

Устройство работает следующим образом. При отключенном напряжении питания постоянный магнит 10 притягивает якорь фиксатора 5, в результате чего последний перемещается в радиальном направлении в сторону вала 3 ротора 1. Треугольный выступ на фиксаторе 5 входит в проточку подшипника скольжения 4. Благодаря силе трения между поверхностями треугольного выступа и проточки обеспечивается осевое и радиальное центрирование ротора 1 и исключается возможность перемещений ротора 1 относительно корпуса 2 ЭДМ, а также поворотов вокруг поперечных осей  $OX$  и  $OY$ .

При разарретировании на соленоид 9 подается напряжение питания, в результате чего создается электромагнитная сила, притягивающая якорь фиксатора 5 по направлению к соленоиду. Между фиксатором 5 и подшипником скольжения 4 появляется зазор, необходимый для нормальной работы магнитного подвеса. При снятии напряжения питания соленоида 9 под действием силы притяжения постоянного магнита 10 фиксаторы 5 автоматически возвращаются в арретированное положение. Если отключение напряжения питания и автоматическое арретирование происходят в процессе вращения ротора, то его выбег обеспечивается подшипниками скольжения 4, расположенными на валу 3. Сила трения, возникающая между посадочными поверхностями подшипников 4 и фиксаторов 5, вызывает вращение наружного кольца подшипника относительно внутреннего, что приводит к постепенному торможению ротора.

Предлагаемое устройство арретирования ротора обеспечивает:

- наличие двух фиксированных положений (арретированного и разарретированного), при этом само-

произвольный переход из одного положения в другое исключен;

- многократное арретирование ротора ЭДМ;
- его фиксацию и центрирование при отсутствии напряжения питания и при внешних механических воздействиях на этапах транспортировки, испытаний, вывода космического аппарата на орбиту;
- выбег вращающегося ротора в арретированном положении при отказе системы магнитного подвеса.

## References

1. Temporary locking device for inertia wheel : US 4345485, Int.Cl. G01C 19/24 / J.-L. Livet, M. Bretaudeau ; assignee Societe Nationale Industrielle et Aerospatiale. Appl. No. 133997; filed 26.03.1980.
2. Pneumatic device for locking-unlocking a rotor to a stator : US 6006871, Int.Cl. F16D 55/18 / S. Leconte, Ch. Bernus, E. Truchot ; assignee Aerospatiale Societe Nationale Industrielle of Paris, France. Appl. No. 08/609757; filed. 29.02.1996.
3. Touchdown and launch-lock apparatus for magnetically suspended control moment gyroscope : US 5419212 Int.Cl. G01C 19/26 / D. W. Smith ; assignee Honeywell Inc. Appl. No 87240; filed. 2.07.1993.
4. Device for temporarily locking a rotor, in particular a magnetically suspended rotor of an inertia wheel for space application : US 6923090, Int.Cl. F16H 27/00 / D. Blonski, R. Seiler ; assignee Organisation Intergouvernementale Dite Agence Spatiale Europeenne. Appl. No 10/400391; filed. 29.03.2003.

© Поляков М. В., Гладышев Г. Н.,  
Лянзбург В. П., 2014

УДК 520.6:629.78

## ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

М. Е. Прохоров, А. К. Абубекеров, А. И. Захаров

Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга  
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова  
Российская Федерация, 119991, г. Москва, Университетский проспект, 13. E-mail: mike@sai.msu.ru

*В МГУ (в ГАИШ МГУ) при поддержке Фонда «Сколково» разрабатывается малогабаритный звездный датчик ориентации, предназначенный для наноспутников, в первую очередь для семейства CubeSat. Параметры датчика следующие: габариты: 50×50×60 мм, масса 100 г, энергопотребление 0,25–0,5 Вт, погрешность определения координат центра поля зрения 10°–15°, частота обновления информации 10 Гц. Датчик полностью автономен, обрабатывает получаемую им информацию без использования бортовой системы спутника и выдает информацию об ориентации в виде кватернионов.*

