1559898

На правах рукописи

Поздняков Владимир Алексеевич

ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ САМОРАЗГРУЖАЮЩЕГОСЯ В ГЕОМАГНИТНОМ ПОЛЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО МОМЕНТНОГО ПРИВОДА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ИСЗ

05.13.05 - Элементы и устройства вычислительной техники и систем управления

Научн. рук.: д.ф.-м.н., проф. Киселев М.И.

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 1998

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана.

Научные руководители: - доктор физико-математических наук, профессор М.И. Киселев,

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук, профессор Агафонов С.А., МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук, Креопалов Ю.И., ЦКБ «Алмаз»

Ведущая организация - НПО ''Машиностроение''

Защита состоится «12» октября 1998 г. в 14 00 на заседании диссертационно.. Совета К053.15.06 в Московском техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 107005, режная д.1, корпус факультета .

лярах, заверенные печатью, 7005, Москва, 2-ая Бауманская

_____ 1998 г.

комится в библиотеке МГТУ им.

1559898

Максимов А.И.

гр. 100.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Продление срока активного существования искусственных спутников Земли (ИСЗ), образующих систему космического мониторинга - актуальная проблема современной отечественной космонавтики Такие спутники должны сочетать способность к маневрированию относительно центра масс с возможностью долговременной стабилизации в орбитальной системе отсчета Первые варианты построения систем управления угловым положением ИСЗ основывались на использовании газо-реактивных двигателей, малой тяги, осложняющих эксплуатацию ИСЗ по следующим причинам:

- жесткое ограничение срока активного существования ИСЗ расходуемым бортовым запасом рабочего тела – газа;
- недостаточная надежность и герметичность газовых баллонов, магистралей и клапанов при многократных включениях;
- формирование фоновых оптических помех бортовым системам астроориентации за счет свечения газовых струй в около спутниковом пространстве.

1559898

Поэтому разработчиков всегда привлекала цель создания системы управления с такими исполнительными органами, которые для формирования управляющих воздействий использовали бы естественные ресурсы космического пространства. Это, так называемые, «безрасходные» системы управления. Реально нашли применение системы управления,- использующие следующие внешние факторы:

- градиент гравитационного поля Земли (на этой основе построены системы с гравитационной стабилизацией),
- давление остаточного газа, аэродинамический эффект ("космическая стрела"),
- солнечное световое давление,
- магнитное поле Земли.

Наибольшие возможности для создания управляющих моментов в околоземном космическом пространстве открылись при использовании магнитного поля Земли. В магнитных системах управления, в отличие от других пассивных систем, легко изменять управляющие моменты и, следовательно, реализовывать самые разнообразные законы управления, что позволяет обеспечивать точную ориентацию. Масса и энергопотребление магнитных систем незначительно. Кроме того, в магнитных

НТБ МГТУ им.Н.Э.Баумана
1559898
Поздняков В.А. Исследовани

МГТУ
им.Н.Э.Баумана

системах в большинстве случаев нет подвижных элементов, в конструктивном отношении они очень просты и надежны.

Первые варианты магнитных систем, основанные на пассивных элементах (постоянные магниты, гистерезисные стержни) не создавали требуемых по величине моментов и не обеспечивали необходимой точности стабилизации.

Принципиально новые возможности в создании магнитного моментного привода открылись в классе полуактивных систем, где в качестве исполнительных органов используются соленоиды, установленные по трем осям аппарата. Регулирование токов в соленоидах осуществляется с учетом информации о компонентах изменяющегося на орбите магнитного поля Земли, измеряемых с помощью трех бортовых магнетометров. Такие системы характеризовались высоким энергопотреблением, из-за джоулева нагрева. К тому же обнаружилась электромагнитная несовместимость магнитометров и соленоидов. Возникла потребность в исключении магнитометра и создании исполнительного органа, "саморазгружающегося" в геомагнитном поле.

