УДК 621.396.988.6+531.383

Д. МЕЙЕР, Д. РОЗЕЛЛЕ

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ МИНИАТЮРНОГО ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА

В статье представлены некоторые результаты разработки отделением навигационных систем компании «Нортроп Грумман» нового миниатюрного волнового твердотельного гироскопа (ВТГ), предназначенного для использования в прецизионной системе наведения для наземных применений. Приводены краткие сведения об особенностях конструкции гироскопа и инерциального измерительного блока, а также результаты испытаний (в том числе сравнительных с ранее разработанным ВТГ для космических применений), демонстрирующие чрезвычайно низкий уровень шума и высокую стабильность нового гироскопа.

Введение

Идея волнового твердотельного гироскопа зародилась в конце 19 века и была высказана в исторической статье Дж. Х. Брайана «О биении колебаний вращающегося цилиндра или конуса», напечатанной в трудах Кембриджского философского общества в 1892 г. [1]. В статье приводится математическое описание природы биений, возникающих в результате вращения колеблющейся оболочки вокруг оси симметрии (или оси цилиндра). В колеблющейся оболочке, например в бокале, вращение бокала относительно основания приводит к тому, что узлы колебаний на краю оболочки движутся с угловой скоростью (или скоростью прецессии) меньшей, чем скорость самой оболочки. Из этого наблюдения и идеи появился такой современный инерциальный прибор, как волновой твердотельный гироскоп.

Физический принцип работы ВТГ связан с силами, возникающими в результате кориолисова ускорения. Эти силы придают ветрам и океанским течениям в северном полушарии правое направление, а в южном полушарии – левое. Впервые этот эффект был замечен Гаспаром-Густавом Кориолисом, французским ученым; в 1835 г. Он описал силы, возникающие вследствие движения объекта во вращающейся системе координат [2].

Хотя теория данного явления была полностью разработана к концу 19 века, должно было пройти еще полвека, прежде чем специалисты исследовательской компании Delco Wakefield в Массачусетсе заново открыли работу Брайана. В 1965 г. была сформирована исследовательская группа во главе с др. Дэвидом Линчем, задача которой заключалась в изучении «нетрадиционных инерциаль-

Мейер Дуглас. Директор по направлению разработки датчиков подразделения навигационных систем компании «Нортроп Грумман» (Вудленд Хилс, Калифорния, США).
Розелле Дэвид. Ведущий научный сотрудник подразделения навигационных систем фирмы «Нортроп Грумман».

Научный редактор перевода д.т.н. Ю.А.Литманович.

Статья по докладу на XIX Санкт-Петербургской навигационной конференции по интегрированным навигационным системам.

ных инструментов». В результате разработок был создан современный ВТГ, который затем нашел практическое применение [3].

Волновые твердотельные гироскопы (ВТГ) зарекомендовали себя в качестве высоконадежных приборов для космической техники, успешно проработав более 18 миллионов часов и в полном объеме выполнив все задачи. В настоящее время отделение навигационных систем компании «Нортроп Грумман» разрабатывает наземную инерциальную навигационную систему на основе проверенной космической технологии, которая может быть использована в системах наведения. В статье кратко описывается разрабатываемая система и используемый в ней новый миниатюрный ВТГ. Приведены результаты испытаний гироскопа при реализации специальной схемы самокалибровки, которые демонстрируют чрезвычайно низкий уровень шума и высокую стабильность нового ВТГ при изменении окружающей температуры в широких пределах.

Предпосылки создания волнового твердотельного гироскопа

В настоящее время имеется потребность в миниатюрной, легкой, робастной системе, которую можно использовать для решения задач высокоточной навигации и прецизионного наведения. Существующие микромеханические датчики в определенной мере способны решить эти задачи, обладая нужным размером и массой, но зачастую они имеют недостаточную робастность, и, главное, они не могут достичь точности навигационного класса. Усовершенствованная технология ВТГ способна обеспечить требуемую робастность и качество работы. Инерциальная навигация может обеспечить использование методов измерения азимута и угла места, независимых от магнитного поля Земли и от других внешних/локальных магнитных воздействий. Цифровой магнитный компас обладает высочайшим быстродействием, но его данные ненадежны вследствие магнитной восприимчивости. Чтобы исключить искажения, вносимые локальным магнитным полем, необходимо каждый раз при перемещении компаса или при появлении магнитной аномалии вблизи прибора проводить длительную калибровку в условиях локального поля. С другой стороны, для инерциального решения требуется минимальная калибровка в полевых условиях, при этом выставка по курсу производится методом гирокомпасирования. В зависимости от качества инерциального инструмента и от желаемой точности определения ориентации время выставки может составлять порядка 60–120 с.

В таблице приведены общая классификация типов гироскопов и их основные параметры – случайное блуждание по углу (ARW) и нестабильность смещения нуля. Следует отметить, что классификация не зависит от типа гироскопов.

