл. мин	-0,94	0,54	0,66	0,03	2,0
Долгота восходящего узла, угл. мин	-1,15	1,02	0,67	-0,4	2,0 – 2,5
Высота апогея, км	3,49	3,51	4,35	-0,08	3,5
Высота перигея, км	-0,03	0,00	-0,06	2,9	2,0
Период, с	2,097	2,171	2,60	1,7	2,5

Опыт НПО автоматики имени академика Н.А.Семихатова по разработке интегрированных систем навигации с использованием систем ГЛОНАСС и NAVSTAR для РН баллистического типа позволил на базе АСН (разработчик

ОАО «Российские космические системы», г. Москва) создать систему спутниковой навигации (ССН), обеспечивающую измерения параметров движения ракеты для коррекции полетной навигационной задачи и дополнительно для проведения ВТИ.

Начиная с пуска изделия зав. №2Л в СУ в измерительном режиме включена работа ССН, поставляющая в задачу навигации поправки по данным спутниковых измерений, которые не используются для коррекции навигационных параметров, а выводятся лишь в составе телеметрической информации. Для оценки потенциальных точностных характеристик интегрированной навигационной системы на пусках РН при работе ССН в измерительном режиме и оценки вклада ССН в повышение точности выведения на заданные орбиты проведен пересчет точности выведения в случае учета поправок по данным спутниковых измерений (табл. 2).

Т а б л и ц а 2

**Расчет параметров точности выведения на заданные орбиты
в радиоинерциальном режиме**

Параметр орбиты		2Л	4Л	5Л	6Л	7Л	8Л	9Л	12Л	До- пуск по ТЗ на СУ
Накло- нение, угл. мин	Отклоне- ния в ИР по данным ВТИ	0,002	- 0,940	0,540	-0,022	0,660	-0,083	0,0070	-0,66	
	Поправки РИР	0,015	- 1,130	0,530	-0,012	0,660	-0,090	-0,016	-0,631	
	Отклоне- ния в РИР	-0,013	0,19	0,010	-0,010	0,00	0,007	0,023	-0,029	2,0
Долгота восхо- дящего узла, угл. мин	Отклоне- ния в ИР по данным ВТИ	-1,941	- 1,150	1,02	1,430	0,675	-0,399	0,285	-1,95	
	Поправки РИР	-1,900	- 1,160	1,050	1,194	0,783	-0,31	0,38	-1,88	
	Отклоне- ния в РИР	-0,041	0,010	- 0,030	-0,064	-0,108	-0,090	-0,095	-0,070	2 – 2,5
Период, с	Отклоне- ния в ИР по данным ВТИ	1,227	2,079	2,171	1,519	2,599	1,182	1,135	1,88	
	Поправка РИР	1,415	2,299	2,152	1,516	1,506	1,184	1,144	1,12	
	Отклоне- ния в РИР	-0,188	- 0,220	0,019	0,003	1,093	-0,002	-0,009	0,76	2,5
Макси- мальный радиус орбиты, км	Отклоне- ния в ИР по данным ВТИ	0,185	3,49	3,51	0,175	4,350	0,384	0,850	0,62	
	Поправки РИР	0,100	3,86	3,490	0,092	2,532	0,380	0,63	0,59	
	Отклоне- ния в РИР	0,085	-0,37	0,090	0,083	1,818	-0,004	0,220	0,03	1а 2,5 1б 3,5

Параметр орбиты	2Л	4Л	5Л	6Л	7Л	8Л	9Л	12Л	Допуск по ТЗ на СУ	Параметр орбиты
Минимальный радиус орбиты, км	Отклонения в ИР по длинным ВТИ	1,726	-0,030	0,000	2,358	-0,060	1,662	1,040	2,65	
	Поправки РИР	2,25	-0,070	0,000	2,430	-0,040	1,68	1,280	1,37	
	Отклонения в РИР	-0,524	0,040	0,000	-0,072	-0,020	-0,018	-0,240	1,28	1а 3,5 1б 2,5

Как следует из данных табл. 2, на сформированных орбитах все контролируемые в ТЗ на СУ параметры орбит обеспечены в радиоинерциальном режиме (РИР) с требуемой точностью.

