

АППАРАТУРА И МЕТОДЫ ОПТИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

УДК 520.2.03; 520.2.062; 681.511.2

Численное моделирование системы адаптивного управления составного главного зеркала крупногабаритного космического телескопа

Е.К. Самыгина¹, А.И. Клем^{2,3*}

¹Национальный исследовательский университет «МЭИ»
(Московский энергетический институт)

111250, г. Москва, ул. Красноказарменная, 13, корп. Е

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
107005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, 5

³Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН
119991, г. Москва, Ленинский пр., 53

Поступила в редакцию 25.02.2019 г.

Описана разработанная математическая модель системы адаптивного управления составного главного зеркала телескопа, схожего по характеристикам с международным проектом космического телескопа «Миллиметрон». Приводятся результаты численного моделирования системы адаптивного управления с учетом ограничений аппаратно-программной реализации. По результатам симуляции проведена оценка погрешности поддержания формы составного главного зеркала, подтверждающая применимость разработанной математической модели.

Ключевые слова: космический телескоп, составное главное зеркало, многоосевые сервоприводы, система адаптивного управления; space telescope, the composite primary mirror, multi-axis servodrives, the adaptive control system.

Введение

Проект космической обсерватории «Миллиметрон» вызывает повышенный научный интерес вследствие его уникальных характеристик [1]. Среди них актуальный рабочий диапазон длин волн ($0,02 \div 0,3 \cdot 10^{-3}$ м) космического телескопа (КТ), который определяет требования к его прецизионности. Перед «Миллиметроном» ставятся научные задачи [2], требующие высочайшего качества получаемой информации для регистрации излучения самых слабых объектов наблюдения. Требуемое качество изображений в подобных проектах может быть достигнуто за счет комплекса мер, в число которых входят прецизионное изготовление элементов КТ, в частности элементов составного главного зеркала (СГЗ) [3], а также обеспечение точности их позиционирования за счет системы адаптивного управления (САУ). Важно отметить, что моделируемая САУ не является рабочей для проекта «Миллиметрон», где адаптация на орбите планируется раз в квартал ввиду принятых в модели допущений и отступлений

от заложенных в проекте концептуальных и технических решений.

Создание САУ КТ требует рассмотрения широкого круга таких задач, как:

- определение алгоритма управления и коррекции волнового фронта регистрируемого КТ излучения;
- выбор принципа работы и системы датчиков контроля положения элементов СГЗ;
- выбор приводных двигателей и других кинематических элементов КТ;
- разработка структуры САУ в соответствии с требованиями к точности позиционирования элементов КТ и возможностями аппаратно-программной реализации.

Данная работа посвящена численному моделированию САУ СГЗ телескопа. Моделирование основано на материалах предшествующих исследований [4–7], направленных на выполнение указанных задач построения САУ КТ. В первом разделе описывается реализуемый в модели алгоритм управления многоэлементным зеркалом крупногабаритного телескопа, а также приводятся параметры математической модели. Во втором дается описание системы управления привода, лежащей в основе симуляционной модели. В третьем разделе рассматриваются результаты численного моделирования.

* Елизавета Кирилловна Самыгина (samygina.elizaveta@yandex.ru); Андрей Иванович Клем (black.n.hot.ice@gmail.com).

1. Реализованная в модели схема контроля положения элементов СГЗ телескопа

Одной из ключевых задач САУ КТ наряду с поддержанием требуемой формы всего СГЗ при наведении на объект наблюдения является автоматическая стабилизация юстировки элементов зеркала, предваряющей адаптивное управление. Чтобы сделать возможной такую автоматическую стабилизацию, в [5] предложена упрощенная схема контроля положения элементов СГЗ, взятая за основу в данной модели.

С целью упрощения схемы контроля рассматривается разбиение главного параболического зеркала КТ диаметром 10 м на стационарный центральный сегмент (ЦС) диаметром 3 м и 24 жестких раскрываемых лепестковых сегментов (ЛС). Геометрические параметры СГЗ, представленные в табл. 1, взяты из оптической схемы КТ в [1, 5]. Для моделирования работы САУ КТ рассматриваются три соседних ЛС относительно ЦС (рис. 1, а). В соответствии с представленной в [5] концепцией управления СГЗ крупногабаритного КТ кинематика ЛС задается вращением относительно двух осей V и W на углы θ_V и θ_W (рис. 1, б). В проекте «Миллиметр» планируется производить раскрытие СГЗ одним вращением по аналогии с проектом КТ «Радиоастрон» [8].