Классификация параметров гироскопов

Класс гироскопа	Нестабильность смещения нуля, град/ч	Случайное блуждание по углу, град/√ч
Скоростной гироскоп	50-10	10 – 3
Тактический гироскоп/ гироскоп для определения направления на север	10–0,1	2 – 0,05
Гироскоп для навигации и прецизионного наведения	$\leq$ 0,01	$\leq$ 0,001

Именно эти два параметра очень важны для общего времени выставки и для периода поддержания заданной точности наведения или определения курса.

С точки зрения гирокомпасирования, инерциальную систему можно использовать для расчета горизонтальной (касательной к поверхности Земли) и вертикальной (перпендикулярной поверхности Земли) составляющих вектора угловой скорости вращения Земли Ω_E, ω_H и ω_V соответственно. Для любой широты λ значение этих составляющих можно вычислить по формулам:

$$\omega_H = \Omega_E \cos(\lambda); \quad (1)$$

$$\omega_V = \Omega_E \sin(\lambda). \quad (2)$$

При выставке гирокомпаса, северное направление определяется инерциальным методом путем нахождения направления горизонтальной составляющей скорости вращения Земли в локальной касательной плоскости. Для определения плоскости местного горизонта используются два акселерометра, а для измерения местной горизонтальной составляющей угловой скорости – два ортогональных гироскопа, находящиеся в плоскости. Две ортогональные оси гироскопов, *XN* и *YN*, измеряют горизонтальную составляющую угловой скорости Земли.

На рис. 1 показаны две ортогональные оси гироскопов, ориентированные под некоторым углом Ψ относительно направления на север. Угол Ψ – истинный курс двухосной системы.

Значение Ψ рассчитывается из следующего соотношения:

$$\Psi = arctg\left(\frac{-\omega_{XN}}{\omega_{YN}}\right). \quad (3)$$

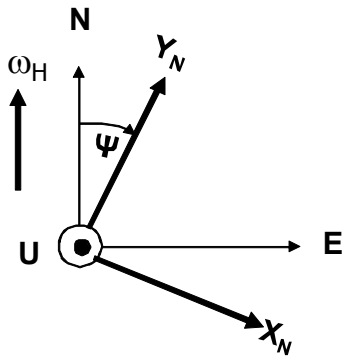

Рис. 1. Измерение угловой скорости двумя ортогональными гироскопами в горизонтальной плоскости

Значения ω_{XN} и ω_{YN} – горизонтальные компоненты угловой скорости, измеряемые гироскопами *XN* и *YN* соответственно, которые могут быть рассчитаны по следующим формулам:

$$\omega_{XN} = -\omega_H \sin(\Psi), \quad (4)$$

$$\omega_{YN} = \omega_H \cos(\Psi). \quad (5)$$

В идеальном случае, при Ψ=0, т.е. когда гироскопы выставлены на север и на восток, выходной сигнал с гироскопа, направленного на восток, *XN*, был бы нулевым, если бы мы жили в идеальном мире. В реальности выходной сигнал восточного гироскопа содержит смещение нуля, которое можно считать погрешностью измерения. Таким образом, формулу (5) можно переписать

$$\omega_{XN} = -\omega_H \sin(\Psi) + bias. \quad (6)$$

Чувствительность гирокомпасирования к смещению нуля гироскопа равна отношению смещения нуля гироскопа к горизонтальной составляющей скорости вращения Земли. Иными словами, погрешность выставки гирокомпаса зависит от смещения нуля и широты места измерения, как показано на рис. 2.

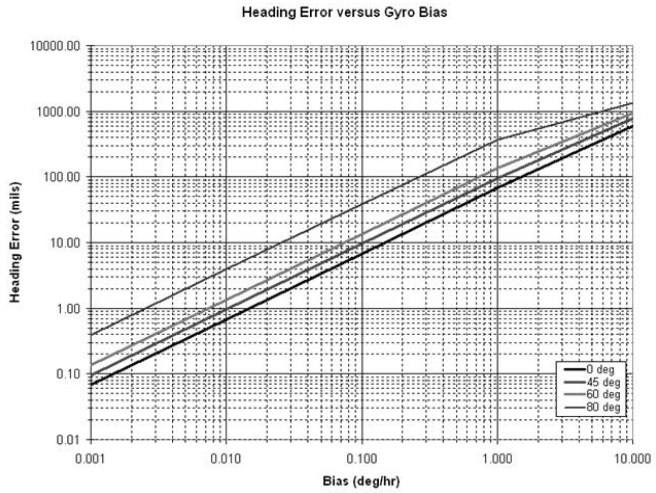

Рис. 2. Зависимость выставки/курса
от смещения нуля гироскопа и от широты:
Heading error versus gyro bias – зависимость погрешности курса от смещения нуля гироскопа, Heading error (mils) – погрешность курса (миллирадиан), Bias (deg/hr) – смешение нуля (град/ч)

Влияние смещения нуля гироскопа можно уменьшить за счет использования двухпозиционных измерений азимута. Если система установлена под неким произвольным углом $\Psi=\alpha$, а затем поворачивается на $\Psi=\alpha\pm180°$, можно оценить инструментальные погрешности и таким образом откорректировать значение курса.

