

ОПТИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ТЕХНОЛОГИЯ

УДК 629.78.058.82а

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОГНОЗА ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ

© 2005 г. С. В. Федосеев, канд. техн. наук; Ю. А. Хаханов, канд. техн. наук

ОАО "ВНИИТрансмаш", Санкт-Петербург

Рассмотрена структура погрешности работы системы научная аппаратура космического солнечного патруля—солнечно-ориентированная платформа (СОП)—космический аппарат [1]. Детально выполнен анализ кинематической и динамической составляющих точности СОП, рассмотрены влияющие на них факторы с помощью метода системного анализа. Представлены результаты прогноза точностных характеристик наведения и стабилизации СОП для основных режимов ее функционирования на орбите вокруг Земли в составе автоматического космического аппарата.

Коды OCIS: 120.0120, 120.5630, 120.6200.

Поступила в редакцию 22.06.2004.

1. Постановка задачи

На заключительном этапе разработки проекта "Космический солнечный патруль" (КСП) [1] и варианта его реализации на автоматическом космическом аппарате (КА) первостепенное значение имеет проблема формирования окончательных технических требований к элементам системы научная аппаратура—солнечно-ориентированная платформа (СОП)—космический аппарат. Научная аппаратура КСП для регистрации вариаций потока ионизирующего излучения Солнца устанавливается на КА и должна быть постоянно соответствующим образом ориентирована на Солнце.

Учитывая то, что научная аппаратура (НА) уже создана, возможность выбора космического аппарата из нескольких существующих резко расширяется за счет использования СОП. Солнечно-ориентированная двухосная стабилизированная платформа постоянно независимо от внешних возмущений стабилизирует оптические оси НА КСП на центр диска Солнца и тем самым обеспечивает непрерывность получения основополагающей информации о вариациях потока ионизирующего излучения Солнца.

Движение КА по орбите и его угловые перемещения вокруг центра масс приводят к тому, что оптические оси НА отклоняются от объекта наблюдения — Солнца. Функции ориентации, точного наведения и стабилизации оптических осей НА КСП на центр диска Солнца выполняет СОП. Указанные функции СОП в общем виде выполняет в инерциальной, орбитальной или связанной системах координат в зависи-

мости от типа КА и особенностей их систем управления. В процессе разработки автономного комплекса КСП необходимо, с одной стороны, обосновать требования к точности работы СОП, а с другой — обеспечить их реализацию в процессе разработки, изготовления и подтвердить при наземных испытаниях.

К главным исходным параметрам разрабатываемой системы можно отнести: угловой размер Солнца с Земли, который изменяется в диапазоне $32'31''$ – $31'27''$ и остается практически постоянным [2], тип возмущений от КА, амплитуда, их частота и спектр, массогабаритные параметры НА.

Для выполнения общей задачи получения на орбите вокруг Земли заданной точности работы СОП необходимо в процессе разработки найти ответы на следующие частные задачи: создать новые или выбрать такие существующие методы расчета, которые позволяют сформулировать требования к узлам, блокам и их элементной базе исходя из заданных кинематической и динамической точностей работы СОП; разработать конструкторскую документацию на узлы и блоки СОП и технологию их изготовления, обеспечивающие реализацию заданных технических требований; подготовить программы и методики прогноза заданных технических характеристик узлов и блоков СОП при наземных испытаниях; предусмотреть юстировочные операции комплекса, выполнение которых на орбите позволяет максимально компенсировать ошибки изготовления и наземной отработки, а также определить реальные базовые параметры для дальнейшей работы при эксплуатации КСП.

В общем виде структура погрешности работы системы КА–СОП–НА может в себя включать: угловое смещение координатных осей измерительного блока КА и опорной площадки, на которой предполагается установить СОП; погрешность выставки координатных осей опорной площадки КА и фланца СОП; угловые смещения расчетных и действительных осей СОП; погрешности работы датчика Солнца, следящего привода и погрешность привязки к оптическим осям НА.