Таблица 1

Параметры СГЗ	
Параметр, ед. изм.	Значение
Диаметр СГЗ КТ, м	10
Диаметр ЦС СГЗ, м	3
Ширина ЛС СГЗ, град	15
Высота СГЗ КТ, м	2,60417
Радиус расположения стыковочных датчиков ЛС ($R_{W_{изм}}$), м	4,8
Момент инерции относительно оси V , кгм ²	260,4
Момент инерции относительно оси W , кгм ²	70,5
Угловое положение ЛС в сложенном виде вдоль оси W (θ_{W_0}), град	82,5
Угловое положение ЛС в сложенном виде вдоль оси V (θ_{V_0}), град	99,2
Угловое положение ЛС в раскрытом виде вдоль оси W ($\theta_{W_{раб}}$), град	0
Угловое положение ЛС в раскрытом виде вдоль оси V ($\theta_{V_{раб}}$), град	36,651
Ограничение скорости раскрытия ЛС, град/мин	3

В модели рассматриваются:

– раскрытие ЛС (рис. 2) из сложенного в транспортном положении состояния с угловыми положениями ЛС θ_{W_0} по оси W и θ_{V_0} по оси V в рабочее угловое положение $\theta_{W_{раб}}$, $\theta_{V_{раб}}$ лепестков. Скорость раскрытия ЛС ограничена по аналогии с проектной у «Миллиметра»;

– поддержание формы рассматриваемых элементов СГЗ при наведении на объект наблюдения.

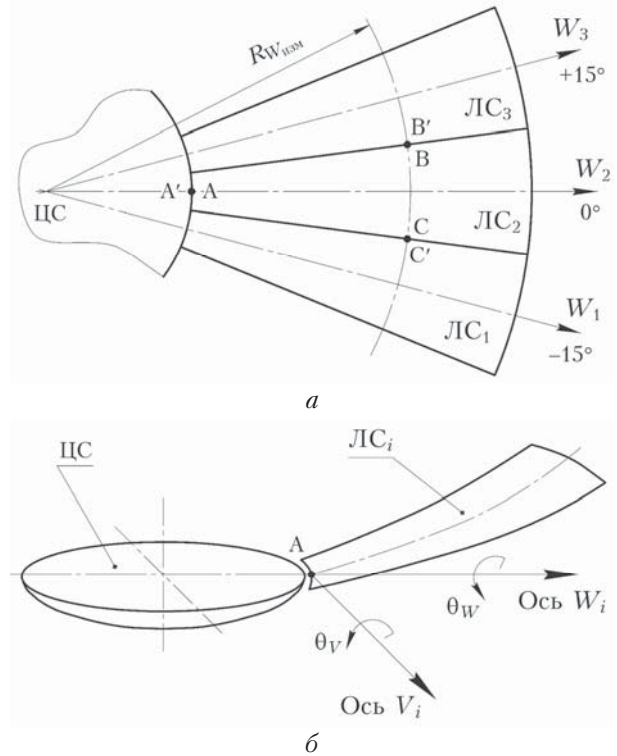


Рис. 1. Схема объекта моделирования: а – расположение лепестковых сегментов, рассматриваемых в модели; б – расположение осей системы координат лепестковых сегментов из [5]. Обозначения см. в тексте

Контроль положения ЛС однозначно осуществляется тремя стыковочными автоколлимационными датчиками, описанными в общем виде в [6]: один на стыке ЛС с ЦС (в точке А, см. рис. 1, а), отвечающий за наклон относительно оси W , и по одному на каждый стык с соседним ЛС (в точках В и С, рис. 1, а), отвечающими за взаимный поворот относительно оси V соседних ЛС. Местоположение стыковочных датчиков взято из [5].

С целью избежания дестабилизации системы блоки приводов, позволяющие вращение относительно осей W и V , располагаются в точках A_i лепестковых сегментов $ЛС_i$. Моменты инерции с центром в точке А относительно осей W и V взяты из проектной электронной модели СГЗ КТ на рис. 2.

Исходные данные для численного моделирования представлены в табл. 1.

2. Структура управления положением прецизионного сервопривода в модели системы адаптивного управления телескопом

Для управления положением элементов СГЗ КТ могут применяться прямые прецизионные приводы. В составе подобных приводов, как правило, используются синхронные машины с постоянными магнитами (СМПМ) в режиме вентильного двигателя.

