

◆ СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ ◆

УДК 531.383+629.782.05
DOI 10.17285/0869-7035.0087

А. В. СОРОКИН, В. В. ЯРЕМЕНКО

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ СИЛОВЫХ ГИРОСКОПОВ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Статья посвящена вопросам разработки и применения силовых гироскопов, используемых для активного трехосного управления ориентацией космических аппаратов. Эти приборы принадлежат к классу инерционных исполнительных органов, к которому относятся также управляющие двигатели-маховики, гиродемпферы, гиросtabilизаторы пассивного типа. Отличительной чертой силовых гироскопов является наличие специальных приводов, управляющих вращением гироскопа относительно осей его подвеса. За счет регулирования скорости этого вращения приводом обеспечивается создание требуемого управляющего момента. Перечислены основные этапы разработки отечественных силовых гироскопов и комплексов на их основе, описаны особенности их конструкции и схем построения, а также проблемы применения и тенденции развития.

Ключевые слова: силовые гироскопы, гиродины, система управления ориентацией, космический аппарат.

Введение

Силовые гироскопы, применяемые в составе исполнительных органов систем ориентации космических аппаратов, принадлежат к классу гироскопических устройств, непосредственно воздействующих на объект управления. Наиболее известными их историческими предшественниками в этом классе гироскопических устройств являются гироскопические успокоители качки морских судов – пассивный гироста-

Сорокин Анатолий Владимирович. Кандидат физико-математических наук. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Яременко Владимир Валентинович. Главный специалист, АО «НИИ командных приборов» (С.-Петербург).

билизатор О. Шлика и получивший более широкое распространение стабилизатор активного типа Э. Сперри. Эти устройства применялись на некоторых военных и пассажирских судах. Гироскопический успокоитель качки был установлен для повышения точности стрельбы на атомной подводной лодке «Джордж Вашингтон». Применение таких устройств в космической технике привело к появлению новых теорий и новых конструктивных решений. Это обусловлено тем, что по сравнению с морской практикой прежде всего изменилась сама решаемая задача: вместо одноосной стабилизации в большинстве случаев космического применения потребовалось активное трехосное управление ориентацией объекта. Жесткие требования к надежности повлекли за собой использование избыточных систем силовых гироскопов и необходимость резервирования их узлов и элементов, что существенно усложнило структуру и логику их работы.

Специфическими для космического применения являются чрезвычайно высокие требования к точности реализации управляющего момента, нехарактерные для морской практики. Технические решения, применяемые при создании силовых гироскопов для космической техники, также весьма специфичны. Они должны обеспечивать работоспособность в течение длительного времени при минимальных габаритно-массовых и энергетических характеристиках в условиях невесомости, отсутствия конвективного теплообмена, глубокого вакуума, ионизирующего излучения космического пространства, при значительных ударных и вибрационных воздействиях во время выведения на орбиту.

Эти обстоятельства заставляют отнести силовые гироскопы систем ориентации космических аппаратов к самостоятельному направлению гироскопической техники.

Силовые гироскопы в космической технике

Гироскопы впервые начали применяться в составе исполнительных органов систем ориентации искусственных спутников Земли (ИСЗ) в качестве гиродемпферов для демпфирования колебаний ИСЗ относительно заданного устойчивого состояния равновесия, создаваемого гравитационными или аэродинамическими силами. Гирогравитационные системы ориентации с гиродемпферами, представлявшими собой двухстепенные поплавковые гироскопы, движение которых относительно оси прецессии было стеснено пружиной, использовались в некоторых ИСЗ серии «Космос». Другим примером применения гиродемпферов аналогичной конструкции является гироаэродинамическая система ориентации запущенного в 1967 году советского спутника «Космическая стрела», предназначенного для исследования атмосферы Земли.

В 1961–1965 годах в КБ С.П. Королева был сконструирован спутник связи «Молния-1». Для его ориентации была разработана оригинальная система, основанная на использовании одного силового гиростабилизатора – трехстепенного гироскопа с внутренним кардановым подвесом, связанного с корпусом спутника упруго-вязкими демпферами. С его помощью относительно двух осей спутника создавались стабилизирующие и демпфирующие моменты, а относительно третьей оси управляющий момент создавался подобно двигателю-маховику за счет изменения кинетического момента гироскопа [1]. Этот гиростабилизатор был разработан и изготовлен ВНИИЭМ и успешно эксплуатировался в дальнейшем. Системы ориентации космических аппаратов (КА), в которых используются гиродемпферы и гиростабилизаторы пассивного типа, явля-

ются простыми, надежными и долговечными, однако применяются, если требуется в основном постоянная ориентация в той или иной системе координат с невысокой точностью.