2. Факторы, влияющие на точность работы СОП

Решение проблемы обеспечения точности работы создаваемых систем наведения и стабилизации предполагает рассмотрение факторов, влияющих на точность работы СОП, по методу многофакторного анализа. Принципиально эти факторы (с некоторой условностью) можно свести в пять групп:

1 – факторы, зависящие от схемно-компоновочных решений СОП;

2 – факторы, определяемые информационно-управляющей системой;

3 – факторы, определяемые исполнительными элементами, конструкционными узлами (рамы, кронштейны и т. д.);

4 – факторы, определяемые уровнем технологии изготовления;

5 – факторы, определяемые возможностями экспериментального наземного оборудования.

С одной стороны, на схемно-компоновочные решения СОП влияют задаваемые технические требования к СОП от целевой нагрузки (научной аппаратуры), назначение и компоновка космического аппарата [3], используемая элементная база и т. д. и соответственно накладываемые этим ограничения, а с другой – СОП в рамках указанных ограничений имеет достаточно много вариантов исполнения. В качестве примера этого влияния можно привести сравнение вариантов СОП: консольное исполнение и центральное. Консольное исполнение – целевая нагрузка находится консольно относительно осей поворота приводов. Центральное исполнение – оси вращения приводов проходят через центр масс целевой нагрузки. Предпочтительнее – центральное исполнение, так как консольное исполнение приводит к увеличению мощности и габаритов приводов, массы СОП, к снижению динамической точности работы. Группа факторов, определяемая схемно-компоновочными решениями: технические требования к СОП, габаритно-установочные требования от целевой нагрузки и ее назначение, используемая элементная база, кинематическая структура, применяемые служебные системы.

Группа факторов, зависящих от информационно-управляющих систем, влияющих на точность работы СОП: методы организации управления (принципы построения управления), элементная база; компоновочные решения по установке блоков управления и элементов информационной системы на СОП, кабельная сеть, принципы ее разводки. Методы организации управления предполагают: выбор системы координат работы СОП (связанная, инерциальная и т. д.); распределение задач элементов управления между КА, СОП и центром управления на Земле; применение тех или иных вариантов управления в зависимости от схемно-компоновочных решений; определение необходимых контуров управления.

В обеспечение реализации выбранных методов организации управления рассматриваются принципы построения управления с учетом элементной базы (цифровые или аналоговые и т. д.). Существенное значение при создании высокоточных платформ имеют компоновочные решения по установке блоков управления, датчиков первичной информации, а также принцип разводки кабельной сети.

Поиск оптимальной конструкции исполнительного звена и согласование его с управленческим в рамках решения поставленной задачи также связан с большими трудностями и требует детального рассмотрения его основных положений.

Группа факторов, определяемая исполнительными элементами и конструкцией узлов: тип и схема исполнительного элемента, компоновочные решения механических узлов (рамы, кронштейны и т. д.); схемные решения стыковочных частей, влияющие, например, на зазоры; схема силовых взаимодействий конструктивных частей, влияющих на деформацию конструкции.

В настоящее время целесообразно использовать в качестве исполнительного звена СОП электромеханические приводы, схемно-компоновочные решения которых могут быть разными. В приводах СОП вопросы зазоров, посадок, деформаций, допусков на соосность, перпендикулярность и других элементов конструкторских, технологических и производственных процессов разработки и изготовления наиболее сложны в комплексной оценке из-за сложности прогнозируемости. В конкретной конструкции эта совокупность окажет влияние на выходной параметр исполнительного звена – точность работы.

3. Кинематическая составляющая точности работы СОП

Одна из главных задач СОП при ее функционировании на орбите – осуществление заданных пространственных разворотов звеньев с целью наведе-

ния визирных осей целевой аппаратуры на объект исследования и их стабилизации с необходимой точностью. Для решения этой задачи необходимо знать расчетную и определять действительную программную ориентацию платформы с вычислением компонентов вектора программной абсолютной угловой скорости ее движения, которые в виде управляющих воздействий подаются на входы контура наведения (стабилизации). Для этого необходимо разработать соответствующие алгоритмы определения ориентации платформы по информации об ориентации КА (от астронавигационной системы) и по показаниям датчиков относительных угловых положений контуров наведения (стабилизации), а также алгоритм определения текущей ориентации платформы по информации, поступающей от датчика Солнца (гироблока), установленного на выходном звене платформы. При этом в основе законов управления контуром наведения лежит алгоритм формирования ошибок этого контура относительно соответствующих кинематических осей.