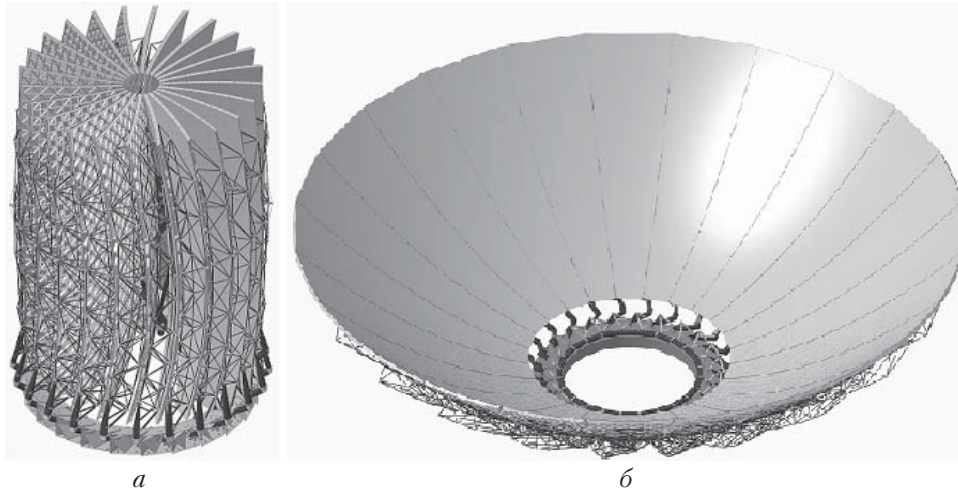


Рис. 2. Этапы раскрытия лепестковых сегментов СГЗ: *а* – СГЗ в сложенном (транспортном) положении; *б* – в раскрытом (рабочем) положении

В работе [7] показано, что целям повышения траекторной точности и снижения чувствительности к зашумлению сигналов удовлетворяет линейная структура управления координатами привода. Данная структура регулирования обеспечивает наилучшие точностные характеристики при наименьших затратах процессорного времени. По результатам вышеуказанных исследований в качестве базовой линейной структуры управления положением прецизионного привода в САУ КТ выбрана структура с пропорционально-интегрально-дифференцирующим регулятором положения с динамическим ослаблением поля СМППМ. Эта структура обеспечивает высо-

кую траекторную точность и требует наименьшего количества вычислений, что делает предпочтительным ее использование в системах управления прецизионными приводами.

Общая структура системы управления приводом для лепесткового сегмента СГЗ КТ представлена на рис. 3.

Система управления состоит из двух идентичных синхронизируемых контуров: управление наклоном в направлении оси W и оси V с обратной связью (QEP-сигналы). Генератор траекторий (ГТ) [9–11] формирует вектор задания координат, где θ^* – задание положения, ω^* – скорости T^* – ускорения.