Силовые гироскопы с активным управлением моментом получили распространение, когда начали разрабатываться высокоманевренные КА, способные совершать большое количество быстрых программных поворотов, высокоточные и длительно работающие на орбите, в частности спутники дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Силовые гироскопы оказались востребованными также для крупных орбитальных станций типа «Мир», «Skylab», «МКС».

Разработкой и изготовлением силовых гироскопов занимаются ведущие зарубежные фирмы, такие как Honeywell, Teldix, AIRBUS Defence & Space, и отечественные предприятия: АО «НИИ командных приборов» (г. Санкт-Петербург), АО «Корпорация «ВНИИЭМ» (Москва), АО «НПЦ «Полюс» (г. Томск) и др.

Первый силовой гироскопический комплекс у нас в стране был разработан НИИ командных приборов в 1970–1975 годах по ТЗ ЦСКБ (г. Куйбышев) для КА типа «Янтарь». Он содержал четыре силовых трехстепенных гироскопа, попарно объединенных в две спарки. Угловое движение гироскопов в каждой спарке синхронизировано с помощью ленточных спарников таким образом, чтобы кинетические моменты этих гироскопов, в начальном положении противоположно направленные, могли поворачиваться только на равные углы и в противоположные стороны.

Спарки трехстепенных гироскопов благодаря свойству усиливать управляющий момент позволили эффективно использовать их кинетические моменты, упростить законы управления ориентацией и дали возможность применить маломощные управляющие приводы. Собственно гироскоп имел асинхронный гиродвигатель с потребляемой мощностью порядка 8 Вт в стационарных режимах, а его ротор вращался в специально разработанных шарикоподшипниках со скоростью 9800 об./мин, что обеспечило кинетический момент $100 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$. С помощью двухконтурного управляющего привода силовых гироскопов осуществлялось тонкое линейное управление в прецизионных режимах ориентации и реализовывался фиксированный управляющий момент высокого уровня в режимах переориентации.

Комплекс изготавливался Бердским электромеханическим заводом. Его совместное применение с аэродинамической системой разгрузки позволило создать практически безрасходную высокоточную систему ориентации для высокодинамичных КА дистанционного зондирования Земли. Эти устройства впервые вышли на натурные испытания в 1975 году и эксплуатировались с 1978 по 2001 год, пройдя несколько этапов модернизации.

Вместе с тем силовые гироскопические комплексы, построенные на основе спарок трехстепенных гироскопов, имеют сложную конструкцию, большую массу и трудны в изготовлении.

Следующим важным этапом в развитии силовых гироскопов космического применения стал переход к использованию двухстепенных силовых гироскопов – гиродинов.

Гиродины имеют простую компактную конструкцию и обладают свойством усиливать управляющий момент. Комплексы, построенные на их основе, могут изменять в широком диапазоне реализуемые значения кинетического момента и обеспечивать заданный уровень надежности за счет выбора надлежащего количества гиродинов и их пространственной ориентации в КА. Применение этих комплексов повлекло за

собой развитие специальной теории и разработку сложных алгоритмов и программ управления работой системы гиродинов. Это связано с тем, что направление управляющего момента, создаваемого гиродином, непрерывно изменяется в связанной с КА системе координат в процессе управления. Более того, направления управляющих моментов всех гиродинов, входящих в систему, могут оказаться в одной плоскости, в этом состоянии система не обеспечивает трехосное управление КА. Этот факт необходимо учитывать при разработке алгоритмов управления ориентацией. Основы соответствующей теории были заложены в работах ряда отечественных ученых и инженеров: Е.Н. Токаря, В.Н. Платонова, В.Н. Васильева, Е.И. Сомова и других [2–8]. Разработка теории управления гиродинами, прогресс в создании бортовых вычислительных машин позволили перейти к практической реализации их использования.