На первом этапе работы по разработке алгоритмов необходимо решить задачу увязки систем координат КА–СОП–НА, показанных на схеме (рис. 1). Основной или базовой для космического аппарата является инерциальная система координат $X_{КА}, Y_{КА}, Z_{КА}$, которая связана с направлением на выбранные звезды. В данной системе координат определяется и стабилизируется ориентация КА и связанная с ней опорная система координат $X_{КА}^0, Y_{КА}^0, Z_{КА}^0$. Из-за технологических погрешностей изготовления узлов КА оси систем координат $X_{КА}^0, Y_{КА}^0, Z_{КА}^0$ относительно $X_{КА}, Y_{КА}, Z_{КА}$ развернуты на некоторый угол (не параллельны).

С опорной системой координат связана исходная система координат X_0, Y_0, Z_0 фланца крепления СОП к опорной площадке КА ($X_{КА}^0, Y_{КА}^0, Z_{КА}^0$). Базовая система координат используется для задания программного углового движения СОП в связанной системе координат. В рабочем положении СОП при нулевых значениях углов β, γ кинематические оси систем координат $X_\beta, Y_\beta, Z_\beta$ и $X_\gamma, Y_\gamma, Z_\gamma$ развернуты на некоторый угол относительно друг друга и системы координат $X_{КА}, Y_{КА}, Z_{КА}$. При этом в суммарные отклонения кинематических осей входят перекосы осей вращения приводов, а также перекосы, связанные со смещением “нулей” датчиков угловых положений осей СОП.

Если СОП устанавливается через адаптер (АД), то появляется промежуточная система координат $X_{АД}, Y_{АД}, Z_{АД}$, которую необходимо вводить, так как существуют кинематические отклонения в АД (непараллельности площадок, зазоры в узлах крепления). На выходном звене СОП через фланец установлена НА, например, космического солнечного патруля, с кото-

