

**СЕКЦІЯ 1**  
**ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА НАВІГАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ**

УДК 621.375

**ОЦЕНКА ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СОСТАВНОГО РЕЗОНАТОРА  
ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА**

*Бондарь П.М., Бакалор Т.О., Национальный Технический Университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина*

В данной работе приведены исследования влияния неидеальности изготовления отдельных частей составного резонатора волнового твердотельного гироскопа и их соединение на его динамические характеристики. Составной резонатор представляет собой полусферическую оболочку и крепежную ножку, соединенные между собой при помощи глубокого оптического контакта по конструктивной схеме типа “зонтик”. Под неидеальностью изготовления подразумевается в первую очередь не совпадение расчетной и реальной точек крепления полусферической оболочки и крепежной ножки, а также неидеальность изготовления полусферической оболочки, что проявляется в несовпадении расчетного и реального центров тяжести полусферического мениска волнового твердотельного гироскопа.

Проанализировано влияние изменения положения точки подвеса оболочки на стержне на изменение жесткости конструкции, что приводит к изменению собственных частот и возникновению пространственных колебаний динамической системы оболочка – крепежный стержень. Это изменение может быть очень опасным при работе волнового твердотельного гироскопа в условиях внешних вибраций.

Частоты колебаний динамической системы оболочка – крепежный стержень находились на базе пространственной модели движения резонатора волнового твердотельного гироскопа. Впервые, авторами в расчетах собственных частот учитываются крутильные колебания, а также колебания вызванные растяжением – сжатием крепежного стержня.

Получены расчетные зависимости для определения собственных частот колебаний, на основании которых записаны условия точности соединения конструктивных элементов составного резонатора волнового твердотельного гироскопа. На основании полученных условий точности можно создать виброзащищенную конструкцию составного резонатора волнового твердотельного гироскопа.

Ключевые слова: волновой твердотельный гироскоп, составной резонатор, виброзащищенная конструкция, собственные частоты.

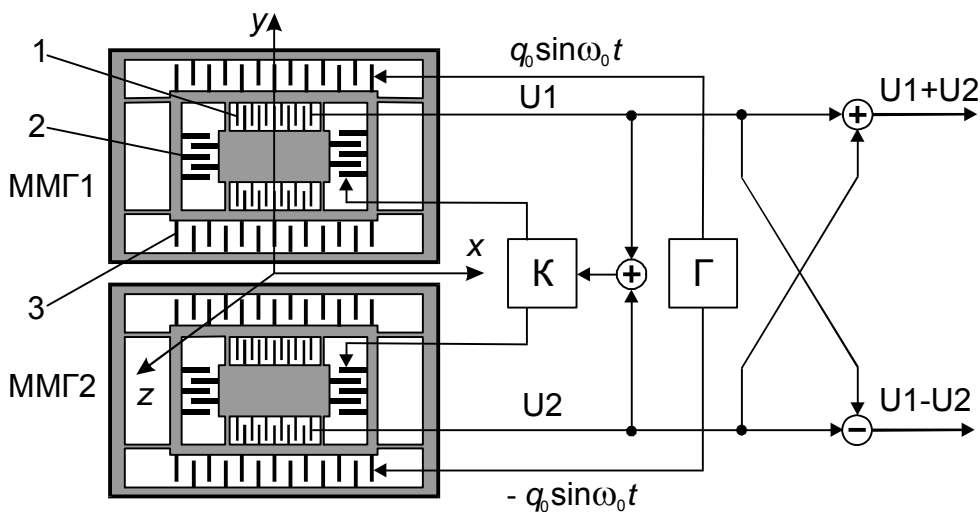
УДК 681.253

## КОМБІНОВАНИЙ ВИМІРЮВАЧ ПАРАМЕТРІВ РУХУ

*Бондар П.М., Ткаченко О.М. Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

Розглянуті особливості роботи комбінованого вимірювача кутової швидкості і лінійних прискорень з використанням диференційної схеми включення двох датчиків, в якості яких використовуються двомасові ММГ з системою силової компенсації.

Спрощена схема побудови комбінованого датчика параметрів руху схематично показана на рисунку.



Основними елементами запропонованої схеми є два двомасових ММГ1 та ММГ2, системи збудження 3 яких живляться від одного генератора (Г) так, що вимушені коливання їх чутливих елементів здійснюються в протифазі з частотою  $\omega_0$ . Вимірювачі споряджені системою силової компенсації 2.

З метою зменшення інструментальних складових похибок застосований від'ємний зворотній зв'язок по сумі вихідних сигналів двох ММГ. Ланка зворотного зв'язку створена ємнісними датчиками 1, підсилювачем (К) та силовими компенсаторами 2. Диференціальний вихід дозволяє спростити виділення сигналів про переносне лінійне прискорення і про кутову швидкість. При цьому переносне лінійне прискорення вимірюється шляхом складання вхідних сигналів  $U_1$  та  $U_2$  вимірювачів, а кутова швидкість – шляхом вирахування цих сигналів.

В роботі проаналізовані динамічні властивості запропонованої схеми та вплив технологічних факторів на похибки вимірювань. Показано що така схема дозволяє суттєво збільшити динамічний діапазон вимірювань параметрів руху.

Ключові слова: ММГ, комбінований датчик.

УДК 629.78.083

ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦІНКИ ДИНАМІКИ І ТОЧНІСТІ СИСТЕМИ ЗАСПОКОЄННЯ, ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА З ВІБРОІЗОЛЬОВАНИМИ ДВИГУНАМИ-МАХОВИКАМИ

*Ларіончик В.М., Цисарж В.В., Марусик П.І., Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна.*

Метою роботи є розробка програмного комплексу (ПК) для дослідження впливу на динаміку і точність прецизійної системи керування орієнтацією і стабілізацією космічного апарата (КА) віброізоляції її виконавчих елементів - двигунів-маховиків.

Застосування віброізоляції дозволяє зменшити вібраційне збудження корпусу КА з боку двигунів-маховиків при обертанні їхніх роторів, яки мають залишкові статичні і динамічні дебаланси. Кожний із чотирьох реверсивних двигунів-маховиків встановлюється на віброізоляторі, що має в загальному 6 ступенів волі.