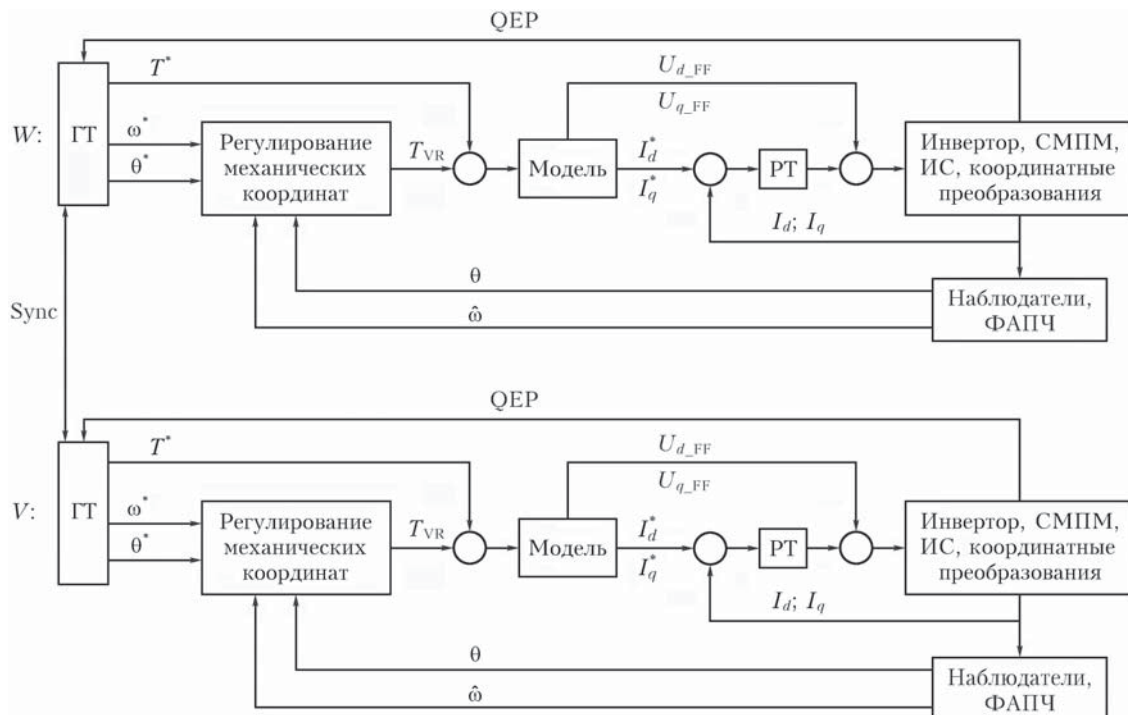


Рис. 3. Структура системы управления приводом. Обозначения см. в тексте

Синхронизация вращений элементов СГЗ по двум осям также осуществляется на этапе генерации траектории. Динамическая модель [12–14] задает токи I_d^* и I_q^* в осях $d-q$ и формирует прямые программные связи по напряжению (U_{d_FF} ; U_{q_FF}), компенсирующие перекрестные связи и статическую противо-ЭДС. Управление координатами привода [7, 15, 16] осуществляется с помощью регулятора тока (РТ) и структуры регулирования механических координат, формирующей сигнал коррекции задания момента (T_{VR}). Обратные связи по току и положению (I_d , I_q и θ) формируются измерительной системой (ИС) тока, координатными преобразованиями, а также системой фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) в качестве наблюдателя положения. Необходимость в обратной связи (ОС) на основе ФАПЧ связана с тем, что используемые в модели датчики положения предоставляют только информацию о стыковке сегментов и не могут использоваться для формирования ОС по положению.

Для формирования прямых программных связей по динамической модели, а также при построении симуляционной модели привода использованы следующие уравнения математической модели идеализированной неявнополюсной трехфазной СМПМ [7]:

$$\begin{cases} U_d = I_d R + L \frac{dI_d}{dt} - \omega p L I_q; \\ U_q = I_q R + L \frac{dI_q}{dt} + \omega (p L I_d + K_{T_{ph}}); \\ T = 1,5 K_{T_{ph}} I_q; \\ T - T_{\text{cog}}(\theta) - T_{\text{cf}} - T_{\text{vf}} - T_L = J_{\Sigma} \frac{d\omega}{dt}; \\ U_d^2 + U_q^2 \leq U_m^2; \\ I_d^2 + I_q^2 \leq I_p^2, \end{cases} \quad (1)$$

где R , L — сопротивление и индуктивность статора в осях $d-q$ соответственно; $K_{T_{ph}}$ — коэффициент момента; p — число пар полюсов; T , T_{cog} , T_L , T_{cf} , T_{vf} — электромагнитный, зубцовый моменты, момент нагрузки, сухое и вязкое трение соответственно; J_{Σ} — момент инерции; j , ϵ , ω , θ — механические рывок, ускорение, скорость и положение соответственно; I_d , I_q , U_d , U_q — ток и напряжение статора в осях $d-q$ соответственно; U_m — ограничение амплитуды напряжения; I_p — ограничение амплитуды пикового тока.

Параметры системы линейны, распределение поля в зазоре СМПМ синусоидально, силы трения и зубцовый момент сервопривода, обусловленный дискретностью магнитной системы двигателя, пренебрежимо малы.

Дальнейшее исследование симуляционной модели вращающегося привода с СМПМ TMRIGF-WS [17] (характеристики привода представлены в табл. 2) с использованием численных методов проведено

Таблица 2

Параметры СМПМ

Параметр, ед. изм.	Значение
Длительный момент, нм	1590
Длительный ток, А (действующее значение)	190
Пиковый момент, нм	3400
Пиковый ток, А (действующее значение)	478
Напряжение питания, В	750
Число пар полюсов	44
Максимальная скорость, об/мин	1200
Линейное сопротивление, Ом	0,11
Линейная индуктивность, мГн	0,87
Момент инерции, кгм ²	3,48

в среде MatLab Simulink в соответствии с (1) и вышеуказанными допущениями. В модели учитываются погрешности ИС тока и погрешности наблюдаемых механических координат сервопривода.

3. Результаты численного моделирования системы адаптивного управления телескопом

В соответствии с описанной в разд. 1 схемой контроля положения элементов СГЗ в ходе симуляции проводятся первичная юстировка, раскрытие СГЗ в рабочее положение с дальнейшей поддержкой формы СГЗ.

