

**Перспективные космические технологии и их тестирование  
в условиях космического полёта**

УДК 629.78

Белоконов И.В., Крамлих А.В., Кудрявцев И.А.

**АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ  
ОРБИТАЛЬНЫХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

После выведения полезной нагрузки орбитальная ступень ракет-носителей (РН) осуществляет неуправляемый полёт, тормозится и сгорает в плотных слоях атмосферы. При этом контроль движением РН осуществляется наземными станциями во время нахождения её в зоне прямой видимости. Такой способ мониторинга движения орбитальных ступеней РН имеет недостатки, обусловленные ограниченным числом наземных станций слежения и географическим размещением. В связи с этим предлагается на орбитальную ступень устанавливать малогабаритную систему контроля параметров движения (СКПД), которая позволила бы осуществлять непрерывный мониторинг параметров движения орбитальной ступени РН.

Малогабаритная автономная система контроля параметров движения орбитальных ступеней (РН) включает в свой состав многоканальный навигационный приёмник (МНП) с антеннами (количество антенн варьируется от одной до трёх) и трёхосного магнитометра. Для оперативной передачи данных на Землю предлагается использовать низковысотные системы связи типа GlobaStar, Iridium.

Решение задачи определения параметров движения центра масс осуществляется МНП.

Для решения задачи определения ориентации предлагается использовать специальные алгоритмы, основанные на комплексировании радионавигационных данных и магнитометрических измерений [1, 2].

Под радионавигационными данными здесь понимаются измерения псевдодальностей, а также информация о видимости/невидимости навигационных спутников (НС) спутниковых радионавигационных системах (СРНС) ГЛОНАСС и GPS.

Для исследования возможности использования алгоритмов [1, 2] для мониторинга движения орбитальной ступени ракеты-носителя была сформулирована модельная задача и проведено исследование эффективности алгоритмов.

**Описание модельной задачи**

Моделирование задачи определения ориентации орбитальной ступени РН про-

водилось при следующих предположениях:

- орбита ступени РН круговая, высота  $h = 200$  км, наклонение орбиты варьировалось;
- количество НС равно 48, что соответствует общему количеству НС в СРНС ГЛОНАСС (при её полном развёртывании) и GPS;
- антенны МНП расположены по осям связанной с орбитальной ступенью системы координат  $OX_1, OY_1, OZ_1$  (вектора с координатами  $\{1,0,0\}, \{0,1,0\}, \{0,0,1\}$ , соответственно);
- вектор напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ) считается измеренным без ошибок;
- положение РН на орбите задаётся случайным образом в соответствии с равномерным законом (от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ );
- массив углов ориентации РН формируется случайным образом по равномерному закону, углы ориентации изменяются от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ .

Моделирование задачи определения ориентации орбитальной ступени РН выполнялось в три этапа.

Этап 1. Выполняется моделирование текущего позиционирования группировки СРНС ГЛОНАСС и GPS (для простоты моделирования предполагалось, что в каждый момент времени положения ГЛОНАСС/GPS спутников «заморожены»).

Моделируются движение орбитальной ступени РН и получение магнитометрических измерений. С использованием модели МПЗ в виде прямого диполя [3] рассчитывается вектор напряжённости МПЗ в орбитальной системе координат (ОСК) ( $\vec{U}_2^1$ ), а затем с пересчитывается в связанную систему координат (ССК) с использованием известной матрицы  $M_{X_1 X_2}$  перехода между системами координат. Полученный в результате вектор рассматривается как «измеренный» вектор напряжённости МПЗ ( $\vec{U}_1^1$ ). Также анализируются условия видимости НС и исключаются из рассмотрения те из них, которые затенялись Землёй.

Этап 2. Осуществляется определение ориентации фазового центра приёмной навигационной антенны МНП в ОСК, основанное на отыскании минимума функционала

$$\Phi(x_2^k, y_2^k, z_2^k) = \sum_{k=1}^K \left[ \sum_{i=1}^{N_{NS}^k} (x_{2i}^k x_2^k + y_{2i}^k y_2^k + z_{2i}^k z_2^k - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{NS}^k} (x_{2j}^k x_2^k + y_{2j}^k y_2^k + z_{2j}^k z_2^k + 1)^2 \right]$$

по координатам  $x_2^k, y_2^k, z_2^k$  с учётом условия нормировки для координат антенны:

$$(x_2^k)^2 + (y_2^k)^2 + (z_2^k)^2 = 1.$$

Этап 3. Находится ориентация орбитальной ступени РН по комплексированию магнитометрических и радионавигационных измерений.