Математична модель керованого руху КА враховує поступальні вібраційні складові і являє собою систему 27 диференціальних рівнянь з нелінійними членами, що описують залишковий статичний і динамічний дебаланс роторів двигунів-маховиків, перехресні зв'язки руху КА, відхилення осей обертання двигунів-маховиків та осей чутливості вимірювачів від проектних положень, структуру каналів системи керування, збуджуючи моменти та ін.

Використовувалися дискретні алгоритми, ідентичні для трьох каналів системи керування орієнтацією і стабілізацією КА в орбітальній системі координат. В якості вихідної використовувалася інформація про кутові швидкості космічного апарата в зв'язаній системі координат і кутові відхилення між зв'язаною й орбітальною системами координат.

На основі математичної моделі був створений ПК для проведення моделювання керованого руху КА з віброізольованими двигунами-маховиками. ПК розроблений в середовищі програмування Delphi з використанням високопродуктивних методів дискретного інтегрування. В ПК закладені можливості зміни в широких межах значень усіх фізичних параметрів системи що моделюється, а також її структури. ПК дозволяє формувати різні за характером і параметрами зовнішні впливи на КА і в результаті моделювання одержувати необхідний набір параметрів системи, у т.ч. – координат, швидкостей і прискорень, а також потрібні їхні комбінації у функції часу у виді графіків і таблиць. З метою оптимізації процесу моделювання ПК дозволяє оперативно змінювати тимчасовий дискрет моделювання, а також масштаб графіків.

Ключові слова: космічний апарат, математична модель, система керування, двигун-маховик, дебаланс, віброізоляція, програмний комплекс, точність.

УДК 62-752.4: 528.52

## К ВОПРОСУ О КОМПЕНСАЦИИ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАЗЕМНОГО МАЯТНИКОВОГО ПРЕЦИЗИОННОГО ГИРОКОМПАСА

*Юрьев Ю.Ю., Казенное предприятие «Центральное конструкторское бюро «Арсенал»,  
Київ, Україна*

В настоящее время при строительстве и контроле стабильности подземных сооружений (тоннели, шахты и т.д.) существует задача точного азимутального ориентирования. В связи с затруднительностью использования для этих целей известных средств ориентирования от триангуляционной сети и спутниковых систем возрастает роль автономных наземных гирокомпасов (ГК) и гиротеодолитов (ГТ). Сегодня существуют маятниковые ГК со средней квадратичной погрешностью (СКП) определения азимута  $3''$  (угл. сек.), и стоит задача создания прибора с СКП определения азимута, равной  $1''$  (угл. сек.).

Обобщенная конструктивная схема прецизионного ГК может быть представлена в виде неподвижного корпуса с вертикальным зеркалом, азимут которого определяется, и поворотного относительно вертикальной оси гироблока, содержащего подвешенный в нем маятниковый чувствительный элемент (ЧЭ), а также закрепленный на нем фотоэлектрический автоколлиматор (АК) для наблюдения зеркала ЧЭ. Кроме того, прибор содержит устройство измерения горизонтальных углов и оптическое устройство переключения каналов визирования АК поочередно на зеркало ЧЭ и зеркало, азимут которого определяется.

Модель погрешности такого прибора может быть представлена в виде:

$$\delta A = \delta_{\text{сист}} + \delta_{\text{сл}}$$

где  $\delta A$  – погрешность измерения азимута;  $\delta_{\text{сист}}$  – систематические погрешности;  $\delta_{\text{сл}}$  – случайные погрешности.

Предварительное определение поправки прибора на эталонном контрольном направлении изменяет модель и приводит ее к виду:

$$\delta A = \delta_{\text{сл}} + \delta_{\text{эт}} + \Delta_{\text{этр}}$$

где  $\delta_{\text{этр}} = \delta_{\text{сл}} / \sqrt{n}$  – погрешность определения поправки в серии из  $n$  приемов;

$\Delta_{\text{этр}}$  – погрешность эталонного контрольного направления.

При общем уменьшении случайной погрешности ГТ в последние годы, вопрос повышения точности все в большей степени начинает сводиться к исключению систематических погрешностей, что исключает необходимость определения поправки прибора в эксплуатации и контроля факта ее отсутствия при изготовлении в заводских условиях. Систематические погрешности ГК определяются преимущественно положением зеркала ЧЭ, а также разницей состояний «нуля» АК при согласовании с зеркалом ЧЭ и зеркалом, азимут которого определяется.

В настоящее время разрабатываются пути исключения указанных погрешностей. Тогда в общем виде модель погрешности можно представить как:

$$\delta A \approx \delta_{ст.}$$

Ключевые слова: гиротеодолит, гирокомпас, инструментальные погрешности, геометрические погрешности.

УДК 621.317

## ПРИМЕНЕНИЕ ФЕРРОРЕЗОНАНСА В ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ МАГНИТОИНДУКЦИОННЫХ КОМПАСОВ

*Еременко А.П., Снигур А.К., Украинский государственный морской технический  
университет имени адмирала Макарова, г. Николаев, Украина*

Феррозондовые чувствительные элементы являются основой современных судовых магнитоиндукционных компасов. Их достоинствами являются высокая чувствительность, низкий уровень шумов, высокая помехоустойчивость. Поскольку феррозонды относятся к датчикам преобразовательного типа, их характеристики в значительной степени определяются режимом работы обмотки возбуждения.

В данной работе исследованы процессы преобразования сигналов в феррозондовом чувствительном элементе при возникновении феррорезонансных явлений в обмотке возбуждения и параметрического усиления в измерительной обмотке. Приведены сравнительные характеристики рекомендованных в литературе режимов возбуждения с использованием в качестве критерия оптимальности чувствительности по второй гармонике  $G_2$  и мощности  $P$ , потребляемой цепью возбуждения феррозонда. Выполнен анализ условий возникновения указанных режимов и выведены расчетные соотношения, позволяющие выбрать параметры генератора возбуждения и входной цепи блока обработки сигналов для достижения максимальной чувствительности датчика.