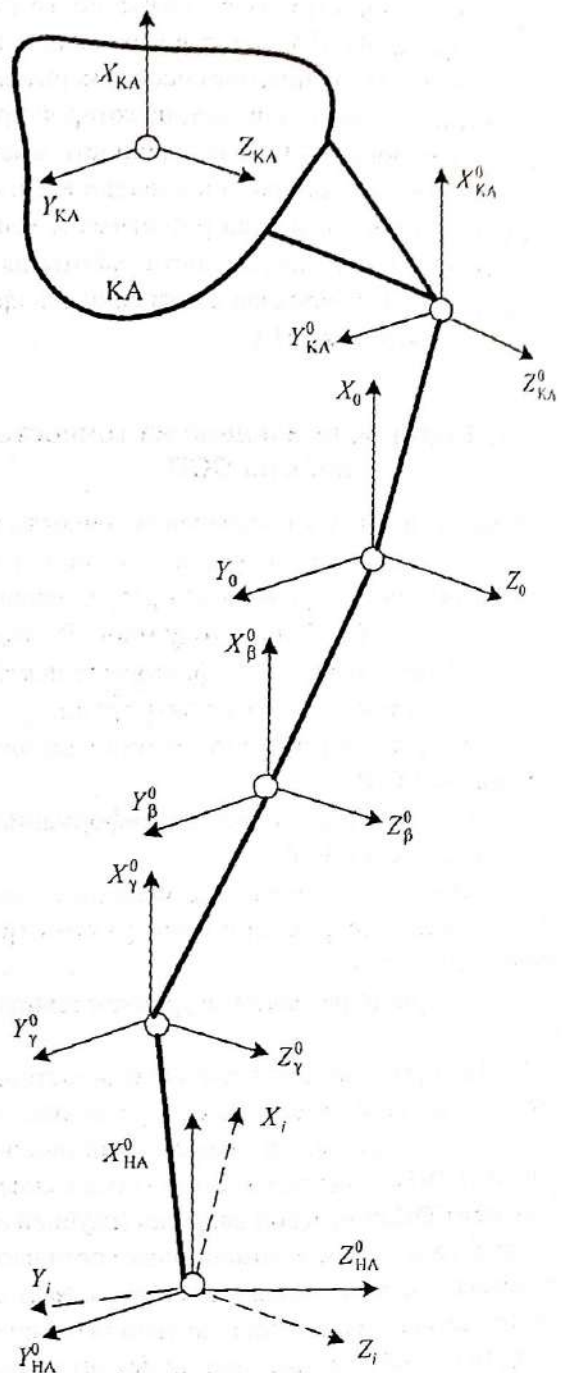


Рис. 1. Схема систем координат.

рой связана система координат $X_{НА}^0, Y_{НА}^0, Z_{НА}^0$. Последняя совпадает с центром пересечения теоретических осей НА. Оптические оси приборов с некоторой погрешностью параллельны и однонаправлены с соответствующими осями системы координат $X_{НА}^0, Y_{НА}^0, Z_{НА}^0$ (их юстировка относительно системы координат выходного фланца также должна быть предусмотрена). С помощью приводов СОП система координат $X_{НА}^0, Y_{НА}^0, Z_{НА}^0$, связанная с НА, может быть развернута на текущие углы β, γ вокруг соответствующих осей исходной системы и заменена на подвижную систему координат $X_\beta, Y_\beta, Z_\beta$.

Кроме указанных систем координат может вводиться инерциальная система координат платформы $X_\beta, Y_\beta, Z_\beta$, которая наряду с системой $X_{НА}^0, Y_{НА}^0, Z_{НА}^0$

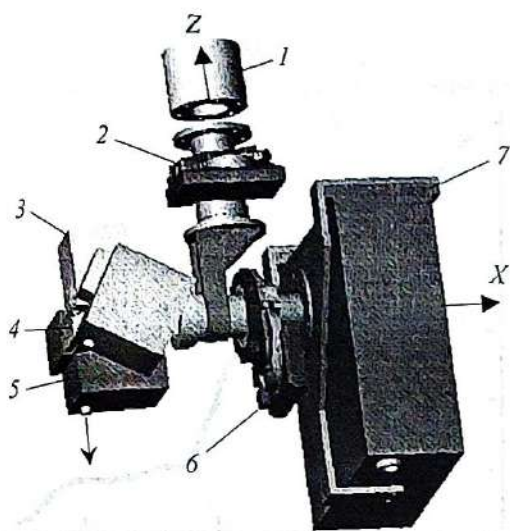


Рис. 2. Общий вид автономного комплекса "Космический солнечный патруль" для автоматического КА. 1 – КА, 2 – привод "Z", 3 – блок инерциальных приборов, 4 – датчик Солнца, 5 – радиометры, 6 – привод "X", 7 – спектрометр.

$Z_{\text{НА}}^0$ используется для построения программного углового движения платформы и определения ориентации НА в инерциальном пространстве.

В случае использования датчика Солнца необходимо учитывать кинематическую погрешность его установки на СОП относительно оптических осей НА. На этапе наземной отработки системы КА–СОП–НА необходимо предусмотреть проведение юстировки инструментальных систем координат СОП и КА. Аналогичные операции проводятся и на орбите (по специальной методике).

Для учета технологических погрешностей могут вводиться промежуточные системы координат, развернутые относительно основных на малые углы.

По результатам обработки массивов данных, полученных при весьма сложных юстировочных операциях, принятые обобщенные значения отклонений между теоретическими и реальными системами координат вводятся как коррекции в программное обеспечение вычислительной системы, компенсирующие имеющиеся перекосы при определении ориентации СОП, а также при ее программных разворотах и стабилизированном наведении. Совокупность указанных мероприятий позволит снизить рассматриваемую погрешность до $\pm(3'-5')$ при использовании экономически целесообразных технологий, так как зависимость стоимости в функции от точности нелинейна. Рассматриваемые проблемы одинаково актуальны при реализации обоих вариантов установки автономного комплекса КСП на КА: стационарном на автоматическом аппарате (рис. 2 – оси поворота X, Z приводов комплекса проходят через центр масс полезной нагрузки) и через адаптер (рис. 3 – при минимальных размерах переходника через центр масс полезной нагрузки проходит только ось поворота привода X).