#### Исследование эффективности разработанных алгоритмов

При исследовании эффективности алгоритмов определения ориентации орбитальной ступени РН в качестве оценки ошибки ориентации приняты показатели

$$\delta_\alpha = |\alpha - \hat{\alpha}|, \delta_\psi = |\psi - \hat{\psi}|, \delta_\varphi = |\varphi - \hat{\varphi}|.$$

По результатам обработки статистической выборки объемом 100000 реализаций построены функции вероятности неперевышения ошибки оценок углов ориентации заданной величины ошибки (рис. 1).

Как видно из рис. 1, наиболее точным является алгоритм, основанный на сильносвязанной схеме комплексирования [1] при наличии трёх антенн и магнитометра.

Прототип СКПД предназначен для совместного тестирования оборудования (электромагнитной совместимости), изучения расположения кабелей для оптимизации внутреннего объема.

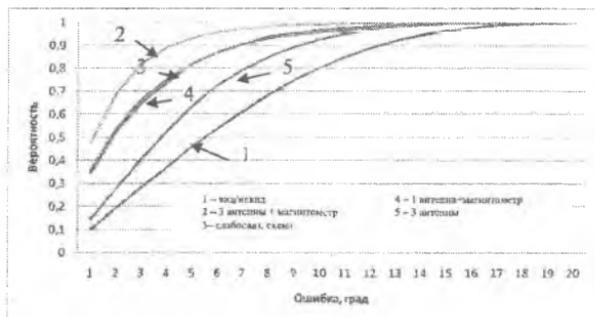
При создании прототипа были использованы следующие элементы:

1. В качестве аккумуляторной батареи взят аккумулятор от типового источника бесперебойного питания.
2. В качестве спутникового модема взят модем GSP 1620, работающий в системе низковысотной связи Globalstar.
3. Трёхосный магнитометр (разработан в СГАУ).
4. Многоканальный одночастотный навигационный приёмник и навигационная антенна производства Ижевского радиозавода. Данный навигационный приёмник был использован во время летного эксперимента на космическом аппарате Фотон-М3 (2007 год).
5. Бортовой компьютер, созданный на базе микропроцессора Rabbit с ядром RCM3365.
6. Бесплатформенной инерциальной навигационной системой (прототип разработан в СГАУ).

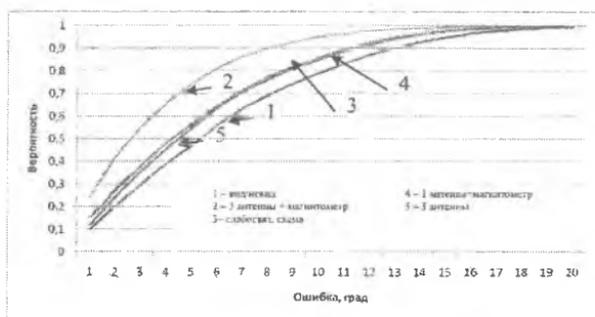
После завершения испытаний в проект СКПД возможно будут внесены изменения:

1. заменён спутниковый модем системы Globalstar, в связи с сильной деградацией орбитальной группировки этой системы, на модем системы Orbcom или Гонец (Россия);
2. заменены навигационная и приёмно-передающая антенны на аналоги, имеющие меньшие массу и габариты;

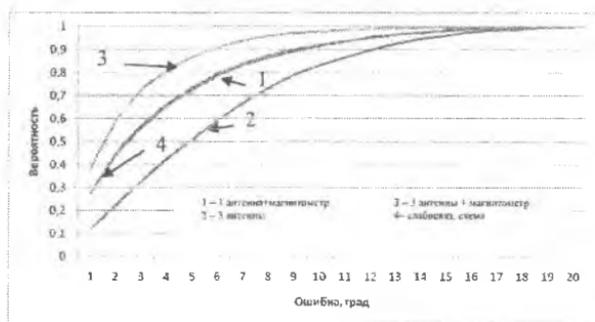
3. в случае получения разрешения о запитывании СКПД от штатной системы энергоснабжения орбитальной ступени РН возможен полный отказ от собственной аккумуляторной батареи (в этом случае СКПД не будет полностью автономной, и масса её уменьшится до 1 кг, а размеры до величин 10х10х15 см)