Положительные результаты летных испытаний СУ РН «Союз-2» в измерительном режиме работы ССН позволили впервые для РН космического назначения произвести пуск РН «Союз-2» № 13Л с разгонным блоком «Фрегат» и космическим аппаратом ГЛОНАСС-М в условиях штатной реализации режима РИР с коррекцией навигационных параметров по данным ССН. Отклонения параметров орбиты выведения от содержащихся в полетном задании приведены в табл. 3. Из данных этой таблицы следует, что интегрированная навигационная система с задействованием штатного режима работы СУ и коррекцией навигационных параметров по данным ССН (режим РИР) обеспечивает высокую точность выведения.

Т а б л и ц а 3

Отклонения параметров незамкнутой оскулирующей орбиты выведения от заданных значений для СУ РН «Союз-2» № 13Л в корректирующем режиме работы ССН

Параметр орбиты	РИР	ИР	Допуск (3σ)
Наклонение, угл. мин	-0,03	-0,17	2,0
Долгота восходящего узла, угл. мин	0,07	1,25	2,5
Высота апогея, км	0,00	0,05	2,0
Высота перигея, км	1,66	3,15	3,5
Период, с	1,00	1,92	2,5

Ключевой особенностью построения СУ РН «Союз-2» является высокий уровень адаптируемости системы управления к условиям выведения. Это достигается благодаря оперативному расчету полетного задания на стартовой позиции с учетом результатов предстартовых калибровок комплекса гиросприборов инерциальной навигации и заданием настроек бортовой системы управления на текущие условия пуска, в том числе настроек параметров автомата стабилизации для конкретной полезной нагрузки (ПН).

Структурная схема автомата стабилизации представлена на рис. 2.

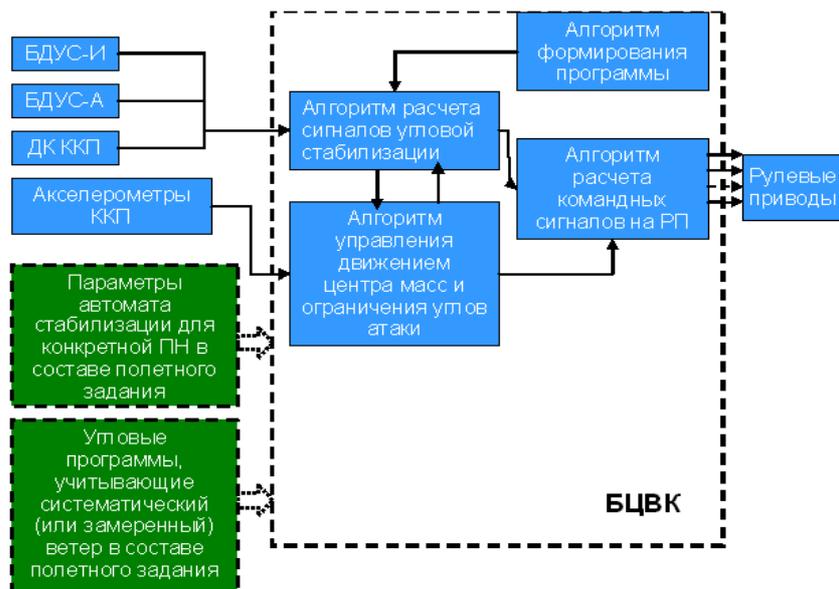


Рис. 2 Структурная схема автомата стабилизации

БДУС-И(А) – блок датчиков угловых скоростей блока И(А); БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс; ДК ККП – датчик команд (угловых) комплекса командных приборов (гироскопических); РП – рулевой привод

Расширенные условия эксплуатации по ветровым нагрузкам обеспечиваются формированием на этапе расчета полетного задания программной траектории с угловыми программами выведения, которые минимизируют программные значения углов атаки (скольжения) как с учетом систематической составляющей ветровых нагрузок, так и с возможным учетом результатов предстартового зондирования параметров ветра. Значительное расширение области применения по возможным вариантам оснащения полезными нагрузками и конфигурациям космической головной части (в том числе и надкалиберной – с диаметром большим, чем диаметр носителя) достигается за счет задания настроек параметров системы стабилизации движения РН с использованием массива полетного задания, в котором имеются конкретные значения параметров динамической модели РН как объекта стабилизации.