Полученные теоретические результаты были проверены в ходе эксперимента, целью которого было изучение возможности повышения чувствительности серийных индукционных датчиков типа ИД-6, штатный режим работы которых не является феррорезонансным, путем модернизации генератора возбуждения и входных цепей электронного блока для достижения указанных режимов.

Результаты эксперимента показали целесообразность применения режимов феррорезонансного режима возбуждения и параметрического усиления в датчиках типа ИД-6. Также была исследована устойчивость феррорезонансного режима и выработаны рекомендации ее повышения путем рационального выбора параметров цепи возбуждения, что позволило уменьшить уровень шумов датчика.

Ключевые слова: феррозонд, обмотка возбуждения, феррорезонанс, параметрическое усиление, измерительная обмотка.

УДК 629.1.05(075.8)

## ИНТЕГРИРОВАНИЕ ГИРОСКОПА НАПРАВЛЕНИЯ СО СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ

*Майданчук А.Ю., Мелешко В.В., НТУУ «КПИ», кафедра приборов и систем ориентации и навигации, Киев, Украина; О.В. Корнейчук, Раменское приборостроительное КБ, Россия*

Главными из погрешностей ГН являются выраженная погрешность, погрешность от возмущения горизонтальной системы коррекции при качке объекта, кардановая погрешность, погрешность от неточности учета и воспроизведения скорости поворота опорной системы координат.

Аппаратура потребителя спутниковых навигационных систем GPS\ГЛОНАСС, лишенная указанных недостатков, обеспечивает глобальность и высокую точность навигации, однако не может быть отнесена к автономным навигационным средствам, не является помехозащищенной.

С учетом сказанного, актуальна задача рационального получения всей совокупности навигационной информации, которая может быть осуществлена при интегрировании разных по своей природе навигационных систем в единый комплекс. В нашем случае приемник сигналов СНС выступает в роли азимутального корректора ГН.

В работе рассматриваются алгоритм и структура интегрированной курсовой системы ( где ГН имеет интегральную горизонтальную коррекцию) которая позволяет решать задачу определения северной составляющей скорости и курса объекта.

Рассмотрены варианты аналитического определения истинного курса и управления гироскопом по сигналу СНС.

При использовании модели системы 5-го порядка при аналитическом определении курса постоянная составляющая ошибки определения угла курса составила  $0,7^\circ$ , а ошибка определения скорости – 1,2 м/с.

При моделировании системы с управлением ошибка определения угла составила  $0,3^\circ$ , а скорости – 0,4 м/с. Обработка сигналов проводится с использованием фильтра Калмана. Используются следующие характеристики системы: ошибка определения координат СНС до 30 м, скорости ухода гироскопов – до 0,2 град/час, ошибка акселерометра – до  $10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>, скорость движения 200 м/с, частота коррекции – 1 Гц.

Кроме увеличения точности измерения, такая система обладает таким преимуществом, как невозмущаемость системы горизонтальной системы коррекции.

К недостаткам такой системы следует отнести то, что при движении объекта строго на восток или на запад, т.е. когда отсутствует северная составляющая скорости, коррекция невозможна.

Ключевые слова: гироскоп направления, азимутальная коррекция, горизонтальная коррекция, система спутниковой навигации, интегрированная курсовая система.

УДК 621.396.988.6

### ИЗМЕРЕНИЕ ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ КАЧКИ СУДНА БЕСПЛАТФОРМЕННЫМИ ИНЕРЦИАЛЬНЫМИ НАВИГАЦИОННЫМИ СИСТЕМАМИ (БИНС)

*Снигур А.К., Украинский государственный морской технический университет имени адмирала Макарова, г. Николаев, Украина*

При решении задач, связанных с обеспечением безопасности мореплавания, а также задач, связанных с грузовыми операциями, выполняемыми плавучими кранами, при определении перемещения бура на плавучих буровых установках, при решении специальных задач, возникает необходимость выработки кинематических параметров поступательного движения заданной точки судна в условиях качки.

В данной работе исследованы способы измерения линейных ускорений качки при установке акселерометров непосредственно на палубе судна, бесплатформенный вариант построения измерителя. Разработаны математические модели определения составляющих поля ускорений из-за вращения Земли и движения судна. Рассмотрены вопросы, связанные с решением задачи определения угловой ориентации судна с использованием БИНС. Знание углов ориентации судна  $\Psi$ ,  $\theta$ ,  $K$  позволяет осуществить преобразование показаний акселерометров в осях системы координат  $Oxyz$ , связанной с судном в соответствующие показания, связанные с географическими осями  $O\xi_r n_r \zeta_r$  (базовой системой координат).

Рассмотрены несколько способов преобразования показаний акселерометров  $a_x$ ,  $a_y$ ,  $a_z$  из системы координат  $Oxyz$  в систему координат  $O\xi_r n_r \zeta_r$  при использовании различных моделей фигуры Земли.

Исследованы методы выделения из показаний акселерометров полезных сигналов.

Полученные теоретические результаты были проверены в ходе моделирования работы БИНС в условиях качки судна.

Результаты моделирования позволили усовершенствовать вычислительные алгоритмы и показали целесообразность использования БИНС для определения линейных ускорений качки судна.

Ключевые слова: линейные ускорения, качка, БИНС, акселерометры, поле ускорений, вращение Земли.

УДК 62-752.4: 528.52

## О ПУТЯХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГИРОТЕОДОЛИТОВ, РЕАЛИЗУЮЩИХ КОМПЕНСАЦИОННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЗИМУТА

*Лихоткин А.М., Казенное предприятие  
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал», Киев, Украина*

Наземные прецизионные быстродействующие гиротеодолиты (гироскопы) применяются во многих отраслях современной техники: строительной, горной, геодезической, специального назначения и т.д., то есть в тех областях, где необходимо точное и быстрое измерение азимута, горизонтальных и вертикальных углов, когда эти измерения другими средствами невозможны или затруднены.