Впервые в нашей стране гиродины, разработанные ВНИИЭМ, были применены для ориентации орбитальной станции «Мир». Они работали на орбите с 1987 по 2001 год. Количество гиродинов в системе составляло 6 штук на первом этапе эксплуатации и 12 – на втором. Кинетический момент гироскопов составлял 1000 Н·м·с, скорость вращения ротора – 10000 об./мин. Отличительной особенностью данных гиродинов являлось использование электромагнитных опор ротора гироскопа, которые позволяют эффективно решить проблему ресурса гироскопов, имеют малый момент сопротивления, слабо зависящий от внешних условий эксплуатации, малый уровень вибрации и шума. При этом по сравнению с шарикоподшипниковыми опорами ротора они значительно усложняют конструкцию гиродин, увеличивают его массу и энергопотребление. Слабым местом такого гироскопа являются аварийные подшипники, которые, как правило, должны предусматриваться в конструкции на случай различного рода неисправностей, например отключения электропитания. Аварийные подшипники работают в тяжелых условиях, вызванных посадкой на неподвижное основание массивного ротора, вращающегося с большой скоростью. Ресурс их работы в значительной части ограничивает ресурс работы гиродин.

В то же время, как показывают экспериментальные работы и натурные испытания силовых гироскопов, современные шарикоподшипниковые опоры для роторов гиромоторов при правильно выбранных параметрах способны обеспечить ресурс работы силового гироскопа до 20 лет при скоростях вращения ротора до 10000 об./мин.

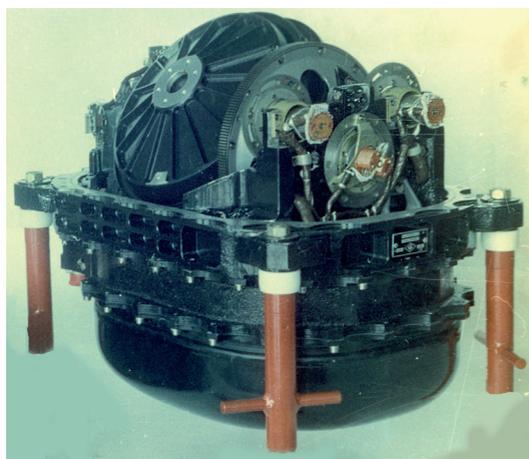


Рис.1. Гиродин для КА «Гамма»

С учетом этих обстоятельств шарикоподшипниковые опоры ротора в настоящее время являются основным типом опор, применяемых как в отечественных силовых гироскопах, так и в зарубежных.

Первый гиродин такой конструкции был разработан НИИ командных приборов в 1978–1982 годах для астрофизического модуля «Гамма» по техническому заданию РКК «Энергия».

Гиродин для КА «Гамма» был выполнен в виде моноблока с электроникой, размещенной в одном корпусе с механикой, его гироскоп имел кинетический момент

100 Н·м·с, управляющий привод был построен на базе двух шаговых двигателей. На Бердском электромеханическом заводе было изготовлено около 80 таких приборов. Технические характеристики и надежность работы гироскопов подтверждены суммарной наработкой более 100000 часов в наземных условиях и безотказной работой в полете с июля 1990 года по февраль 1992 года. В КА «Гамма» из соображений надежности использовались 6 гироскопов.

Выбор количества и схемы расположения гироскопов в КА – всегда предмет специальной задачи. Ее решение, как правило, является компромиссом, поскольку с увеличением числа гироскопов возрастает надежность и эффективнее используется область вариации кинетического момента, но вследствие дробления суммарного кинетического момента системы между отдельными гироскопами ухудшаются массоэнергетические характеристики всего комплекса. В связи с этим наибольший практический интерес вызывают системы, содержащие от 4 до 6 гироскопов.

Учитывая потребности головных разработчиков КА в создании приборов, обеспечивающих управление ориентацией КА различной массы, с разной динамикой и требующих, соответственно, гироскопов с различной величиной кинетического момента гироскопов, 22.12.1981 на секции № 4 НТС Министерства общего машиностроения была поставлена задача создать их унифицированный ряд. На основании анализа требований головных предприятий были определены следующие величины кинетических моментов унифицированного ряда: 100, 250, 500, 1000, 2500 Н·м·с. Задача создания этих гироскопов поэтапно решалась в ходе реализации разработок для конкретных КА. С целью сокращения сроков создания и снижения стоимости они базировались на ряде общих инженерных решений. Гироскоп всех гироскопов унифицированного ряда имеет неограниченный угол прокачки относительно оси подвеса, вакуумированный корпус из алюминиевого сплава, шарикоподшипниковые опоры ротора и гиродвигатель асинхронный или постоянного тока. Управляющий привод построен на базе бесконтактного электродвигателя постоянного тока с высокоэффективными постоянными магнитами и широкодиапазонной системой управления скоростью вращения. Информация об угле поворота гироскопа относительно оси подвеса измеряется дискретным датчиком угла, который выдает эту информацию в систему ориентации КА, а также используется в последних разработках в цепи обратной связи управляющего привода. Информационный обмен гироскопа с системой управления КА осуществляется в цифровом виде. Все электромеханические узлы прибора дублированы, а электронные устройства дублированы или троированы.