Появившиеся к этому моменту маховичные системы, позволяли реализовывать самые разнообразные законы управления, но обладали одним существенным недостатком - рано или поздно они достигали критической скорости своего вращения, т.е. «насыщения». Первоначально разгрузка насыщенного маховика осуществлялась с помощью газо-реактивных исполнительных органов, особенности и недостатки которых уже отмечены выше. Поэтому возникла необходимость совместить достоинства магнитной и маховичной систем. Примером реализации такого гибридного варианта явилась система управления ИСЗ "Метеор", обеспечившая долговременное поддержание ориентации на Землю с помощью соленоидов с магнитомягкими сердечниками - "магнитодвижителей", которые и осуществляли разгрузку маховиков системы управления в дискретных, как правило, околополярных участках орбиты. Такая система управления также предусматривала наличие на борту магнитометров, что усложняло систему управления, а также возникали проблемы с магнитной совместимостью магнитометров и соленоидов.

Целью диссертации является обоснование, разработка и оптимизация безрасходных исполнительных органов системы стабилизации и ориентации ИСЗ, не требующих расхода бортовых запасов рабочего тела для формирования управляющих воздействий.

Научная новизна диссертации заключается в том, что

- математическим моделированием обоснован принцип построения и облик специфической бортовой электрической машины с разомкнутым магнитопроводом, позволяющей продлить срок службы аппаратов и обеспечить безрасходное управление ИСЗ вокруг центра масс;
- предложена и обоснована схема подавления резонансной неустойчивости ИСЗ;
- обоснована возможность реализации маховично-гиродинной системы управления угловым положением ИСЗ.

Практическая значимость и реализация результатов работ заключаются в том, что:

- проведена оптимизация конструктивных и электрических параметров привода с целью уменьшения потребляемой мощности и габаритов. При этом удалось добиться значительного разгружающего момента и вписаться в габариты применяемых в настоящее время маховиков;
- предложена и обоснована схема автоматической компенсации побочного возмущающего вращательного момента, способного вызвать резонансную раскачку аппарата;
- проведена оценка уровня электромагнитных полей, создаваемых на борту искусственных спутников Земли исполнительными органами, саморазгружающимися в геомагнитном поле
- разработан пакет прикладных программ для ЭВМ, позволяющий моделировать динамику ИСЗ с маховиками и гиродинами в режиме стабилизации и переориентации с магнитным моментным приводом.

Результаты диссертации использовались в госбюджетных работах по теме №2129 и №2146 «Безрасходное управление в космическом пространстве с помощью его естественных ресурсов» (1995,1996 г.г.)

На защиту выносятся следующие положения:

1. Математические модели саморазгружающегося моментного привода и динамики ИСЗ с магнитным моментным приводом;
2. Результаты теоретического исследования функционирования саморазгружающегося в геомагнитном поле моментного привода в режиме стабилизации углового положения ИСЗ;
3. Теоретическое исследование динамической совместимости саморазгружающихся в геомагнитном поле маховиков с гиродинами системы ориентации ИСЗ и электромагнитной совместимости саморазгружающихся маховиков друг с другом и

с бортовой электронной аппаратурой;

Апробация результатов работы.

Основные положения диссертационной работы докладывались на Международной научно-технической конференции "Актуальные проблемы фундаментальных наук" (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1991 г.), на Втором, Третьем и Четвертом Всесоюзных совещаниях-семинарах "Инженерно-физические проблемы новой техники" (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1992,1994,1996 г.г.), Международных научно-технических конференциях "Инженерно-физические проблемы авиационной и космической техники" (г. Егорьевск, 1995, 1997 г.г.), Научно-технической конф., посвященной 10-летию НФ ИМАШ РАН, (г. Нижний Новгород 1997 г.), XXII научных чтениях по космонавтике (Москва, 1998 г.), а также на постоянно действующих научных семинарах ряда кафедр МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации.

По теме диссертации опубликовано 13 печатных работ.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Текст изложен на 152 машинописных страницах, включая 67 рисунка и список литературы из 73 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность выбранной темы, сформулирована цель диссертации. Дана характеристика работы по главам.