На этапе первичной юстировки предварительно проводится свертывание ЛС в транспортное положение путем поворота их сначала относительно оси W , затем относительно оси V . Для обеспечения корректного свертывания используются ограничители перемещения, представляющие собой датчики, аналогичные стыковочным из [5]. Движение ЛС на данном этапе выполняется с малой постоянной скоростью в направлении к ограничителям. Затем с малой постоянной скоростью осуществляется раскрытие СГЗ в рабочее положение путем поворота ЛС сначала только относительно оси V . В момент прохождения ЛС датчика текущее и заданное положения принимаются за нулевые. Далее заданное положение сохраняется равным нулю. В момент установки сервопривода в режим поддержания формы по оси V осуществляется переход к юстировке оси W . С малой постоянной скоростью осуществляется разворот ЛС по оси W до стыковки датчиков с обнулением ОС и задания положения.

Таким образом, в результате начальной юстировки нулевые положения по осям W и V соответствуют раскрытому в рабочее положение СГЗ. Его раскрытие осуществляется путем синхронной подачи на вход ГТ нулевого задания положения скачком при любом положении ЛС, отличном от нулевого

по обеим осям вращения. Реакция используемого ГТ [11] на скачок задания положения показана на рис. 4.

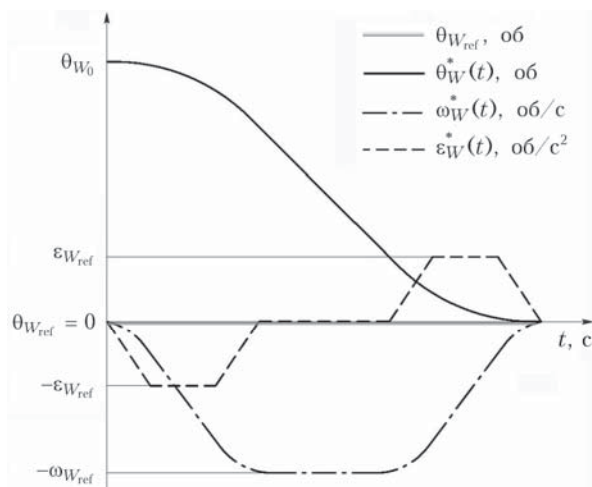


Рис. 4. Графические зависимости значений S-образной траектории θ_W^* (сплошная линия), задания скачком целевого угла раскрытия $\theta_{Wref} = 0$ (полуштриховая серая линия), задания скорости ω_W^* (штрихпунктирная линия) и задания ускорения ε_W^* (штриховая линия) ЛС № 2 относительно оси W при раскрытии из транспортного в рабочее положение. Нижний индекс ref — задаваемые в модели ограничения на максимальные значения

На рис. 5 представлено смоделированное в условиях действия источника возмущения положение ЛС № 2 (см. рис. 1) по осям W и V на этапе раскрытия СГЗ. Реальное положение ЛС $\theta_{Wраб}$ и $\theta_{Vраб}$ принято за нулевое по осям W и V. Момент инерции ЛС относительно оси V в ~3,69 раза больше, чем момент инерции относительно оси W, и является переменным в зависимости от положения ЛС относительно оси W. Этим объясняется неравномерность разворачивания ЛС по оси V. Колебания координаты

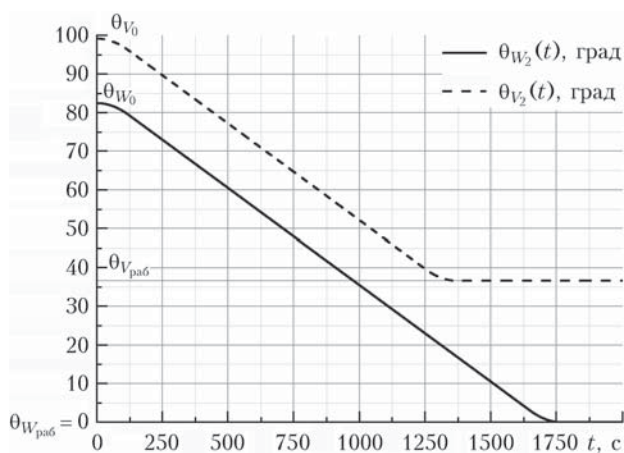


Рис. 5. Графические зависимости реальных угловых положений ЛС № 2 относительно осей W (сплошная линия) и V (пунктирная линия) при раскрытии из транспортного в рабочее положение

в конце причаливания по оси V (рис. 6 в момент времени 2) объясняются необходимостью пристыковать ЛС к соседним стыковочным датчикам.