Другим направлением обеспечения адаптируемости к полетным условиям служит использование терминального наведения, предусматривающего пошаговое уточнение угловых программ в полете по оценке прогнозируемого состояния конечных условий выведения с парированием полетных возмущений, разбросов тяговых и массоцентровочных характеристик РН. При нацеливании отдельных частей РН в центры заданных районов падения на борту производится оценка координат точки падения на основе прямого метода расчета пассивного участка полета отделяемого элемента РН. Применение интегрированной навигационной системы управления позволяет обеспечить высокую точность наведения отделяемых элементов РН в заданные районы падения.

Терминальное наведение позволяет завершить процесс наведения к прогнозируемому в полете моменту израсходования топлива и благодаря минимизации размеров области падения отделяемых элементов РН обеспечивает выполнение требований экологической безопасности. Терминальное выведение ПН на заданную орбиту обеспечивает формирование траектории полета по критерию максимума выводимой массы.

Предельное использование энергетического потенциала РН наряду с формированием оптимальной траектории выведения обеспечивается также за счет реализации в СУ РН «Союз-2» высокоточной цифровой системы управления расходом топлива. Указанная система обеспечивает, с одной стороны, максимальные тяговые характеристики за счет стабилизации оптимального соотношения компонентов топлива и заданного давления в камерах сгорания двигателей, а с другой – минимизацию остатков топлива в баках всех ступеней РН, в том числе на участке работы I ступени – межблочную синхронизацию опорожнения баков четырех блоков пакетной схемы (центральный блок А с четырьмя боковыми блоками Б, В, Г, Д).

Высокий уровень эксплуатационных характеристик РН в полетных условиях обеспечивается за счет реализации широкого круга мер по парированию в полете потенциально возможных нештатных ситуаций, в том числе отказа отдельных приборов интегрированной навигационной системы. В частности, дополнительно к обычно принятым мерам резервирования и защиты системы управления от сбоев вычислительного процесса в её состав введено дублирование командных приборов с оценкой их функционирования в полете.