В процессе работ АО «НИИ командных приборов» по созданию унифицированного ряда гироскопов с кинетическим моментом гироскопа 100 Н·м·с прошли несколько модернизаций и нашли применение по техническим заданиям АО «РКЦ «Прогресс» в ряде КА. В составе КА «Ресурс-ДК» модернизированная версия эксплуатировалась с 2006 года в течение 9 лет [9]. В дальнейшем гироскопы этого класса в ходе работ, проводимых применительно к КА «Обзор-Р» и др., были усовершенствованы по надежности, массогабаритным и точностным характеристикам.

Помимо гироскопа с кинетическим моментом гироскопа 100 Н·м·с, наиболее востребованным оказался гироскоп с кинетическим моментом 250 Н·м·с. Конструкторская документация первого изделия этого номинала кинетического момента была разработана в 1983 году АО «НИИ командных приборов» по техническому заданию АО «НПО Лавочкина» для КА ДЗЗ. Его эксплуатация на орбите началась в 1997 году. В дальнейшем

улучшенные гиродины с такой величиной кинетического момента были разработаны по техническому заданию АО «РКЦ «Прогресс» в 2009 году для КА «Ресурс-П» и др.

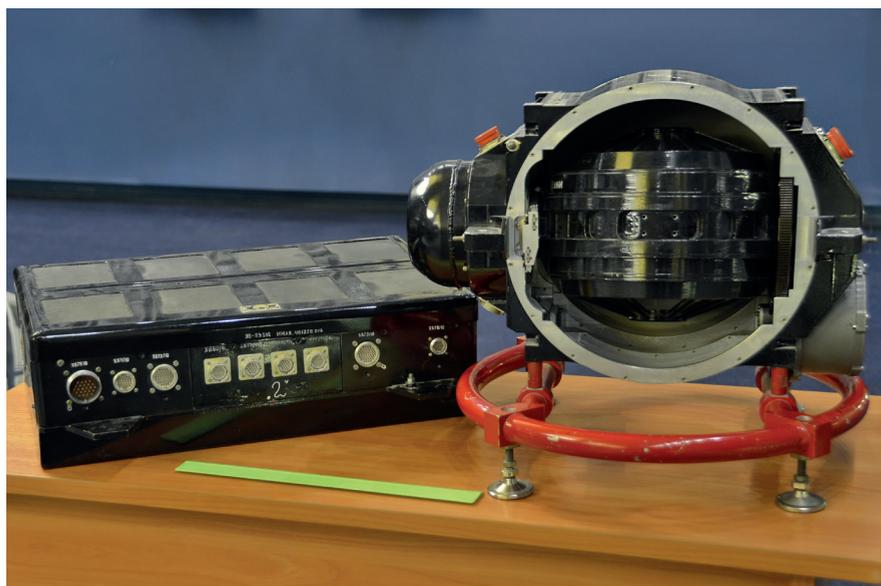


Рис. 2. Гиродин для КА «Ресурс-ДК»