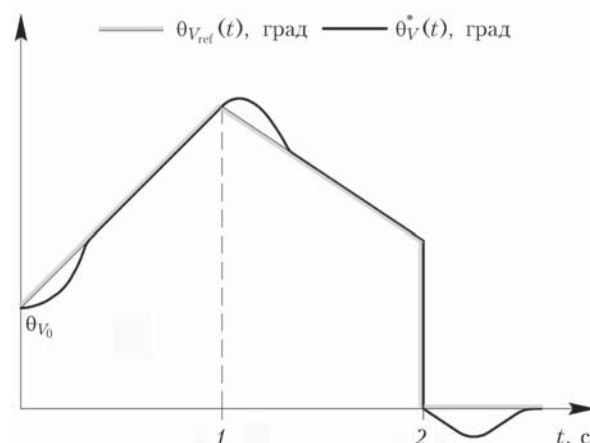


Рис. 6. Графические зависимости значений задаваемых θ_{Vref} (полуштриховая серая линия) и реальных угловых положений θ_V^* (черная линия) позиционирования относительно оси V ЛС № 2 при первичной юстировке. Момент времени 1 соответствует сложенному по оси V СГЗ, момент времени 2 — срабатыванию датчика причаливания

На рис. 7 показаны колебания ЛС № 2 СГЗ относительно осей W и V на этапе поддержания формы СГЗ при наведении на объект наблюдения. Колебания относительно оси W больше, чем относительно оси V, из-за ранее указанных эффектов. Следует отметить, что при масштабировании участка переходного процесса на рис. 5 будут иметь вид, как на графиках поддержания формы СГЗ (см. рис. 7).

Рассмотрим погрешности углового положения ЛС № 2 в режиме поддержания формы. Наибольшие колебания углового положения ЛС № 2 составили $\Delta\theta_{W2} = \pm 7,19 \cdot 10^{-6}$ рад по оси W и $\Delta\theta_{V2} = \pm 6,39 \cdot 10^{-6}$ рад по оси V соответственно.

По итогам симуляции погрешность наклона ЛС № 2 составила $\Delta\theta_2 = \sqrt{\Delta\theta_{W2}^2 + \Delta\theta_{V2}^2} = 0,9619 \cdot 10^{-6}$ рад. По теории расчета допусков на расположение и формы поверхностей элементов СГЗ величина данного допуска для каждого из 24 его элементов составила $\theta = \pm 2,14 \cdot 10^{-5}$ рад. Таким образом, рассчитанные погрешности наклона ЛС № 2 в ~2,22 раза меньше допусковых [5, 18].

Определяющий допуск на величину погрешности Δx_C несовмещения опорных точек СС' (см. рис. 1) в зоне размещения стыковочных датчиков из [5] составил $(\Delta x_C)_{доп} = 0,0026$ мм. В результате моделирования несовмещение опорных точек $\Delta x_C = \Delta\theta_2 h$, где h — значение стрелки прогиба в точке С, $h = 264$ мм [5]. Таким образом, $\Delta x_C = 0,002539$ мм и выполняется условие $\Delta x_C < (\Delta x_C)_{доп}$, что свидетельствует о пригодности разработанной модели САУ.