В первой главе дается описание принципа построения саморазгружающегося моментного привода, его физической и математической моделей, проведено математическое моделирование работы электронной схемы, обеспечивающей интенсификацию магнитной разгрузки постоянной составляющей кинетического момента маховика, а также рассчитаны моментные характеристики привода.

Формирование эффективного тормозящего момента разгрузки маховиков в магнитном поле Земли обеспечивается применением принципа индукционно-гистерезисного тормоза. Этот тормоз состоит из двух установленных на маховике взаимно ортогональных соленоидов с сердечниками из магнитомягкого материала. При вращении маховика во внешнем магнитном поле в соленоидах индуцируются токи, подмагничивающие сердечники

так, что на них, в соответствии с правилом Ленца, начинает воздействовать механический момент, тормозящий вращение маховика.

Тормозящий механический момент тем больше, чем выше намагниченность магнитомягких сердечников, которая зависит от силы тока протекающего в обмотках соленоидов. Для интенсификации работы привода используется резонансный режим возбуждения токов в обмотках соленоидов с применением электронной схемы, которая обеспечивает коррекцию полного импеданса соленоидов - реактивную и активную составляющие. В результате возрастает эффективная добротность образующихся колебательных контуров и значительно увеличивается амплитуда силы тока в обмотках.

Рассматриваемый моментный привод включается в работу только при достижении маховиком определенной, критической скорости вращения, близкой к резонансной частоте колебательного контура. При скоростях вращения меньше указанной, компенсация внешних моментов осуществляется за счет инерционных свойств маховиков.

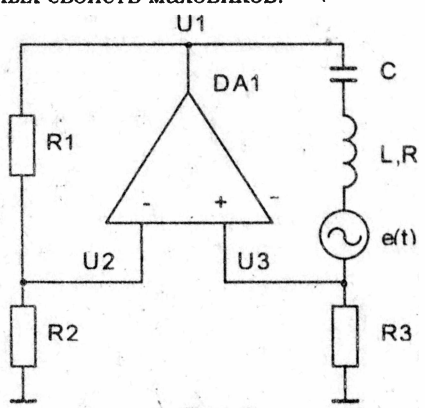


Рис. 1.

На рис. 1 дана упрощенная схема электронного блока. Каждая электронная схема представляет собой умножитель добротности, схема выполнена на операционном усилителе. Резистивный делитель R_1, R_2 в отрицательной обратной связи позволяет скомпенсировать активную составляющую импеданса обмотки контура (L,R). Конденсатор C компенсирует индуктивную составляющую контура и задает резонансную частоту.

Подстраивая резистор R_2, можно изменять эквивалентную добротность LC-контура, добиваясь тем самым максимального момента разгрузки. Максимальный ток в сердечнике ограничен индукцией насыщения магнитного материала.

Основное уравнение, описывающее процессы перемагничивания в сердечнике имеет вид:

$$\ddot{y} + 2\beta\dot{y} + \omega_0^2 y - 3\gamma\dot{y}^2\ddot{y} - 9\gamma\kappa\hat{\dot{y}}^2\hat{\ddot{y}} = H_{00}(t)\sqrt{\omega_0^2 + 4\beta^2}\,\sin\left(\omega_0 t + \varphi(t) + \varphi_0\right), \qquad (1)$$

где: $\dot{y} = H$, H - напряженность магнитного поля в сердечнике, $\beta = \frac{1}{2L}\left(R - \frac{R_1}{R_2}R_3\right)$ - коэффициент затухания, $\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{CL}}$ - собственная частота контура, примерно равная максимальной частоте вращения маховиков, L - индуктивность обмотки, $\varphi_0 = -arctg\frac{\omega_0}{2\beta}$, H_{00} - медленно меняющаяся постоянная составляющая магнитного поля Земли на орбите.

