**«Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана»**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

**Реферат на тему**

**Роторный вибрационный гироскоп**

**(**$\overbar{H}$ - **за счет вращения корпуса ракеты)**

Выполнил:

Пашинин С.А.

группа ИУ2-72

 2009 г.

Оглавление

[Введение 2](#_Toc245137551)

[РВГ, устройство и принцип работы 3](#_Toc245137552)

[Погрешности прибора 6](#_Toc245137553)

[Список использованной литературы 8](#_Toc245137553)

**Введение**

**Вибрационный гироскоп (ВГ) -** прибор для определения угловой скорости обекта, содержащий реагирующие на вращение объекта вибрирующие детали (колебания идут в одной плоскости при повороте объекта). Различают ВГ стержневого и роторного типа. У ВГ стержневого типа чувствительным элементом являются некоторые вибрирующие массы, например стержни, подобные ветвям камертона.

Принцип работы вибрационных гироскопов основан на измерении кориолисова ускорения. Возможно, впервые этот принцип был использован Фуко (1851 г.) для доказательства вращения Земли. Первым вибрационным гироскопом принято считать *гиротрон*, разработанный в начале 50-х годов прошлого века. В 1960-е и 1970-е годы было заптентовано значительное число аналогичных (т. е. основанных на измерении кориолисова ускорения) устройств, не получивших, однако, широкого распространения. Современный уровень развития технологий позволяет производить вибрационные гироскопы, сочетающие малые размеры и низкую стоимость с приемлемой точностью определения угловой скорости.

У роторного ВГ вибрирующим элементом является вращающийся ротор с упругим подвесом. Создание ВГ сопряжено с рядом технических трудностей. Возможности применения ВГ весьма разнообразны. Наиболее просто прибор используется в качестве измерителя угловой скорости объекта. Также можно найти применение в системах гироскопической стабилизации, в инерциальных навигационных системах и других областях гироскопической техники.

**РВГ, устройство и принцип работы**

*Класс роторных вибрационных гироскопов (РВГ), а, точнее, подкласс роторных вибрационных гироскопов для вращающегося объекта*. Приборы этого подкласса – датчики угловой скорости, устанавливаются на объектах (зенитные ракеты, управляемые снаряды), имеющих собственную постоянную скорость вращения вокруг продольной оси (обычно от 10 до 25 об/с), поэтому в конструкции прибора отсутствует двигатель, создающий вращение чувствительного элемента прибора.



1

2

3

4

5

6

7























Рис. 1. РВГ без ОС. 1 – основание, 2 – постоянный магнит, 3 – чувствительный элемент (латунная рамка и обмотка), 4 – опоры, 5 – токоподводы, 6 – элементы магнитной системы, 7 – обмотка

В конструкции прибора без ОС (KRS-100) использован магнито-индукционный датчик угловой скорости колебаний чувствительного элемента и магнито-индукционное демпфирование угловых колебаний.

Уравнения движения чувствительного элемента прибора (рамки) вокруг оси ()

 

где  ­– момент вокруг оси подвеса , включающий момент трения и момент тяжения упругих токоподводов, а также моменты, вызванные несбалансированностью рамки;  – моменты инерции чувствительного элемента (рамки) относительно осей ;  – удельный демпфирующий момент;  – углы, определяющие положение векторов угловой скорости  и углового ускорения  носителя в плоскости чувствительности;  – угловая скорость снаряда (ракеты) вокруг продольной оси.

4

В связанной с ракетой системе координат при установившихся колебаниях чувствительного элемента прибора (,  и ) выходной сигнал прибора определяется выражением

,

где  – масштабный коэффициент прибора;  – фазовый сдвиг выходного гармонического сигнала прибора относительно гармонической проекции входной угловой скорости на ось чувствительности прибора ( – фазовый сдвиг угловых колебаний чувствительного элемента относительно гармонической проекции вектора входной угловой скорости на ось  прибора).

Прибор построен по схеме одноканального двухмерного датчика, имеющего плоскость чувствительности и измеряющего проекцию вектора угловой скорости, на плоскость перпендикулярную продольной оси вращения объекта. Чувствительный элемент прибора в одноосном подвесе при развороте объекта вокруг оси, перпендикулярной оси собственного вращения, совершает угловые колебания с частотой, равной частоте вращения объекта. Амплитуда и фаза гармонических колебаний несут информацию о векторе угловой скорости. Колебания чувствительного элемента датчика преобразуются в электрический сигнал, который используется в канале управления полётом объекта.

 Во время полета продольная ось ракеты под действием внешних аэродинамических сил может описывать конус. Наличие такого движения ограничивает дальность полёта и увеличивает рассеяние. Ракета эксплуатируется в широком температурном диапазоне, а также имеет нестабильность собственной частоты вращения. Эти факторы сказываются на выходном сигнале прибора.

 - температурный диапазон эксплуатации РВГ составляет от  до 

- масштабный коэффициент и фаза сигнала прибора зависят от скорости вращения объекта вокруг продольной оси и от температуры.

**Погрешности прибора**

Точность систем стабилизации и управления летательного аппарата зависит от точности измерителей параметров движения (акселерометров, датчиков угловой скорости), а также от алгоритма обработки информации измерителей. Летательные аппараты, как правило, эксплуатируется в широком диапазоне различных воздействий (вибрационные, ударные, температурные). Это приводит к погрешностям в показаниях измерительных приборов, что ухудшает работу систем стабилизации и управления полётом.

 Одним из путей повышения точности систем управления является использование *алгоритмической компенсации* погрешностей навигационного прибора.

Для этого необходимо знать:

1. внешнее воздействие (например, температуру прибора);
2. модель погрешности прибора.

Систематические погрешности прибора:

1. Погрешности, вызванные непостоянством скорости вращения ракеты вокруг продольной оси.
2. Температурные погрешности.

Для компенсации *погрешности от непостоянства скорости вращения* ракеты применяется корректирующее звено в выходной электрической цепи прибора. Так как применение корректирующего звена влияет на изменение (при изменении скорости вращения ракеты вокруг продольной оси) амплитуды и фазы выходного гармонического сигнала прибора, то введена методика оценки эффективности применения такого способа коррекции. Применение корректирующего звена позволяет снизить диапазон изменения относительной скоростной погрешности в десять раз.

Для компенсации *температурной погрешности* прибора применяются в выходной электрической цепи корректирующие элементы с термозависимыми характеристиками и алгоритмическая компенсация.

Произведя расчет эффективности применения корректирующего звена в выходном каскаде прибора, можно утверждать, что применение корректирующего звена снижает зависимость выходного сигнала прибора от изменения частоты вращения снаряда. Кроме того, рассмотрев способы компенсации температурной погрешности можно сказать, что при применении электрических элементов с заданными температурными параметрами теоретическая относительная температурная погрешность амплитуды  будет в диапазоне от  до ; абсолютная погрешность фазы  будет в диапазоне от  до  (при частоте вращения снаряда 15 Гц)

**Список использованной литературы**

## Майоров Д.В. Диссертация на тему “Аппаратурное и методическое обеспечение испытаний роторного вибрационного гироскопа для вращающегося носителя”. 2007.

1. статьи в интернете.