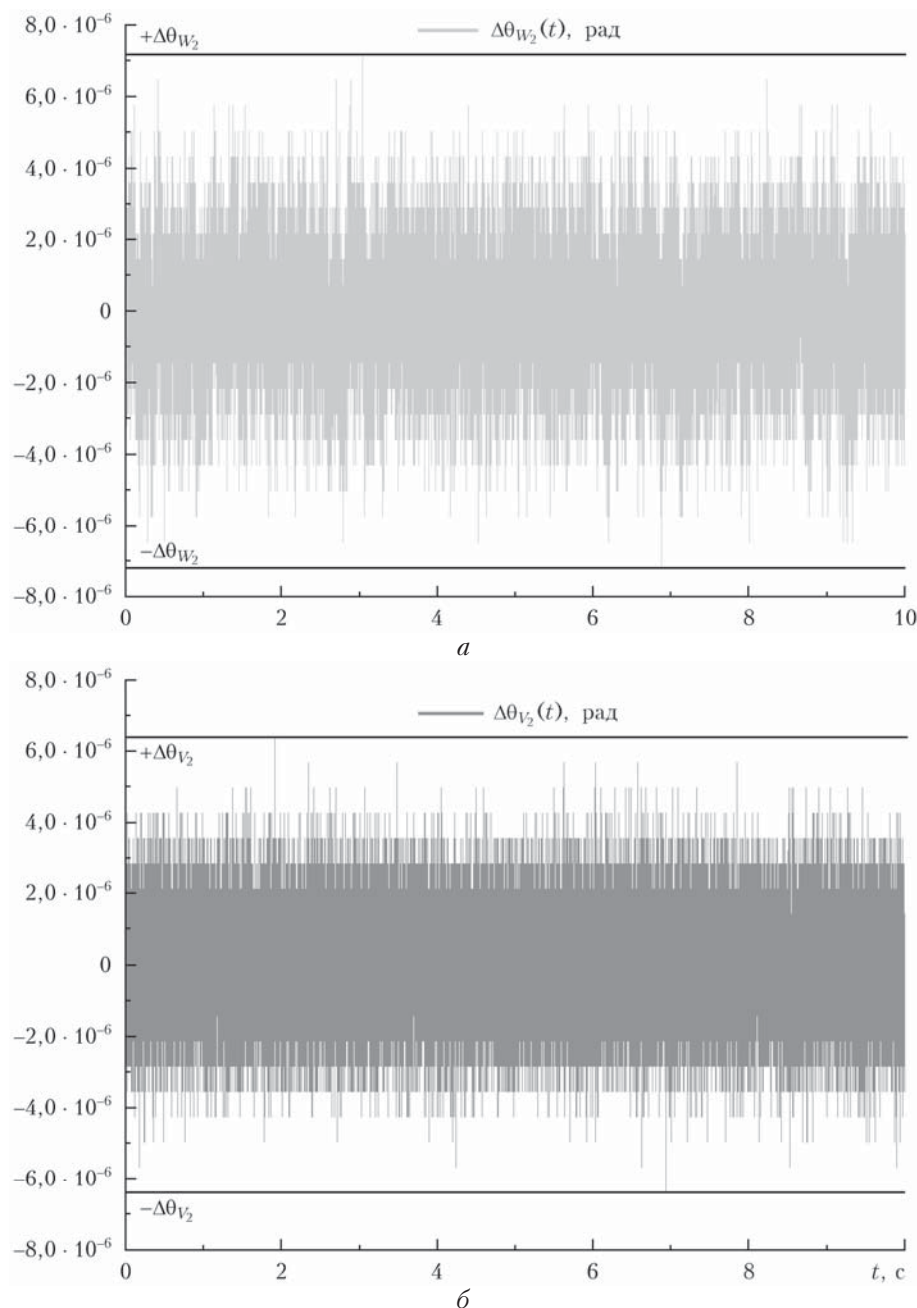


Рис. 7. Графические зависимости значений угловых погрешностей позиционирования ЛС № 2 ($\Delta\theta_W$ и $\Delta\theta_V$) при поддержании формы СГЗ относительно осей W (а) и V (б)

Заключение

Проведенная оценка погрешности поддержания формы СГЗ показала, что полученные в ходе симуляции работы САУ результаты позволяют утверждать об успешной применимости разработанной математической модели САУ крупногабаритных телескопов с многоэлементными СГЗ.

1. Российская космическая обсерватория «Миллиметрон»: сайт ФГБУН Физического Института им. П.Н. Лебедева РАН, Астрокосмический центр. URL: <http://millimetron.ru/index.php/ru/> (дата обращения: 15.01.2018).

2. Кардашев Н.С., Новиков И.Д., Лукаш В.Н., Пилипенко С.В., Михеева Е.В., Бисикало Д.В., Вие Д.З., Дорошкевич А.Г., Засов А.В., Зинченко И.И., Иванов П.Б., Костенко В.И., Ларченкова Т.И., Лихачев С.Ф., Малов И.Ф., Малофеев В.М., Позаненко А.С., Смирнов А.В., Соболев А.М., Черепашук А.М., Шекинов Ю.А. Обзор научных задач для обсерватории Миллиметрон // Успехи физ. наук. 2014. Т. 184, № 12. С. 1319–1352. DOI: 10.3367/UFN.0184.201412c.1319; Kardashev N.S., Novikov I.D., Lukash V.N., Pilipenko S.V., Mikheeva E.V., Bisikalo D.V., Wiebe D.Z., Doroshkevich A.G., Zasov A.V., Zinchenko I.I., Ivanov P.B., Kostenko V.I., Larchenkova T.I., Likhachev S.F., Malov I.F., Malofeev V.M., Pozanenko A.S., Smirnov A.V., Sobolev A.M., Cherepashchuk A.M., Shche-