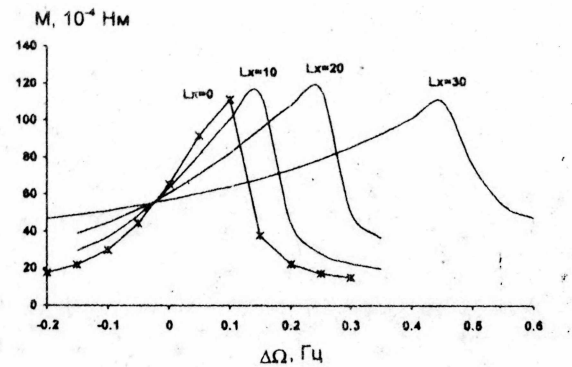


Рис. 2.

Моментная характеристика магнитного привода представлена на рис. 2, а момент разгрузки определяется по формуле:

$$M = \frac{1}{2}\mu_0\mu_{эф}VH_{00}\omega_0 A\left[\left(1 - \frac{3}{4}\gamma\omega_0^2 A^2\right)\cos(\varphi - \psi) + \frac{9}{4}\gamma\kappa\omega_0^2 A^2\sin(\varphi - \psi)\right], \qquad (2)$$

где: μ_0 - магнитная постоянная, $\mu_{эф}$ - эффективная магнитная проницаемость сердечника, V - объем сердечника катушки

индуктивности, φ - фаза напряженности магнитного поля Земли в сердечнике, ψ - фаза силы тока в обмотке.

Получены зависимости, характеризующие устойчивую работу привода для трех различных схем включения: когда в цепи резистора R_3 находится дополнительная индуктивность Lx, конденсатор Cx или одновременно Lx и Cx. Проведена оптимизация магнитного привода по параметрам электронной схемы, которая показала, что применение индуктивности Lx позволяет расширить резонансную полосу до величины $\Delta\Omega\approx(0,25+0,5)$ Гц, а применение конденсатора Cx повысить амплитуду момента при неизменной ширине резонансной полосы. Приведены моментные характеристики и переходные процессы в электрических цепях для различных значений Lx и Cx.

Определены выражения для механических побочных моментов $M_{мп}$, образующихся при работе моментного привода и возбуждающих нежелательную резонансную раскачку спутника.

Проведенные на специализированном стенде экспериментальные работы показали возможность компенсации постоянных составляющих внешнего аэродинамического момента, действующего на аппарат, на уровне $(10...12)\cdot10^{-4}$ Нм с одного килограмма конструкции привода во внешних магнитных полях величиной 30 А/м.

Во второй главе представлена математическая модель динамики ИСЗ в режиме стабилизации. Приведены выражения для внешних моментов, действующих на аппарат. Рассмотрен пример динамики ИСЗ на круговой орбите высотой 500 км и наклонением 65^0. в результате моделирования получены графики расхода рабочего тела в зависимости от внешних возмущающих воздействий (рис 3) и от конструктивных параметров магнитного привода (рис. 4).

Представлены фазовые характеристики в режиме стабилизации ИСЗ для релейного закона управления угловым положением.

Показана возможность реализации безрасходного управления угловым положением ИСЗ вокруг центра масс при определенной конфигурации формы спутника и ограниченном диапазоне внешних воздействий.

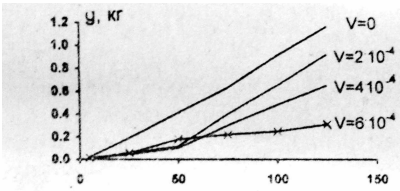


Рис. 3

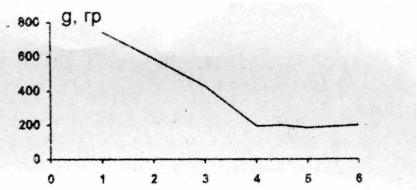


Рис. 4

В третьей главе представлена математическая модель динамики ИСЗ с саморазгружающейся в геомагнитном поле маховично-гиродинной системой ориентации и стабилизации, получены выражения для суммарного кинетического момента системы ИСЗ-гиродины-маховики, которые имеют вид:

$$K_x = [I^*_{xx} + (J_o - J_э)(\cos 2\beta_1 - \cos 2\beta_3)]p + J_M \Omega_x + 2H_0 \sin\beta_3,$$

$$K_y = [I^*_{yy} + (J_o - J_э)(\cos 2\beta_2 - \cos 2\beta_1)]q + J_M \Omega_y + 2H_0 \sin\beta_1,$$

$$K_z = [I^*_{zz} + (J_o - J_э)(\cos 2\beta_3 - \cos 2\beta_2)]r + J_M \Omega_z) + 2H_0 \sin\beta_2.$$

где $H_0 = J_0\dot{\varphi}_0$ - кинетический момент ротора гиродина, $\dot{\varphi}_0$ - угловая скорость ротора гиродина, p,q,n - угловые скорости вращения аппарата вокруг осей связанной с ним системы координат, $I^*_{xx} = I_{xx} + 4J_э + 2J_o + I_M$, $I^*_{yy} = I_{yy} + 4J_э + 2J_o + I_M$, $I^*_{zz} = I_{zz} + 4J_э + 2J_o + I_M$, I_M - момент инерции маховика с установленными на нем магнитными катушками, J_o, $J_э$ – осевые и экваториальные моменты инерции гиродинов, - их моменты, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} - моменты инерции космического аппарата

Проведено математическое моделирование разворотов ИСЗ на конечный угол относительно заданной оси. Доказана принципиальная возможность осуществления разворота ИСЗ на заданный угол вокруг неподвижной, заранее определенной оси, с помощью маховично-гиродинной системы. После совершения разворота ИСЗ входит в режим стабилизации с помощью установленных на нем саморазгружающихся маховиков. Расчеты показали, что компенсирующие в режиме стабилизации ИСЗ постоянную составляющую внешних возмущающих моментов саморазгружающиеся маховики не обладают вместе с тем существенным кинетическим моментом и не осложняют работу гиродинов при разворотах спутника на конечные углы.

Дан анализ условий динамической совместимости саморазгружающихся в геомагнитном поле маховиков и

гиродинов, и определена зона безрасходной работы системы стабилизации ИСЗ, которая представлена на рисунке 5. По оси ординат отложены значения отношений моментов инерции маховиков I_M к I_{M0}=0.1 кг·м², по оси абсцисс - отношения моментов инерции ИСЗ J_i к фиксированному значения тензора моментов инерции ИСЗ J_{i0}.

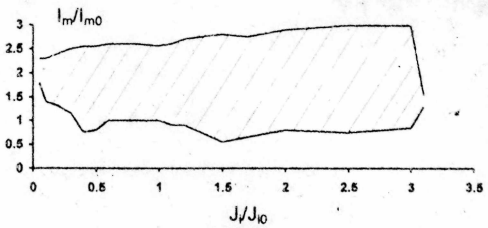


Рис. 5.

Выявлена возможность появления специфической неустойчивости ИСЗ с саморазгружающимися маховиками, возникающей за счет резонансного накопления возмущений, создаваемых побочными вращательными моментами $M_{мп}$, и предложена компактная магнитная система компенсации побочных возмущающих моментов, состоящая из трех пар постоянных шаровых магнитов, которая устраняет резонансную раскачку ИСЗ. Получены выражения для магнитных моментов $\vec{P}$, создаваемых шаровыми магнитами:

$$\vec{P} = \begin{bmatrix} P_0^{(z)} \sin\alpha \cdot \cos^2\beta \dfrac{1-\cos^2\gamma\cos^2\alpha}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} + P_0^{(y)} \cos\beta \cdot \cos^2\gamma \dfrac{1-\cos^2\alpha\cos^2\beta}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} \\ P_0^{(x)} \sin\gamma \cdot \cos^2\alpha \dfrac{1-\cos^2\beta\cos^2\gamma}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} + P_0^{(z)} \cos\alpha \cdot \cos^2\beta \dfrac{1-\cos^2\gamma\cos^2\alpha}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} \\ P_0^{(y)} \sin\beta \cdot \cos^2\gamma \dfrac{1-\cos^2\alpha\cos^2\beta}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} + P_0^{(x)} \cos\gamma \cdot \cos^2\alpha \dfrac{1-\cos^2\beta\cos^2\gamma}{1+\cos^2\alpha\cos^2\beta\cos^2\gamma} \end{bmatrix}$$