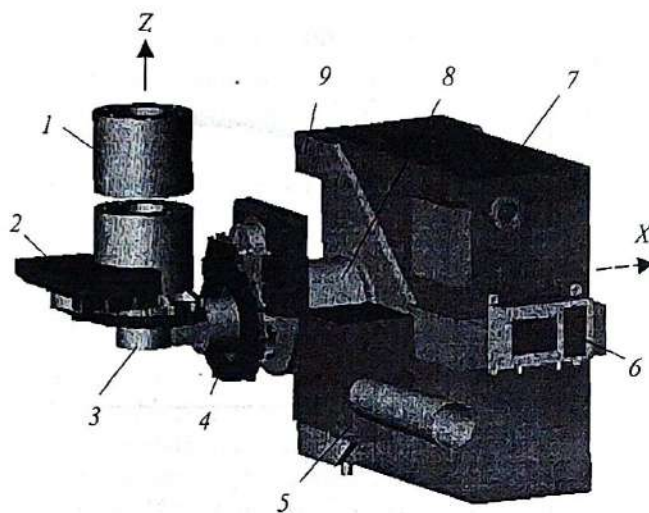


Рис. 3. Компоновка комплекса с адаптером, установленным на раме блока НА КСП. 1 – адаптер к КА, 2 – привод "Z", 3 – переходник, 4 – привод "X", 5 – радиометр с блендой, 6 – датчик Солнца, 7 – спектрометр, 8 – адаптер привода "X", 9 – рама.

4. Исследование динамической точности СОП

Обобщенным параметром качества работы СОП является ее динамическая точность при имитации возмущений КА. Выполним оценку требуемой точности функционирования СОП. Если принять допустимый угловой диапазон отклонения оптической оси от центра диска Солнца $\sim \pm 15'$ (угловой размер Солнца с Земли $\sim 32'$), а погрешность датчика Солнца $\pm 1'$, погрешность установочных баз $\pm 4'$, то можно сделать прогноз необходимой погрешности СОП, которая, наиболее вероятно, должна находиться в диапазоне $\pm(1'-3')$ (кроме того, угол $\pm 5'$ предназначен для возможной компенсации пиковых угловых возмущений).

Для снижения вероятности срыва направления оптических осей НА КСП с диска Солнца предусматриваются увеличенные поле зрения оптической системы КСП ($\pm 4^\circ$) и поле обзора датчика Солнца. Реализация требуемой точности работы СОП является весьма сложной задачей, при этом существенным ограничением является стоимость выбираемой элементной базы и комплектующих (чем выше точность СОП, тем больше стоимость ее создания и наземной отработки). В этом отношении весьма важен положительный опыт создания и испытаний трехступенной стабилизированной платформы (ТСП) "Аргус" (проект "Марс-96"). Для представленного варианта компоновки СОП на рис. 1, 2 (используются доработанные узлы и блоки ТСП "Аргус") можно применить с целью прогноза точностных характеристик СОП экспериментальные данные, полученные при наземной отработке ТСП [4], так время разгона приводов β, γ не превышает 0,05–0,5 с. (Процесс разгона представ-