Рассмотрена обобщенная схема гиротеодолита, главной особенностью конструкции которого является наличие двух автономных и соосных вертикальных осевых систем: оси поворота зрительной трубы и оси поворота гироблока с подвешенным в нем чувствительным элементом. При этом ротор и статор автоматического кодового датчика угла связаны, соответственно, со зрительной трубой и поворотным гироблоком. Кроме того, на корпусе гироблока установлен фотоэлектрический автоколлиматор в качестве датчика угла рассогласования с чувствительным элементом.

Рассматриваемый автоматизированный гиротеодолит реализует также компенсационный метод определения азимута (по величине калиброванного момента, уравновешивающего направляющий момент гироскопа вблизи устойчивого и неустойчивого положений динамического равновесия чувствительного элемента).

Данная схема построения гиротеодолита позволяет сократить время и упростить процесс определения азимута, поскольку зрительная труба в процессе определения азимута согласована с ориентируемым направлением и неподвижна.

В настоящее время приборы, построенные таким образом, обеспечивают определение азимута со средней квадратической погрешностью  $\delta=20\dots30''$  (угл. сек.) за время  $t=8\dots12$  мин. и ставится задача повышения их точности, которая ограничивается, в частности, такими факторами, как:

- нестабильность взаимного азимутального положения зрительной трубы и фотоэлектрического автоколлиматора относительно ротора и статора кодового датчика угла соответственно;
- неточность масштабирования моментного устройства.



Рассматриваются пути решения этих задач.

Ключевые слова: гиротеодолит, точность.

УДК 629.7.054

## ОСОБЛИВОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ГІРОСКОПІЧНИХ ПРИЛАДІВ ПІД ВПЛИВОМ ПРОНИКАЮЧОГО АКУСТИЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

*Мельник В.М., Карачун В.В., Саверченко В.Г., Національний технічний університет  
України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна.*

Серед найбільш перспективних напрямків оптимізації польотів ракет-носіїв слід відзначити ефективність використання маневрування в атмосфері, а також підвищення точності та надійності систем інерціальної навігації і бортової апаратури в цілому. В свою чергу, зростання потужності рушійних установок призводить до суттєвого збільшення акустичного випромінювання, проникнення котрого під головний аеродинамічний обтікач призводить до якісної зміни характеристик приладів керування. Причиною цих змін є генеруєма пройдешнім звуковим полем вібрація поверхні елементів підвісу гіроскопа, а також силових і сигнальних систем.

Дослідження показали, що в твердофазних плоских і оболонкових поверхнях під дією проникаючого акустичного випромінювання виникають пружні переміщення, які за деяких умов призводять до появи резонансних факторів – хвильове співпадання, просторово-частотний резонанс, неповний просторово-частотний резонанс. Струнний підвіс також вносить корективи в динаміку приладів, бо в акустичних полях призводить до примусових лінійних і кутових переміщень рухомої частини приладу.

Рідиннофазна складова підвісу гіроскопа, виконуючи пружно-в'язкі функції і задачі зменшення сухого тертя на вихідній осі приладу, в умовах звукових навантажень сприяє трансляції акустичних збурень. Особливо вразливими постають за цих обставин чутливі елементи систем корекції, наприклад, рідинний маятниковий перемикач. Але ще більш переконливою картина вимальовується за умов, коли поплавковий прилад в цілому виступає в ролі чутливого елемента корекції.

В своїй сукупності акустична вібрація поверхні елементів разом з одночасним кутовим переміщенням корпусу ракети-носія призводять до виникнення значних похибок вимірів. Якщо йдеться про пружну взаємодію з акустичним випромінюванням. Але за умов виникнення особливостей можливі і необернені деформації, а також поява тріщин поверхні.

Таким чином, виникає нагальна потреба в якісній і кількісній оцінці природи цього явища з наступним синтезом засобів ізоляції. Серед останніх на теперішній час найбільший розвиток отримали пасивні методи, технічна реалізація котрих і економічна, і дешевша.

Ключові слова: акустичне випромінювання, підвіс гіроскопа, просторово-частотний резонанс, пасивні методи звукоізоляції.

УДК 621.396.67 (031)

## О ГЕОМЕТРИИ ЛУЧА ФАЗОВОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ (ФАР)

*Лазарев Ю. Ф., Цисарж В. В., Национальный Технический Университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина*

При проектировании радиолокационных антенн и использовании их для радиолокационного обнаружения подвижных целей важным является надежное и точное определение угловых координат цели. В существующей литературе по этому вопросу рассматриваются вопросы геометрии для неподвижной антенны. Если же антенна установлена на подвижном основании (например, на корабле), геометрические соотношения требуют уточнения.

В докладе рассмотрены геометрия поворотов антенны ФАР в географической системе координат с учетом ее установки на основании, которое может занимать произвольное угловое положение в пространстве. Установлены новые, уточненные геометрические соотношения, связывающие угловые координаты оси луча антенны ФАР в географической системе и в системе, связанной с антенной.

Выведены формулы для определения в поперечном сечении формы луча антенны так называемого "карандашного" типа, для которого проекция точек пересечения луча со сферой единичного радиуса на плоскость антенны при любых поворотах оси луча относительно антенны представляет собой эллипс с фиксированными параметрами.

Найдены соотношения, позволяющие пересчитать координаты цели относительно луча антенны в координаты цели относительно плоскости антенны.

Приводятся графики, иллюстрирующие результаты такого пересчета.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании антенных устройств, устанавливаемых на подвижных объектах. Представленный математический аппарат позволяет исследовать влияние на точность определения положения цели погрешностей измерения углов поворота антенны и цели относительно антенны.

Ключевые слова: ФАР, координаты цели.

Литература.

1. Kahrilas P. J. Electronic scanning radar systems (ESRS), Design Handbook. - Artech House, 1960-1970

2. Hansen R. C. Microwave Scanning Antennas, v. I, II, and III. – N. Y.: Academic Press Inc., 1964

Сканирующие антенные системы СВЧ, т. I, II, III. Пер. с англ. Под ред. Г. Т. Маркова и А. Ф. Чаплыгина. – М.: Сов. радио, 1966, 1969, 1971

3. Справочник по радиолокации. Под ред. М. Скольника, Нью-Йорк, 1970. Пер. с англ. (в четырех томах) под общей ред. К. Н. Трофимова. Том 2. Радиолокационные антенные устройства. Под ред. П. И. Дудника. – М.: Сов. радио, 1977. – 408 с.