Здесь: $\vec{P}_0$ - магнитный момент, создаваемый саморазгружающимся магнитным приводом, α, β, γ - углы, характеризующие проекции вектора магнитного момента на оси связанной системы координат, которые определяются с помощью системы датчиков Холла, установленных на лимбе корпуса маховиков. Таким образом, измеряя с помощью датчиков Холла величины векторов

$P_0^{(x)}, P_0^{(y)}, P_0^{(z)}$, а также углы α, β, γ, получаем зависимость, по которой необходимо формировать дополнительный момент от шаровых магнитов. Эффективность работы магнитной системы компенсации иллюстрируется графиками, из которых видно, что расход рабочего тела с включенной системой компенсации уменьшается примерно в 1.5-2 раза.

В четвертой главе представлена математическая модель бортовых электромагнитных полей, создаваемых саморазгружающимися в геомагнитном поле маховиками, определены требования к размещению и компоновке бортового оборудования с точки зрения его электромагнитной совместимости с магнитным моментным приводом и с бортовой радиоаппаратурой.

Для вычисления составляющих напряженности внешнего магнитного поля сердечника, форму магнитного сердечника лучше всего аппроксимировать сплюснутым трехосным эллипсоидом. Получена зависимость напряженности магнитного поля сердечника на расстоянии x от его торца, из которой следует, что индукция магнитного поля убывает от значения порядка 1 Тл у поверхности конца сердечника до уровня геомагнитного поля на орбите при удалении от него на 4-5 радиусов маховика. Из расчетов следует, что пространственное разнесение маховиков на расстояние, составляющее их 4-5 радиусов, гарантирует устранение их взаимного влияния. При этом одновременно будет достигнута и электромагнитная совместимость маховиков с электронными блоками.

Проведенный массовый анализ показал, что для ИСЗ, летящего на высоте 500 км уже на шестые сутки масса рабочего тела, израсходованного на стабилизацию аппарата равна массе магнитного привода. Для спутника, летящего на высоте 1000 км это время равно 125 суткам.

Описан пакет прикладных программ, позволяющий моделировать динамику ИСЗ в режиме стабилизации и разворотов с использованием саморазгружающегося моментного привода, а также оптимизировать конструктивные и электрические параметры электронной схемы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ РАБОТЫ

1. Разработана математическая модель резонансного моментного привода системы стабилизации и управления ИСЗ, позволяющая формировать управляющий момент с помощью

магнитного поля Земли без использования бортовых запасов рабочего тела.

2. Выполнено математическое моделирование динамики ИСЗ в режиме стабилизации и разворотов вокруг центра масс с использованием «саморазгружающегося» моментного привода которая показала, что срок службы ИСЗ на орбите возможно продлить в несколько раз.
3. Выявлена резонансная неустойчивость аппарата, возникающая вследствие образования механических побочных моментов, и предложена компактная схема компенсации.
4. Проведен анализ на электромагнитную и динамическую совместимость магнитного привода, гиродинов и аппарата и построены области безрасходной работы системы управления ИСЗ с «саморазгружающимся» моментным приводом.
5. Разработан пакет прикладных программ, позволяющий моделировать динамику ИСЗ, оптимизировать параметры маховиков, гиродинов, аппарата и магнитного привода.