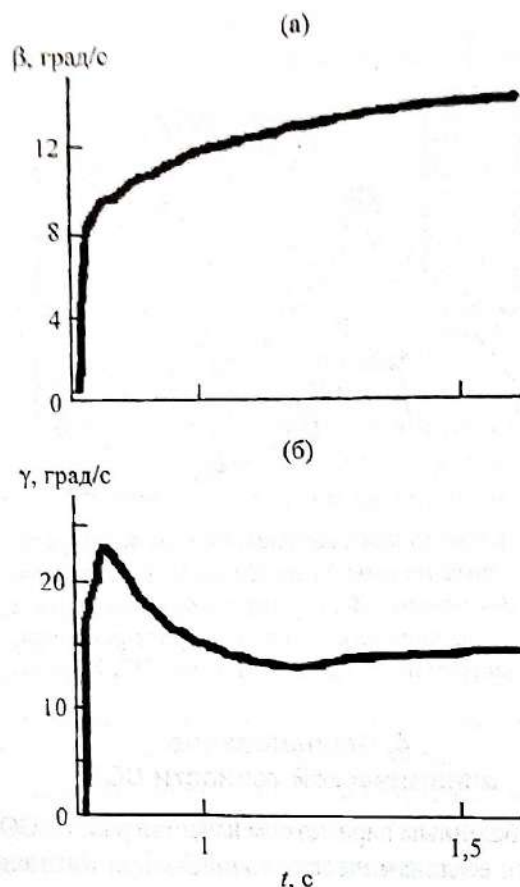


Рис. 4. Характеристики разгона приводов β (а), γ (б).

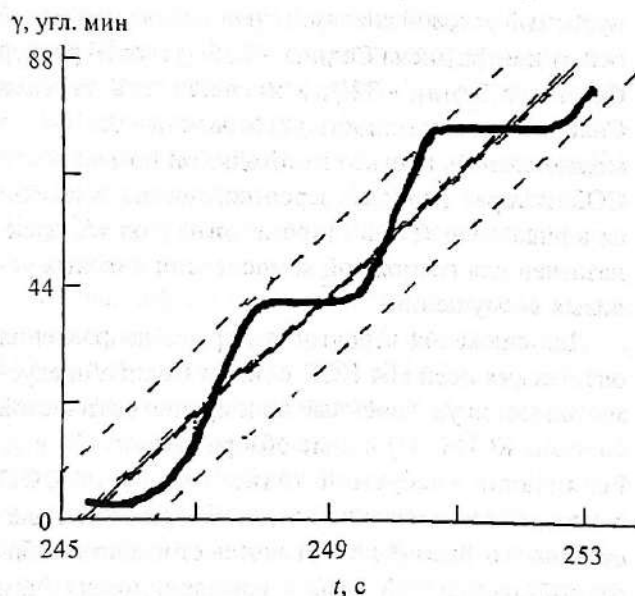


Рис. 5. Движение СОП по углу γ со скоростью 6 угл. мин/с в связанной системе координат.

лен на рис. 4.) К заключительному этапу алгоритма развертывания СОП на орбите относится программное наведение в исходное положение начала работы. Характер этого процесса (привода γ СОП) на этом режиме имеет вид, представленный на рис. 5 (скорость наведения 6 угл. мин/с). Динамическая погрешность отработки программной траектории находится в диапазоне 2'–5'. Режим движения СОП по углу γ в инерциальной системе координат при