УДК 531.383

## СВОБОДНОЕ ДВИЖЕНИЕ МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ ПО ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ

*Лазарев Ю. Ф., Национальный Технический Университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина*

Решается задача исследования свободного (по инерции) движения материальной точки по поверхности идеальной планеты (Земля) равновесной формы.

Построена математическая модель (дифференциальные уравнения) движения точки по углам широты и долготы с учетом равновесной формы поверхности планеты.

Проведено численное интегрирование полных уравнений движения точки для различных начальных скоростей и начальных положений точки на поверхности планеты. Установлено, что в общем случае точка совершает периодические колебания по углу широты и углу долготы, которые в средних широтах близки к движению точки на поверхности планеты по окружности, центр которой дрейфует на запад в любом полушарии. Вблизи экватора движение значительно усложняется. Период и амплитуда колебаний по углу широты увеличиваются вдвое. Центр колебаний перемещается на экватор и дрейфует в среднем вдоль экватора на восток.

Проведено теоретическое исследование упрощенной математической модели движения, которая дает удовлетворительное совпадение с результатами численного моделирования. Найдены первые интегралы движения. На основе анализа энергетических соотношений установлены формулы, позволяющие определить положения равновесия и экстремальные положения точки по углу широты, выявить области устойчивости положений равновесия.

Найдены приближенные теоретические решения методом возмущений модификации А. Н. Крылова. Установлены (с точностью до малых второго порядка включительно) формулы для оценки периода колебаний точки по углу широты, форма колебаний и амплитуды отдельных гармонических составляющих этого движения. Найдены формулы для вычисления средней скорости дрейфа точки по углу долготы. Показано достаточно хорошее совпадение результатов теоретического анализа с результатами численного моделирования.

Результаты работы могут быть использованы для анализа глобальных атмосферных и океанических процессов на планетах.

Ключевые слова: математическая модель, материальная точка.

УДК 624.131.1

## ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ВИБРОДИАГНОСТИКИ СТРОИТЕЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

*Аврутова И.В., Бублик Г.Ф., Жуковский Ю.Г. Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

Большое значение для безопасной эксплуатации строительных объектов различного назначения имеет своевременное техническое обследование. Качественно его осуществить можно только при наличии высокочувствительной измерительной аппаратуры, современной вычислительной техники и специально разработанных методик и программ. Объединение перечисленных требований позволило разработать и создать автоматизированную информационно-измерительную систему для вибродиагностики строительных объектов и их элементов.

Основными составляющими измерительной аппаратуры являются электромеханические прецизионные акселерометры компенсационного типа. Информационно-измерительная аппаратура содержит их два или три. Акселерометры в датчике ориентированы ортогонально друг другу так, что два из них располагаются в горизонтальной плоскости параллельно продольной и поперечной осям датчика, а третий акселерометр – вертикально.

Разработана методика для мониторинга объектов при микросейсмических воздействиях. Отличительной особенностью методики является то, что измеряются микроколебания не только объекта исследований, но и параметры возмущающего воздействия. С этой целью измерители устанавливаются как на объекте исследований, так и за его пределами. Продольные и поперечные оси всех измерителей при помощи буссоли и уровня ориентированы параллельно друг другу. Регистрация измеренной информации через входы многоканального АЦП осуществляются синхронно в памяти компьютера.

Разработанные алгоритмы и программы позволяют осуществлять регистрацию измеренной информации автоматически на протяжении длительного времени, при этом в целях экономии объема памяти осуществляется селекция сигналов по амплитудным значениям.

Статистическая обработка результатов длительных измерений позволяет получить не только диагностические признаки объекта и их взаимосвязь с параметрами возмущающих воздействий, но и прогнозировать развитие событий на определенный интервал времени.

Апробация полученных алгоритмов и методик, а также информационно-измерительной аппаратуры проведена на Ливадийском дворце (г. Ялта).

Результаты проведенных исследований и разработанная информационно-измерительная система могут быть рекомендованы для вибродиагностики зданий и сооружений, расположенных в местах с интенсивными микросейсмическими возмущениями.

Ключевые слова: вибродиагностика, информационно-измерительная система, акселерометр.

УДК 629.76

### МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЙ ДЛЯ ВИКОРИСТАННЯ В СИСТЕМАХ КЕРУВАННЯ.

*Мариношенко О.П., Національний технічний університет України  
“Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна.*

Пропонується методика дослідження стійкості механічної системи, на прикладі крила, за допомогою варіаційних підходів та методів з подальшим використанням в системах керування, зокрема в протифлатерній системі.

Теорії розрахунку динаміки несучих поверхонь в потоках газу досліджуються на основі теорії балок, тонкостінних елементів. Дія повітряного потоку на крило скінченного, нескінченного розмаху моделюється системою певних типів вихрових полів.

В доповіді формулюється загальний підхід до розрахунку динамічних характеристик повітряного потоку на несучих поверхонь різного типу та основі єдиного інтегрального підходу – варіаційних співвідношень, за які обрано принцип можливих переміщень (ПМП).

Основне концептуальне положення, яке покладається в основу нового підходу, полягає в тому, що тут крило літака трактується як деяке порожнисте (скелетне) просторове тіло з неоднорідного матеріалу зі змінними по довжині масовими інерційними та жорсткісними характеристиками. Для формулювання характеристик НДС, методів розрахунку пропонується використовувати підходи просторової теорії пружності однорідних і неоднорідних матеріалів.

Повітряний потік, що обтікає несучу поверхню (крило) моделюється ідеальною стисливою рідиною, обтікання вважається плавним, безвідривним з урахуванням вихрових полів. Тут також пропонується аналіз динамічних процесів на основі ПМП.