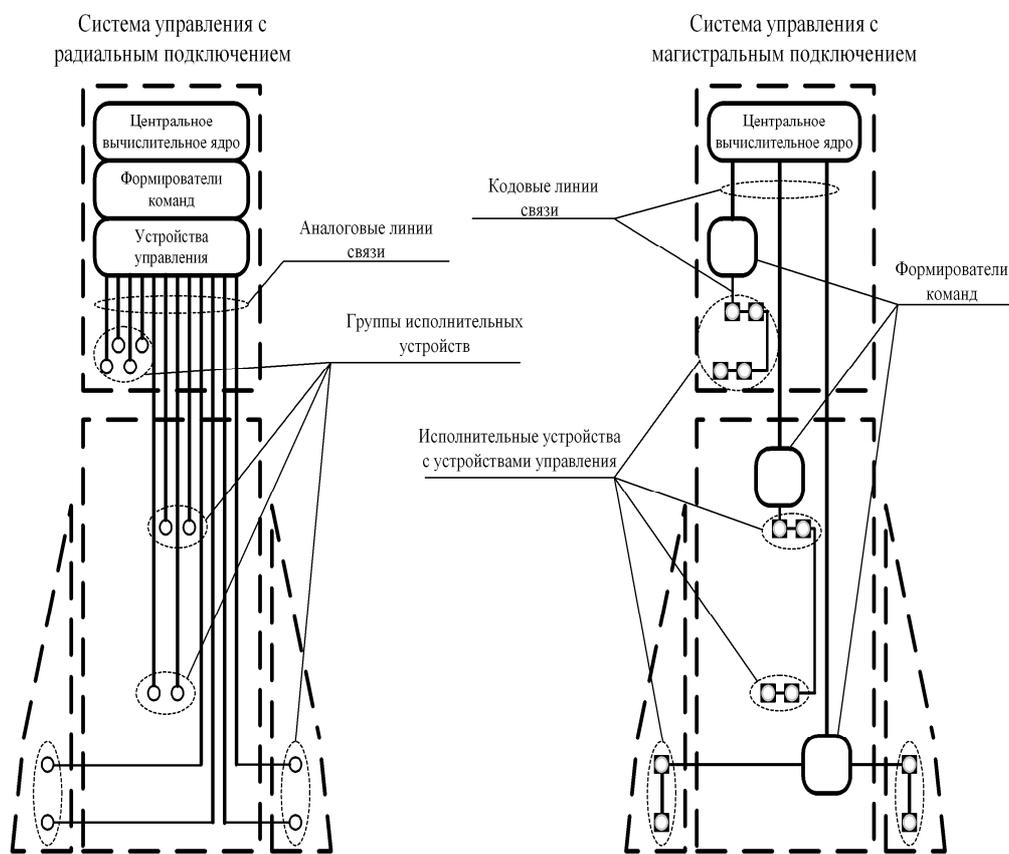


Рис. 3. Блок-схема размещения на ракете-носителе централизованной и распределенной СУ

К общесистемным достоинствам построения модернизированной цифровой системы управления РН «Союз-2» следует отнести то, что в ней использованы современные технологии реализации СУ по распределенной схеме (рис. 3) с командно-вычислительным ядром и распределенной сетью периферийных вы-

числительных средств, периферийных коммутационно-преобразовательных приборов, с организацией связи на основе кодового обмена между бортовыми подсистемами и наземной аппаратурой [4, 5]. Размещение целого ряда коммуникационно-преобразовательных приборов на нижних ступенях ракеты-носителя позволяет минимизировать массу кабельной сети РН и приборов верхней ступени.

Широкое внедрение цифровой техники в контрольно-пусковой и бортовой аппаратуре с реализацией широкого класса автоматических операций проверок и предпусковой подготовки, с возможностями парирования нештатных ситуаций позволяет обеспечить высокий уровень эксплуатационных характеристик на контрольно-испытательных стендах завода-изготовителя РН, на техническом и стартовом комплексах.

Заключение

ФГУП «НПО автоматики имени академика Н.А.Семихатова» создана модернизированная цифровая СУ РН «Союз-2» с высокими точностными характеристиками, более чем на порядок превышающими характеристики восьми предыдущих модификаций ракеты и отвечающими современным требованиям за счет применения интегрированной навигационной системы, высокого уровня адаптируемости к условиям пуска, а также расширения номенклатуры выводимых полезных нагрузок.

Интегрированная навигационная СУ прошла летные испытания и продемонстрировала высокий уровень эксплуатационных характеристик на этапах подготовки на контрольном испытательном стенде завода-изготовителя РН, на техническом и стартовом комплексах и в полетных условиях, включая автоматизацию процессов подготовки и парирование нештатных ситуаций.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» на пути развития/А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, С.В. Тюлевин, Б.Н. Мелиоранский//Материалы конференции, Самара 2009.
2. Штрихи к истории создания ракеты-носителя «Союз-2»/Г.Е. Фомин//Материалы конференции, Самара 2009.
3. Самарские ступени «семерки»/А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, С.В. Тюлевин, С.И. Ткаченко, А.Д. Сторож, В.А. Капитонов, Г.Е. Фомин, В.Н. Новиков, С.В. Семенов//Самара: Издательский дом «Агни», 2011.
4. Мазенин, С.С. Основные направления разработки бортовой аппаратуры распределенной системы управления перспективных ракет-носителей/С.С. Мазенин, Е.И. Тыцкий, Т.О. Чусовитин//Научно-технический сборник «Ракетно-космическая техника», серия XI, выпуск 1, Екатеринбург, 2010 г.
5. Развитие связей «Земля-борт». От аналогово-релейных сигналов до ВОЛС//Д.А. Ханевский, Г.Е. Яцук, С.В. Фокин//Научно-технический сборник «Ракетно-космическая техника», выпуск 1, Екатеринбург, 2011.

Abstract. The basic principles of the construction of the integrated navigation control system are considered. These principles are determined and realized with deep structural and hardware modernization of the launcher «Soyuz-2».

The results of full-scale tests and data of considerably new characteristics of the updated control system are given. These data are received both for the prelaunch planning stage and for the launcher flight leg on the basis of a wide implementation of digital systems.

Key words: launcher «Soyuz-2», integrated navigation control system