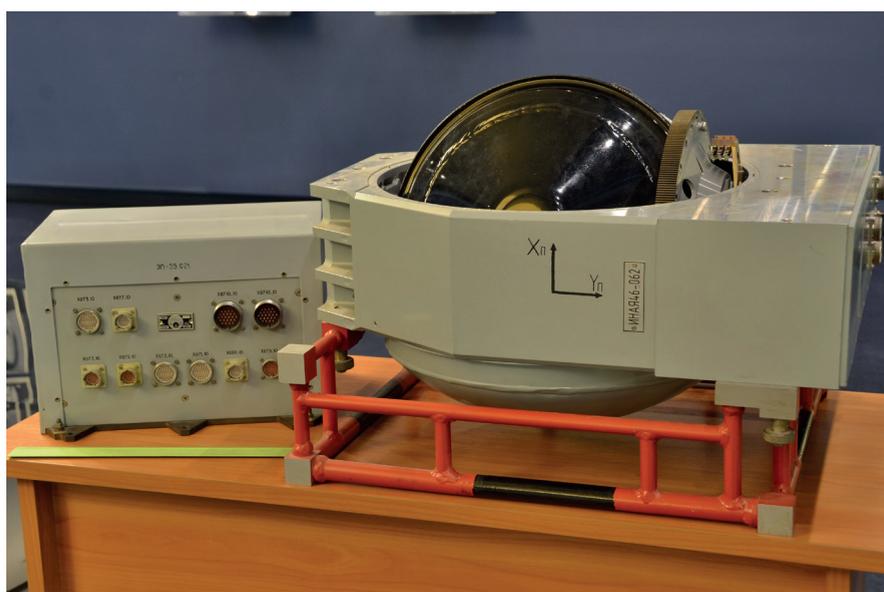


Рис. 3. Гиродин для КА «Ресурс-П»

Конструкторская документация самого большого отечественного гиродина с кинетическим моментом 2500 Н·м·с была разработана в 1985 году в АО «НИИ командных приборов» по техническому заданию АО «РКЦ «Прогресс». На Бердском электромеханическом заводе было изготовлено 37 таких изделий. Они прошли этап автономной наземной отработки и послужили заделом для последующих работ подобного назначения.

В связи с возросшим в 2000-е годы интересом к малым КА дистанционного зондирования Земли ряд гиродинов был дополнен. В АО «НИИ командных приборов» сконстру-

ированы приборы с кинетическими моментами гироскопов 3, 5, 30 Н·м·с. Гиродины с кинетическим моментом 5 Н·м·с находятся на этапе натурных испытаний, а с кинетическим моментом 3 и 30 Н·м·с – на этапе изготовления экспериментальных образцов.

Сравнение отечественных силовых гироскопов систем ориентации КА с зарубежными не является тривиальной задачей вследствие ограниченности имеющейся информации о зарубежных образцах, неполного совпадения исходных характеристик, таких как кинетический момент гироскопов, ресурс и надежность, и условий работы. В США ведущим предприятием, разрабатывающим гиродины, является космическое отделение фирмы Honeywell. Одной из известных разработок этой фирмы, информация о которой относится к 2006 году, является гиродин M50 CMG с кинетическим моментом гироскопа 25–75 Н·м·с. Наиболее близкий к нему аналог, разработанный АО «НИИ Командных приборов» в 2009 году, – гиродин для КА «Обзор-Р» [10] с кинетическим моментом 60; 100 Н·м·с. По величине управляющего момента, массе и потребляемой мощности он не уступает американскому образцу. Наиболее известный европейский гиродин – CMG15-45S с кинетическим моментом гироскопа 15 Н·м·с, созданный компанией Astrium при участии Teldix для спутников наблюдения типа Pleiades HR и SPOT. Гиродин СГК-30 с кинетическим моментом 30 Н·м·с [10], разрабатываемый АО «НИИ Командных приборов» для малых КА, имеет вдвое больший кинетический момент, аналогичную массу, но в полтора раза меньший управляющий момент и большее энергопотребление.

Кинематические схемы силовых гироскопов

На первой ступени развития этого гироскопического направления предлагалось большое количество различных, часто весьма экзотических, конструктивных схем построения гиродинов.

В современных КА остались в основном две схемы – двухступенные силовые гироскопы, называемые гиродинами, и трехступенные силовые гироскопы. Их кинематические схемы приведены на рис. 4 и 5.

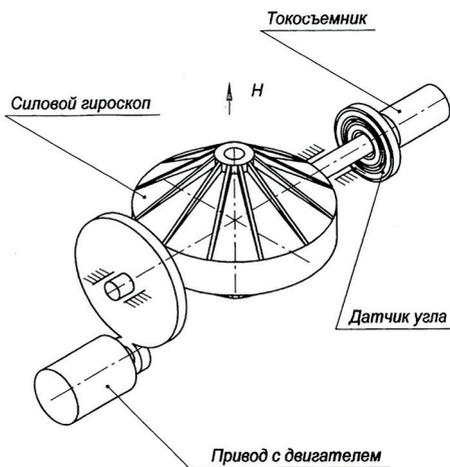


Рис. 4. Кинематическая схема двухступенного силового гироскопа

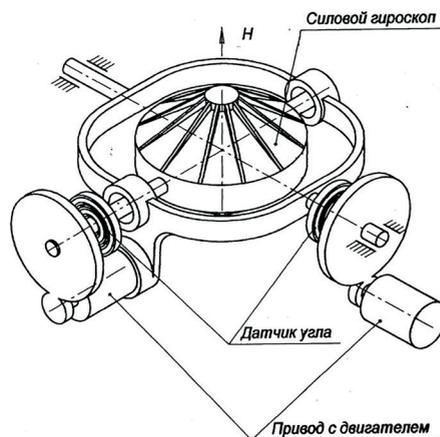


Рис. 5. Кинематическая схема трехступенного силового гироскопа

Гиродинны широко используются при создании современных высокодинамичных и высокоточных КА, рассчитанных на длительный период существования, например КА дистанционного зондирования Земли, астрофизических и др.