Сформульовано загальне варіаційне співвідношення типу ПМП, яке описує взаємний вплив руху повітряного потоку і несучої поверхні. Для сумісного розрахунку повітряного потоку і несучої поверхні наведені умови кінематичного контакту між рідиною та крилом. Відмітимо, що на основі вказаного загального підходу можливий розрахунок будь-яких типів несучих

поверхонь та їх взаємодію з рідиною, що має різні характеристики (густина, в'язкість та ін.).

На основі вище сказаного проводяться дослідження стійкості механічної системи (крила) а саме статичної та динамічної стійкості, визначення критичних швидкостей дивергенції та флатера, також висування вимоги щодо сенсорів та керуючих елементів, які будуть в подальшому включені в потифлатерну систему керування літака.

Ключеві слова: крило, математична модель, система керування.

УДК 621.375

## ПЬЕЗОЕЛЕКТРИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ И НАНОТЕХНОЛОГИИ

*Петренко С.Ф., Лавриненко В.В., Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», ТОВ «LILEYA», г. Киев, Украина*

В настоящее время более 40 концернов в мире занимаются пьезоэлектрическим двигателем, и число их растет с каждым годом, а компания, занимающаяся электроприводом, считает престижным иметь специалиста по пьезоэлектрическим двигателям.

Об уникальных моментных свойствах пьезоэлектрических двигателей говорилось достаточно много. В работе речь пойдет о другом уникальном свойстве пьезоэлектрических двигателей, которое широко используется в нанотехнологиях – способности делать мельчайшие шаги в пределах долей угловых секунд. Это свойство обусловлено высокими старт-стопными характеристиками двигателя.

Если двигатель нагрузить на прецизионную винтовую пару (винт-гайку) с передачей 0,5 мм на оборот, то при шаге в одну угловую секунду перемещение рабочего органа (например, столика микроскопа) составит ~0,4 нанометра. Это качество используется при построении медико-биологических микроманипуляторов, например для выполнения микроопераций на клеточном уровне (мембранные технологии, технологии по искусственному оплодотворению и т.д.). С помощью таких манипуляторов осуществляется манипулирование в микронных и субмикронных диапазонах, причем такие манипуляторы не должны создавать вибраций и быть стабильными позиционерами. В работе представлен пример выполнения такого отечественного микроманипулятора PSF-3. По оценке специалистов американской компании «World Precision Instruments Inc.» (мировой лидер по производству оборудования для клеточных технологий) этот микроманипулятор является “...первым в мире полностью моторизованным пьезоэлектрическим микроманипулятором, идеальным для целей электрофизиологии с уровнем разрешения ~1 нм” ([http://www.wpiinc.com/WPI\\_Web/Micromanipulators](http://www.wpiinc.com/WPI_Web/Micromanipulators)). Естественно, что и к пьезоэлектрическому двигателю PM-20R, специально разработанному для

такого микроманипулятора, предьявляются особые требования, а именно-выполнение комплексного компьютеризованного контроля.

Такой манипулятор может быть широко использоваться и в других областях нанотехнологий, например для стыковки оптических модулей в волоконно-оптических линиях связи, в диагностике подложек интегральных схем и т.д.

Ключевые слова: пьезоэлектрический двигатель, контроль, микроскоп, измерение.

УДК 623.4.054.9

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ ПРИ БОМБОМЕТАНИИ ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

*Жук Е.В., Казенное предприятие  
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал», Киев, Украина*

При решении задачи прицеливания по информации от спутниковых навигационных систем (СНС) введена система координат  $Ox_Ty_Tz_T$ , начало которой помещают в точке  $O$  местоположения летательного аппарата (ЛА), ось  $Ox_T$  направляют на север по касательной к географическому меридиану, проходящему через точку  $O$ . Ось  $Oz_T$  направляют на восток по касательной к географической параллели, проходящей через точку  $O$ , а ось  $Oy_T$  направляют вверх перпендикулярно плоскости  $Ox_Tz_T$ . По радиосигналам от искусственных спутников Земли в системе координат  $Ox_Ty_Tz_T$  определяется информация:

- текущие значения географической широты, географической долготы, высоты над уровнем моря, путевой скорости и угла сноса ЛА;
- значения географической широты, географической долготы и высоты над уровнем моря цели.

Задача прицеливания при использовании информации от СНС сводится к переходу от абсолютных географических координат к определению линейных величин относительно положения ЛА и цели в горизонтальной системе координат ЛА  $Ox_{yz}$ , где ось  $Ox$  направлена вдоль проекции на горизонтальную плоскость продольной оси ЛА, направление оси  $Oy$  совпадает с направлением оси  $Oy_T$ , а  $Oz$  дополняет систему до правой. На этапе вывода ЛА в точку сброса бомбы вычисляются текущие продольная  $X_T$  и боковая  $Z_T$  координаты цели в системе  $Ox_{yz}$ . Кроме того, по разности высот над уровнем моря ЛА и цели, по физическим характеристикам движения ЛА, по типу применяемых бомб вычисляется штилевой относ и время падения бомбы, которые с учетом влияния ветра пересчитываются в продольную  $A_x$  и боковую  $A_z$  составляющие баллистического относ. Вычисляется время, оставшееся до выхода в точку сброса

$$t_{\text{ост}} = (X_T - A_x) / V_x,$$

( $V_x$  – продольная составляющая приборной скорости ЛА), а также угол отклонения от траектории выхода в точку сброса

$$\Delta K_p = (Z_T - A_z) / X_T.$$

Параметры  $t_{\text{ост}}$  и  $\Delta K_p$  выдаются на индикацию. При пилотировании ЛА должно выполняться требование:

$$\Delta K_p \rightarrow 0,$$

а условие выхода ЛА в точку сброса бомбы имеет вид:

$$X_T - A_x \leq 0.$$

Использование информации от СНС позволяет обойтись без визуальной привязки к цели (например, в условиях плохой видимости), повысить точность решения задачи бомбометания.

Ключевые слова: прицеливание, спутниковые навигационные системы, летательный аппарат, цель, бомба.