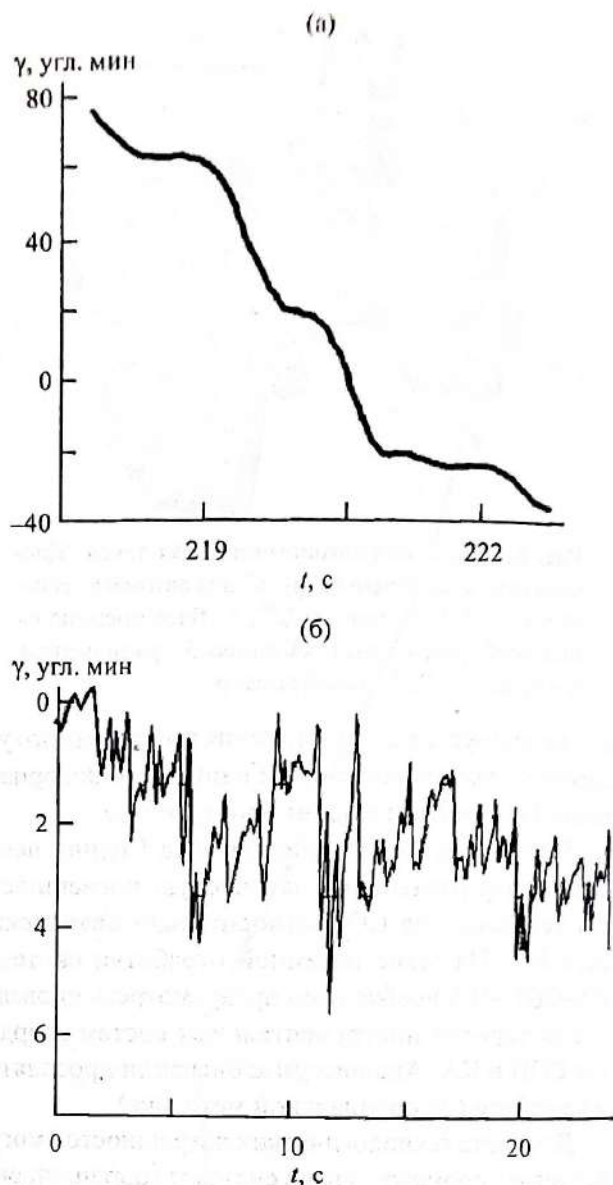


Рис. 6. Движение СОП по углу γ со скоростью 15 угл. мин/с в инерциальной системе координат (а) и режим стабилизации направления оптических осей НА по углу γ при имитации возмущений КА (б).

скорости 15 угл. мин/с представлен на рис. 6а. Режим стабилизации в инерциальной системе координат на Солнце при имитации внешних возмущений от КА показан на рис. 6б (например, привод γ стабилизирует заданное направление с максимальной погрешностью 3,6'). Измерения динамической погрешности наведения НА и стабилизации ее оптических осей на объект наблюдения, в том числе и при имитации внешних возмущений от КА, проводились с помощью внешней малогабаритной высокоточной современной оптико-электронной измерительной системы. Оптико-электронная система устанавливается на "развязанном" фундаменте, что исключает влияние внешних источников колебаний. При прогнозе динамической погрешности данной СОП необходимо учитывать также то, что габаритно-массовые параметры НА КСП в несколько раз

меньшие, чем в случае аппаратуры, которая устанавливалась на ТСП "Аргус", а амплитуда и частота внешних возмущений от КА имеют более низкие величины. Ожидается, что и режимы работы приводов СОП комплекса КСП также менее динамичны, чем при работе указанной ТСП. Все вышесказанное позволяет весьма уверенно утверждать, что данные приводы могут реализовать требуемую точность.

Выводы

На основании выполненного анализа можно сделать следующие выводы:

на данном этапе создания автономного комплекса "Космический солнечный патруль" (на базе автоматического КА) необходимо, рассмотрев структуру погрешности системы КА-СОП-НА, выработать окончательные требования к каждой подсистеме комплекса, в частности к точности работы СОП, что является определяющим для получения постоянной научной информации от НА КСП;

основываясь на опыте создания и экспериментальных исследований уникальной ТСП "Аргус"

(проект "Марс-96") и учитывая требования к НА КСП, можно принять, что погрешность работы СОП должна быть не более $\pm(1'-3')$, а использование научно-технического задела по узлам и блокам ТСП "Аргус" позволит существенно снизить стоимость проекта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авакян С.В., Воронин Н.А., Ефремов А.И., Иванов А.П., Иванова М.Л., Кувалдин Э.В., Савушкин А.В. Методология и аппаратура для космического контроля солнечного ионизирующего излучения // Оптический журнал. 1998. Т. 65. № 12. С. 124-131.
2. Черемухин Г.С. Приборы ориентации на Солнце. М.: Техпромиздат, 1998. 342 с.
3. Федосеев С.В., Хаханов Ю.А. Высокоточная стабилизация космических оптических систем // Оптический журнал. 2000. Т. 67. № 5. С. 94-97.
4. Авакян С.В., Федосеев С.В., Астафуров П.М., Болховитинов И.С., Плохих В.Н., Хаханов Ю.А., Жартовский Г.С. Проблемы наземной отработки автономного комплекса "Космический солнечный патруль" // Оптический журнал. 2002. Т. 69. № 11. С. 41-45.