*Ключевые слова: звездный датчик, ориентация, наноспутник, стандарт CubeSat.*

## STAR TRACKER FOR NANOSATELLITE

M. E. Prokhorov, M. K. Abubekеров, A. I. Zakhsrov

Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University  
13, Universitetskyy Av., Moscow, 119991, Russian Federation. E-mail: mike@sai.msu.ru

*MSU (SAI MSU) with the support of "Skolkovo" Foundation compact star tracker is developed, it is designed for nanosatellites, primarily for CubeSat family. Star tracker parameters are as follows: dimensions are 50x50x60 mm, weight is 100 g, 0.25-0.5 W power consumption is 0,25-0,5 W., attitude error is 10"-15", update rate is 10 Hz. The sensor is completely autonomous, it processes the received information without using on-board satellite systems and it provides information on orientation as quaternion.*

*Keywords: star tracker, attitude, nanosatellite, CubeSat.*

Прогнозы развития рынка космических аппаратов на ближайшее десятилетие утверждают, что число запусков больших и средних спутников будет меняться слабо и составит 100–120 запусков в год. Одновременно число запусков малых космических аппаратов (КА) будет быстро расти и превзойдет указанный уровень в 2016–2020 гг. Эти прогнозы не очень точны, помимо этого, число малых спутников может резко возрасти, если будет принята какая-либо из программ, рассчитанных на их массовое использование.

Типичным примером современных наноспутников является семейство CubeSat. Аппараты этого семейства строятся из кубических элементов размером 100×100×100 мм и весят несколько килограммов.

Очевидно, что практически вся аппаратура, предназначенная для больших КА, не может быть использована для микро- и наноспутников из-за больших размеров, веса и потребления энергии. Для микро- и наноспутников необходимо разрабатывать специальные малогабаритные устройства.

Эта проблема в полной мере относится и к звездным датчикам. Типичный звездный датчик для большого КА имеет габариты Ø200×300 мм и вес 2–4 кг. Сегодня в России в ИКИ РАН и в ЗАО «Лептон» разработаны малогабаритные звездные датчики с вдвое меньшими габаритами и весом 500–600 г. Они уже успешно используются на микроспутниках, но для нано-КА они все еще велики.

Разработка приборов звездной ориентации, которые могут быть установлены на наноспутниках, находится на начальном этапе. В мире такие разработки ведутся в Канаде, США и Германии. Звездные датчики наиболее продвинувшейся в разработках канадской фирмы Sinclair Interplanetary в конце 2013 – начале 2014 годов были запущены в космос. В России такие разработки не ведутся.

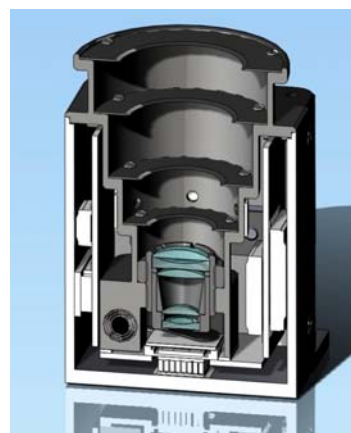
Мы в настоящее время разрабатываем звездный датчик со следующими характеристиками:

- размеры – 40×40×60 мм;
- масса – 100 г;
- энергопотребление – 0,25 Вт;
- погрешность определения ориентации – 10"–15";
- частота опроса – 10 Гц;
- поле зрения 13,7°×13,7°;
- датчик работает по звездам – до 5,2 звездной величины.

Прибор полностью автономен, самостоятельно обрабатывает получаемую им информацию и выдает данные об ориентации в виде кватерниона или в эквивалентной форме.

Рассматривается возможность изготовления датчика целиком на отечественной элементной базе.

Внешний вид и разрез звездного датчика показан ниже (см. рисунок).



Внешний вид малогабаритного звездного датчика (слева), справа – продольный разрез. Видны: матричный фотоприемник с Пельтье охладителем (снизу), объектив с блендой (в центре) и электрические платы с деталями, прижатыми в корпус для отвода тепла

© Прохоров М. Е., Абулбекеров А. К.,  
Захаров А. И., 2014