УДК 535.81

### ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Троцкий Е.Б., Агутин А.М., Непотюк Я.В. Казенное предприятие  
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал», Киев, Украина*

Для космической съемки земной поверхности с высоким разрешением, при проведении астрофизических и астрометрических экспериментов в космосе необходима точность трехосной ориентации космических аппаратов (КА) порядка единиц угловых секунд. Самый эффективный способ определения ориентации КА основан на съемке звездного неба системой звездной ориентации с большим полем зрения, построенной на базе матричного ПЗС. Основные достоинства метода - получение параметров ориентации в реальном масштабе времени, высокая точность, автономность.

Аппаратная точность определения ориентации приборной системы координат звездного датчика, в основном, определяется характеристиками ПЗС и качеством оптической системы.

В докладе рассмотрены характеристики матричного ПЗС, их связь с параметрами оптической системы, точностью определения параметров ориентации, угловой скоростью движения КА, вероятностью определения параметров ориентации в цикле измерений. Приведены критерии выбора разрешающей способности, динамического диапазона матричного ПЗС, рабочего отношения сигнал-шум, диапазона яркости наблюдаемых звезд.

Материалы доклада и результаты исследований макета малогабаритной системы звездной ориентации для КА положены в основу, создаваемых в ЦКБ "Арсенал", высокоточных астроизмерительных систем.

Ключевые слова: матричный ПЗС, астроизмерительные системы, звездный датчик.



УДК 681.513.6

## АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*Умаханов Е.О., Национальный технический университет Украины  
“Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина*

Целью данной работы является синтез адаптивной системы управления ориентацией космического аппарата (КА) идентификационного типа, которая бы адаптировалась к изменениям моментов инерции КА и была грубой к внешним возмущениям.

Для решения этой задачи использовался метод аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР) и адаптивного управления на многообразиях. В качестве математической модели были взяты динамические уравнения Эйлера КА и кинематические уравнения движения в кватернионах.

Методом АКАР синтезированы оптимальные законы управления, которые являются функциями от угловых скоростей, компонентов векторной части кватернионов и их производных. Введение последних, позволяет ускорить процесс управления.

Применяя алгоритмы адаптивного управления к полученной методом АКАР системе, был введен дополнительный контур адаптации для оценки (настройки) коэффициентов, зависящих от моментов инерции КА.

Моделирование управления процессом ориентации проводилось в среде MatLab с учетом изменения моментов инерции объекта по заданному закону.

Полученные результаты показывают, что синтезированная методом АКАР система управления обладает большой робастностью к вариациям моментов инерции КА – быстродействие системы и величины моментов управления меняются не значительно. Но вместе с тем ухудшается траектория движения вектора Эйлера поворота (в идеальном случае это движение вдоль прямой (в координатах векторной части кватернионов) от начального положения объекта к началу координат).

Адаптивная система управления позволяет оценивать с высокой точностью параметры моделей, зависящие от моментов инерции тела, при этом время переходного процесса идентификации составляет 2..4 сек (в зависимости от алгоритма адаптации). Такой контур адаптации сохраняет желаемую динамику системы, синтезированной методом АКАР при априорной информации о моментах инерции КА.

Таким образом, методы АКАР и адаптивного управления на многообразиях обладают большим преимуществом перед классическими алгоритмами (динамическое программирование, метод функций Ляпунова и др.) как на этапе синтеза (введение агрегированных макропеременных позволяет в значительной

мере упростить аналітичні вичисления законів управління, дослідження стійкості і др.), так і в процесі роботи.

Дальніше покращення якості системи можна отримати, використовуючи нелінійні функції від макроременних, алгоритми адаптації другого порядку і нейросетеві системи.

Ключові слова: АКАР, КА.

УДК 535.81

## ДВУХКООРДИНАТНИЙ ПРИБОР ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТНОСИТЕЛЬНО СОЛНЦА НА ОСНОВЕ ПЗС – ЛИНЕЙКИ

*Богоявленская Т.А., Кучерук Г.Л., Пырлик Д.Я. Казенное предприятие  
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал», Киев, Украина*

Настоящий доклад посвящен разработке и исследованиям малогабаритного измерителя координат Солнца (ИКС), измеряющего в широком диапазоне угловые координаты Солнца относительно его визирной оси и предназначенного для использования его в системах управления космических аппаратов. ИКС разработан в КП «ЦКБ «Арсенал» для космического аппарата "Січ-1М".

ИКС одновременно измеряет две угловые координаты Солнца ( $\alpha$  и  $\beta$ ) и представляет собой безлинзовый прибор, основными оптическими элементами которого являются ПЗС-линейка и удаленная от нее на определенное расстояние щелевая V-образная диафрагма. Угловые координаты Солнца определяются по положению на регистре ПЗС-линейки световых пятен от изображения диафрагмы. Алгоритм обработки считываемой с ПЗС-линейки информации учитывает смещение световых лучей в защитном стекле ПЗС-линейки и погрешности изготовления деталей и сборочных единиц ИКС. Для создания оптимальной освещенности ПЗС-линейки применена система светофильтров, подавляющих солнечное излучение и выравнивающих освещенность регистра ПЗС-линейки при углах падения солнечных лучей во всем диапазоне измерений. Стабильность конструкции при механических воздействиях обеспечена клеевой оптикой элементов.

Изготовленный и прошедший приемо-сдаточные испытания ИКС имеет следующие технические характеристики:

- диапазоны измеряемых угловых координат:
  - по  $\alpha$  от минус  $56^\circ$  до  $+56^\circ$ ,
  - по  $\beta$  от минус  $42^\circ$  до  $+42^\circ$ ;
- предельная погрешность измерений  $\pm 15'$ ;
- потребляемая мощность не более 1,5 Вт;
- масса не более 1 кг;

– габаритные размеры 150×100×100 мм.

По результатам исследований определены возможные пути уменьшения погрешности.

Ключевые слова: ПЗС – линейка, измеритель координат Солнца.