- kinov Yu.A. Review of scientific topics for the Millimetron space observatory // *Phys. Usp.* 2014. V. 57, N 12. P. 1199–1228. DOI: 10.3367/UFNe.0184.201412c.1319.
3. *Саятин С.Н., Артеменко Ю.Н., Мышонкова Н.В.* Проблемы прецизионности криогенного космического телескопа обсерватории «Миллиметрон» // *Вестн. МГТУ. Сер. Естеств. науки.* 2014. № 2. С. 50–76.
 4. *Sychev V.V., Klem A.I.* Adaptation problems in the space telescope of the Millimetron observatory // *Atmos. Ocean. Opt.* 2017. V. 30, N 4. P. 389–398. DOI: 10.1134/S1024856017040121.
 5. *Sychev V.V., Klem A.I.* Algorithm for Controlling a Multielement Mirror using the Millimetron Space Telescope as an Example // *Atmos. Ocean. Opt.* 2018. V. 31, N 6. P. 667–675. DOI: 10.1134/S1024856018060155.
 6. *Sychev V.V., Klem A.I.* Metrological Control of the Spatial Positions of Elements of the Millimetron Telescope Primary Mirror // *Atmos. Ocean. Opt.* 2018. V. 31, N 6. P. 676–681. DOI: 10.1134/S1024856018060167.
 7. *Samygina E.K., Rassudov L.N., Balkovoi A.P.* Comparison of linear position and velocity control strategies for a direct servodrive // 25th Intern. Workshop on Electric Drives: Optimization in Control of Electric Drives. Moscow. 2018. P. 1–5. DOI: 10.1109/IWED.2018.8321382.
 8. *Федорчук С.Д., Архипов М.Ю.* Вопросы обеспечения точности конструкции космического радиотелескопа проекта «Радиоастрон» // *Косм. исслед.* 2014. Т. 52, № 5. С. 415. DOI: 10.7868/S0023420614050057.
 9. *Hongwei Fang, Changliang Xia, Zhengwei Chen, Xile Wei.* Position servo control of brushless DC motor based on the second discrete filter // *IEEE Intern. Conf. on Robotics and Biomimetics.* Sanya. 2007. P. 1838–1842. DOI: 10.1109/ROBIO.2007.4522446.
 10. *Biagiotti L., Melchiorri C., Zanasi R.* Dynamic Filters for Online Planning Optimal Trajectories // *Motion Control Convegno Nazionale ANIPLA.* Milano. 2010.
 11. *Guarino Lo Bianco C., Ghilardelli F.* A Discrete-Time Filter for the Generation of Signals With Asymmetric and Variable Bounds on Velocity, Acceleration, and Jerk // *IEEE Transactions on Industrial Electronics.* 2014. V. 61, N 8. P. 4115–4125. DOI: 10.1109/TIE.2013.2284135.
 12. *Samygina E.K.* Enhancement of Servodrive Control System for Exact Tracking in the Extended Speed Range // *X Intern. Conf. on Electrical Power Drive Systems.* Novocherkassk. 2018. P. 123–126. DOI: 10.1109/ICEPDS.2018.8571515.
 13. *Wang J., Wu J., Gan C., Sun Q.* Comparative study of flux-weakening control methods for PMSM drive over wide speed range // 19th Intern. Conf. on Electrical Machines and Systems. Chiba. 2016. P. 1–6.
 14. *Rassudov L.N., Balkovoi A.P.* Dynamic model exact tracking control of a permanent magnet synchronous motor // *Intern. Siberian Conf. on Control and Communications.* Omsk. 2015. P. 1–4. DOI: 10.1109/SIBCON.2015.7147187.
 15. *Sheikholeslami C., Goers J., Kramer B.* Modern motion control strategies obtain consistent and better performance in uncertain conditions // *ACS Motion Control.* 2010. P. 1–8.
 16. *Böcker J., Beineke S., Bähr A.* On the Control Bandwidth of Servo Drives // 13th Europ. Conf. on Power Electronics and Applications. Barcelona. 2009. P. 1–10.
 17. *Torque motor (direct drive motor): Technical information* // *HIWIN Motion Control and System Technology.* URL: www.hiwin.com/pdf/torque_motor_rotary_tables.pdf (last access: 15.01.2018).
 18. *Сокольскийкий М.Н.* Допуски и качество оптического изображения. Л.: Машиностроение, 1989. 221 с.

E.K. Samygina, A.I. Klem. Numerical simulation of the adaptive control system of the composite main mirror of a large-size space telescope.

Currently, the scientific community is increasingly in demand for large-sized telescopes, which include the developed international project of the Millimetron space telescope with a composite main mirror diameter of ten meters. Creating an effective space telescope is associated with solving the problem of ensuring the high quality of observational information received by the telescope. The successful solution of this problem is largely determined by the task of ensuring high fidelity and maintaining the shape of the composite main telescope mirror ($\text{RMS } 1 \times 10^{-5} \text{ m}$ [1, 3]) which can be solved using the adaptive control system of the space telescope. The article describes the developed mathematical model of the adaptive control system of the composite main telescope mirror, similar in characteristics to the Millimetron project, and presents the results of numerical simulation of the adaptive control system taking into account the limitations of the hardware and software implementation. According to the results of the simulation, an estimate was made of the error in maintaining the shape of the composite main mirror, confirming the applicability of the developed mathematical model.