а) угол тангажа



б) угол рыскания



б) угол крена

Рис. 1. Функции вероятности превышения ошибки оценки углов ориентации РН

Прототип системы контроля параметров движения (СКПД)  
верхней ступени РН

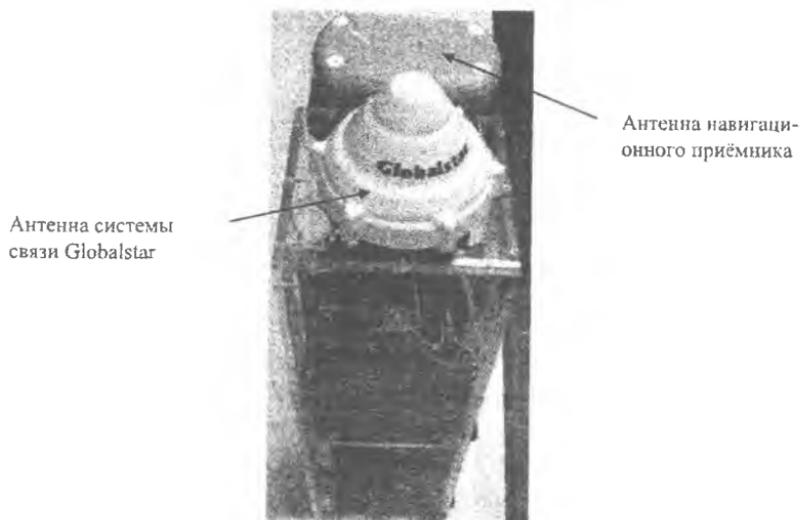


Рис. 2. Внешний вид прототипа СКПД

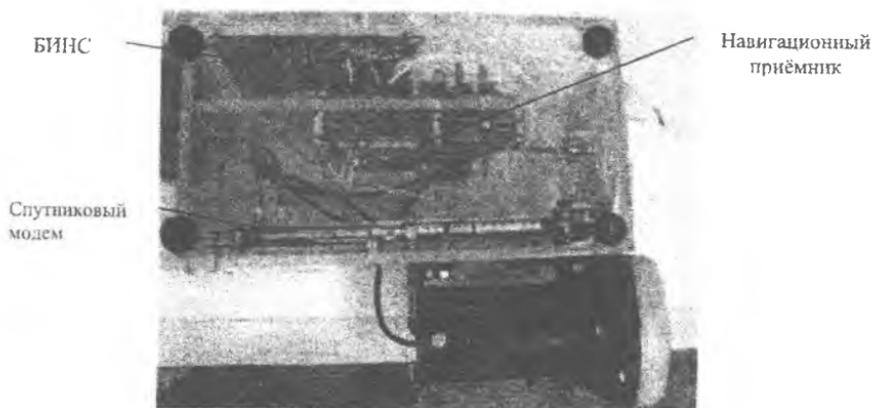


Рис. 3. Размещение навигационного приёмника, спутникового модема и БИНС

Трехосный  
магнитометр

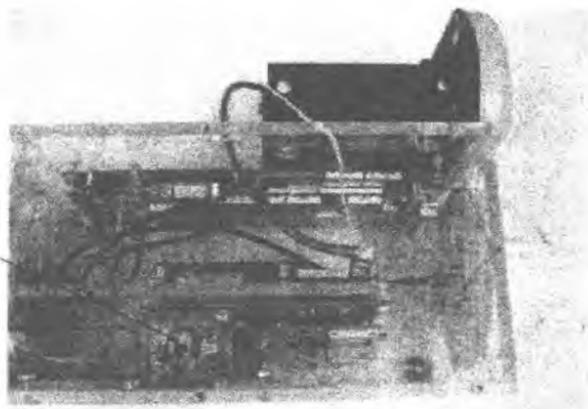


Рис. 4. Размещение магнитометра

В статью включены результаты, полученные в рамках работ, выполненных по гранту Российского фонда фундаментальных исследований (11-08-00644-а).

#### Библиографический список

1. Белоконов, И.В., Крамлик, А.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений [Текст] / И.В. Белоконов, А.В. Крамлик // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – 2007. – №1 (12). – С. 22-30.
2. Крамлик, А.В. Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений [Текст] / А.В. Крамлик // Аэрокосмическое приборостроение. – Москва, 2008. – № 7. – С. 9-13.
3. Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко – М.: Машиностроение, 1976. – 250 с.