УДК 535.81

## МЕТОД КОНТРОЛЯ ФУНКЦИИ ПЕРЕДАЧИ МОДУЛЯЦИИ (ФПМ) СКАНЕРОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ.

*Тягур В.М. Казенное предприятие  
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал», Киев, Украина*

Создание сканеров дистанционного зондирования поверхности Земли требует измерения функции передачи модуляции (ФПМ) не только самого объектива, но и всего сканера в целом. Для измерения ФПМ объектива существуют достаточно много различных методов и установок с обоснованием выбора метода и точности измерений. Для измерения ФПМ сканера в целом необходима доработка этих методов. В докладе приведен метод измерения функции передачи модуляции сканера, проведен анализ погрешностей, влияющих на точность измерения.

Метод основан на измерении глубины модуляции выходного сигнала сканера, снимаемого с ПЗС-линейки. Измерения могут проводиться для нескольких частот, в том числе для частоты Найквиста.

Основными ошибками, влияющими на точность измерения ФПМ, являются:

- Ошибка «фазы» - ошибка совмещения центра изображения штриха с центром пикселя;
- Ошибка разворота мира (тест-объекта);
- Ошибка измерения контраста на нулевой частоте;
- Ошибка изготовления тест-объекта;
- Ошибка увеличения (отступление реальных фокусных расстояний объектива коллиматора и испытываемого объектива от номинальных);
- Ошибка установки тест-объекта в фокальную плоскость объектива коллиматора;
- Ошибка волнового фронта объектива коллиматора за счет изготовления;
- Методическая ошибка пересчета контраста прямоугольной мира в контраст синусоидальной мира.

Так как изготовление синусоидальной мира весьма проблематично, то измерения проводятся с помощью прямоугольной мира, а величина контраста в изображении синусоидальной мира сканера, т.е. ФПМ для частоты  $N_i$  вычисляется по формуле:

$$T_{\Sigma(N_i)} = \frac{\pi}{4} M(N_i)$$

Среднеквадратическая ошибка измерения ФПМ сканера составляет  $\sigma_{\Delta T} \leq 0,02$ .

Ключевые слова: функция передачи модуляции (ФПМ), сканер дистанционного зондирования Земли, частота Найквиста, тест-объект, прямоугольная мира.

УДК 621.37

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ КОНТРОЛЯ ДОРОЖНОГО ДВИЖЕНИЯ

*Уразгильдиев И.Р., Национальный Технический Университет Украины «Киевский  
Политехнический Институт», г. Киев, Украина*

Радиолокационные (РЛ) измерители дальности и скорости миллиметрового диапазона находят все более широкое применение в автоматизированных системах контроля дорожного движения стран Западной Европы. Важным преимуществом РЛ измерителей по сравнению с датчиками других типов (лазерными, оптическими и другими) является то, что РЛ измерители сочетают в себе высокую точность измерений, низкую стоимость производства и эксплуатации и нечувствительность к изменениям метеоусловий и освещенности. В данном докладе рассматриваются особенности построения и применения двух типов РЛ измерителей, разработанных фирмой Sensys Traffic AB (Швеция).

Измерители первого типа (RS240) предназначены для оценивания скорости и дальности до автомобилей, пересекающих некоторый участок автотрассы [1]. Они используют квазинепрерывный многочастотный зондирующий сигнал с частотной манипуляцией (CW/FSK) и работают на несущей частоте 24 ГГц. Основной задачей измерителей RS240 является обнаружение автомобилей, скорость которых превышает некоторое установленное значение, и выдачу информации о текущем положении автомобилей-нарушителей на устройство управления цифровой фотокамерой. Последняя обеспечивает получение изображения автомобиля и его номерного знака.

Другим типом РЛ датчиков является сверхширокополосный измеритель дальности (RC240), использующий зондирующий сигнал с псевдослучайной фазовой модуляцией (PRBS). Этот датчик предназначен для классификации автомобилей [2]. Он устанавливается над контролируемым участком дороги и обеспечивает измерение профиля высоты автомобиля. Профиль высоты используется в качестве основного признака, позволяющего определить класс автомобиля.

Ключевые слова: радиолокационный измеритель, контроль дорожного движения.

Литература

1. <http://www.sensystraffic.se>.

2. I. Urazghildiiev, R. Ragnarsson, K. Wallin, A. Rydberg, P. Ridderström and E. Öjefors, "A vehicle classification system based on microwave radar measurement of height profiles," Proc. of RADAR'2002 Conf., pp. 409-413, 15-17 October 2002, Edinburgh, UK.

УДК 62-50

## АЛГОРИТМЫ ОЦЕНИВАНИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

*Цисарж В.В., Национальный Технический Университет Украины “Киевский  
политехнический институт”, г. Киев, Украина*

Для решения задач навигации, слежения за различными космическими объектами, зондирования поверхности Земли требуется ориентация космического аппарата относительно так называемой орбитальной системы координат, которая связана с вертикалью места и плоскостью орбиты.

Использование векторно-кинематического подхода позволяет в настоящее время широко использовать для определения параметров угловой ориентации космических аппаратов асимптотические цифровые методы оценивания: наблюдающие устройства Люенбергера, оптимальные фильтры Калмана и их различные модификации. Эти методы используются не только как алгоритмы обработки измерительной информации, но и для оценки потенциальных возможностей рассматриваемых измерительных устройств с точки зрения точности построения орбитальной системы координат, а также для синтеза структуры комплексных измерительных устройств.

В данном докладе приводятся ряд нелинейных цифровых алгоритмов оценивания углового положения космического аппарата в орбитальной системе координат основанных на использовании теории нечетких множеств и методов гарантированного оценивания полного вектора состояния. В докладе проводится их сравнительный анализ с оптимальным фильтром Калмана, а также оценивается их эффективность при решении задач оценивания пространственного углового положения космического аппарата в орбитальной системе координат.

Полученные теоретические выводы подтверждены результатами математического моделирования цифровых нелинейных алгоритмов оценивания углового положения космического аппарата и проведен их сравнительный анализ с оптимальным фильтром Калмана.

Ключевые слова: алгоритмы оценивания, оптимальный фильтр Калмана, гарантированное оценивание, космический аппарат.