Основные положения диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Поздняков В.А., Турчанинов С.О. Демпфирование колебаний аппарата с пассивной системой успокоения // Актуальные проблемы фундаментальных наук.: Сборник докладов междун. науч.-техн. конф., 28 окт.-3 нояб. 1991 г. - М., 1991.- С. 91-94.
2. Турчанинов С.О., Поздняков В.А., Зайцев В.В. Реактивно-маховичный привод системы стабилизации космических аппаратов // Инженерно-физические проблемы новой техники.: Тез. докладов Второго Всесоюзного совещания-семинара, 17-19 февр. 1992 г. - М., 1992.- С.140-141.
3. Поздняков В.А. Устройство для создания момента на орбите в магнитном поле Земли // Инженерно-физические проблемы новой техники.: Тез. докладов Третьего междун. совещания-семинара, 17-19 мая 1994 г. - М., 1994. - С. 212-213.
4. Поздняков В.А. Стабилизация искусственного спутника Земли с помощью магнитной системы // Инженерно-физические проблемы новой техники.: Тез. докладов Третьего междун. совещания-семинара, 17-19 мая 1994 г. - М., 1994. - С. 214.
5. Киселев М.И., Морозов А.Н., Поздняков В.А. Математическая модель резонансного моментного привода системы стабилизации ИСЗ // Изв. РАН. Теория и системы управления.- 1996.- №1.- С.125-130.

6. Киселев М.И., Морозов А.Н., Поздняков В.А. Резонансный моментный привод системы стабилизации ИСЗ // Инженерно-физические проблемы авиационной и космической техники.: Тез. междун. науч.-техн. конф. г.Егорьевск, 15-19 мая 1995 г.- М.,1995.- С.80.
7. Поздняков В.А. Математическая модель безрасходной системы стабилизации ИСЗ с использованием гиродинов и саморазгружающихся маховиков // Инженерно-физические проблемы новой техники.: Тез. докладов Четвертого междун. совещания-семинара, 21-23 мая 1996 г. - М., 1996.- С. 214.
8. Киселев М.И., Поздняков В.А. Подавление резонансной раскачки ИСЗ в геомагнитном поле // Тез. докладов всесоюзной научно-технической конф., посвященной 10-летию НФ ИМАШ РАН. г. Нижний Новгород, 23-24 янв. 1997 г. - Нижний Новгород, 1997.- С.112.
9. Киселев М.И., Поздняков В.А. Математическое моделирование пространственных разворотов ИСЗ с использованием саморазгружающегося в геомагнитном поле маховично-гиродинного моментного привода // Инженерно-физические проблемы авиационной и космической техники.: Тез. междун. науч.-техн. конф. г.Егорьевск, 3-5 июня 1997 г. – Егорьевск, 1997.- С.230.
10. Поздняков В.А. Математическая модель бортовых электромагнитных полей, создаваемых саморазгружающимися в геомагнитном поле маховиками системы управления ИСЗ //Инженерно-физические проблемы авиационной и космической техники.: Тез. междун. науч.-техн. конф. г.Егорьевск, 3-5 июня 1997 г. – Егорьевск, 1997.- С.176.
11. М.И. Киселев, А.Н. Морозов, В.А. Поздняков. Безрасходная маховично-гиродинная ориентация и стабилизация ИСЗ с использованием геомагнитного поля // Вопросы оптимального управления устойчивости и прочности механических систем.: Сборник научных трудов. г. Ереван, Ереванский государственный университет, 15-17 октября 1997 г. – Ереван,1997.- С.58.
12. Киселев М.И., Морозов А.Н., Поздняков В.А. Электро-реактивный движитель – поиски альтернативы // Тез. XXII-ых научных чтений по космонавтике. – М.: ИИЕТ РАН, 1998. - С. 94-95.
13. Киселев М.И., Морозов А.Н., Поздняков В.А. Магнитная система для безрасходной стабилизации углового положения ИСЗ // Инженерно-физические проблемы новой техники.: Тез. докладов Пятого междун. совещания-семинара - М., 1998.- С. 287.