Трехстепенные силовые гироскопы используются для маломаневренных КА, в основном находящихся в режимах стабилизации относительно некоторой базовой системы координат: например, эти силовые гироскопы применялись для ориентации американской орбитальной станции Skylab, выведенной на орбиту в 1973 году, и в составе международной космической станции МКС, начавшей работать на орбите в 1998 году.

Выбор типа инерционных исполнительных органов системы управления ориентацией КА (маховиков, гиродиннов или трехстепенных силовых гироскопов), их количества, схемы компоновки, величины кинетического момента гироскопов является сложной задачей, которая решается индивидуально для каждого КА в зависимости от его назначения [11].

Заключение

В результате многолетних работ создан новый класс гироскопических устройств для систем ориентации космических аппаратов – силовых гироскопов, служащих для активного трехосного управления ориентацией КА. Применение этих приборов позволило существенно улучшить эксплуатационные характеристики КА: повысить их динамичность, точность ориентации, срок активного существования на орбите.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.** Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.
2. **Токарь Е.Н., Платонов В.Н.** Исследование особых поверхностей систем безупорных гиродиннов // Космические исследования. 1978. Т.16. Вып. 5. С. 97–102.
3. **Васильев В.Н., Вейнберг Д.М., Шереметьевский Н.Н.** Управление угловым положением долговременной орбитальной станции при помощи двухстепенных силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1978. №5. С. 3–9.
4. **Токарь Е.Н., Легостаев В.П., Михайлов М.В., Платонов В.Н.** Управление избыточными гиросиловыми системами // Космические исследования. 1980. Т. 18. Вып. 2. С. 152–157.
5. **Сорокин А.В.** Управление избыточным числом силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1979. №3. С. 3–6.
6. **Васильев В.Н.** Исследование свойств системы двухстепенных силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1982. №5. С. 3–9.
7. **Сомов Е.И., Бутырин С.А., Платонов В.Н., Сорокин А.В.** Управление силовыми гироскопическими комплексами космических аппаратов // Сборник трудов 10 Международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 2003. С. 148–153.
8. **Аншаков Г.П., Сомов Е.И., Бутырин С.А.** Динамика прецизионных гиросиловых систем управления космическими аппаратами землеобзора // Сборник трудов 11 Международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 2004. С. 169–170.
9. **Сорокин А.В., Башкеев Н.И., Яременко В.В., Антонов Ю.Г., Куроедов Н.А., Сучков Б.Е., Сомов Е.И.** Гиросиловая система ориентации космического аппарата «Ресурс-ДК» // Сборник трудов 9 Международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 2002. С. 268–274.
10. **Мкртычян А.Р., Башкеев Н.И., Якимовский Д.О., Акашев Д.И., Яковец О.Б.** Современное состояние и перспективы развития силовых гироскопических комплексов // Гироскопия и навигация 2015. № 1. С. 93–99.
11. **Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н.** Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. М.: Наука, 2006.

Sorokin, A.V., Yaremenko, V.V. (Research Institute of Command Devices, JSC, St. Petersburg, Russia)
Control Moment Gyroscopes for Spacecraft Attitude Control Systems: History of Development, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2022, vol. 30, no. 1 (116), pp. 84–92.

Abstract. The article is devoted to the development and application of power gyroscopes used for active triaxial attitude control of spacecraft. These gyroscopes belong to the class of inertial actuators of spacecraft attitude control systems, which also include flywheel control motors, gyro dampers, and passive gyrostabilizers. A distinctive feature of power gyroscopes is the presence of special drives that control the rotation of the gyroscope relative to its suspension axes. By regulating the speed of this rotation, the drive creates the required control torque. The paper describes the main milestones in developing the domestic power gyroscopes and systems based on them, the features of their design and architecture, application issues and development trends.

Key words: control moment gyroscopes, gyroscopes, attitude control system, spacecraft.

Материал поступил 21.01.2022