Другой важный аспект – время, необходимое для выполнения азимутальных измерений. Погрешность определения азимута $\delta\Psi$ зависит от времени, необходимого для определения полезного сигнала в выходном сигнале гироскопа в присутствии шума $\delta\omega$. Основной компонентой шума, приводящего к погрешности измерения, является случайное блуждание по углу, поэтому $\delta\omega$ можно выразить в терминах ARW и использовать его для расчета времени выставки системы.

Неопределенность в измерении угла курса Ψ оказывается пропорциональной ARW и $1/\sqrt{t}$, где t – время выставки. На рис. 3 показано время выставки для трех значений ARW: 1, 0,05 и 3,5°/√ч.

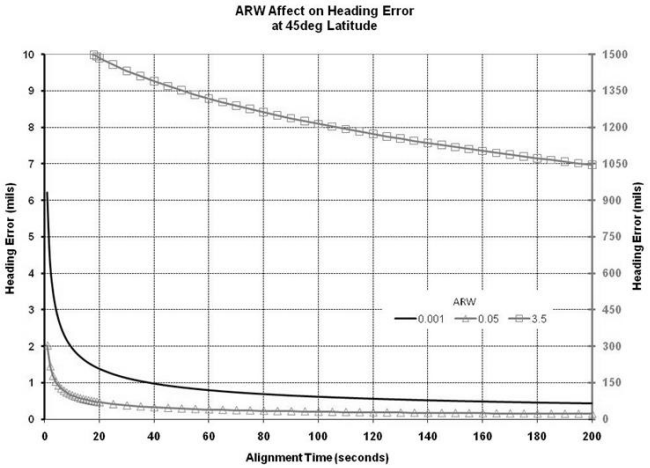

Рис. 3. Зависимость погрешности курса от времени выставки:
ARW effect on heading error at 45 deg latitude – влияние случайного ухода по углу на погрешность скорости на широте 45°, Heading error (mils) – погрешность курса (миллирадиан), Alignment time (seconds) – время выставки (с)

Работа волнового твердотельного гироскопа

Как указано выше, ВТГ имеет форму полусферической оболочки или бокала с жестко зафиксированной точкой крепления на основании полусферы. При

ударе по верхнему ободку оболочки ободок полусферы приходит в движение и производит стоячую волну, которая резонирует на определенной частоте. При правильном ударе стоячая волна будет иметь моду наименьшего порядка для полусферической оболочки и произведет частоту чистого тона. Ободок полусферы будет двигаться в радиальном направлении с точками максимального отклонения (пучностями) и точками отсутствия радиального движения (узлами).

На рис. 4 представлены стоячие волны, сформированные на ободке полусферической оболочки и соответствующие пучности и узлы для частоты наименьшего порядка. Для наглядности движение пучностей сильно преувеличено, в реальности смещение имеет порядок нескольких микрон.

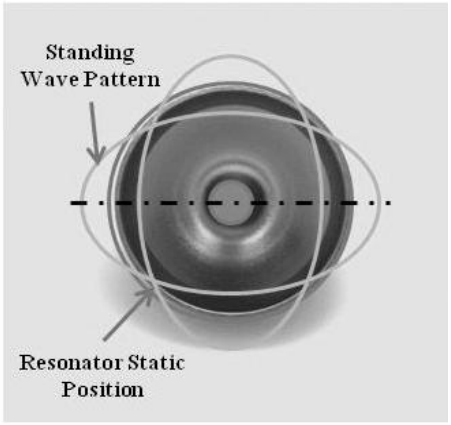

Рис. 4. Изображение стоячей волны, наложенное на оболочку ВТГ:
Standing wave pattern-стоячая волна,
Resonator static position-статическое положение резонатора

Положение пучностей и узлов стабильно относительно оболочки, однако, если оболочка вращается вокруг опорной точки или стержня, стоячая волна отстает от физического вращения оболочки на определенный период. Для полусферической оболочки отставание составляет примерно 0,3 от угла поворота (коэффициент 0,3 – геометрический масштабный коэффициент гироскопа). Простой пример: если оболочка физически поворачивается на 90º, стоячая волна запаздывает на 27º. На рис. 5 показана динамика оболочки ВТГ при повороте на 90º против часовой стрелки.

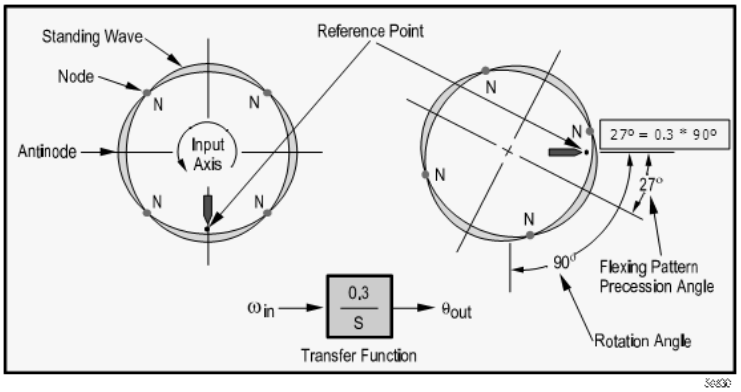

Рис. 5. Отставание стоячей волны в ВТГ:
Standing wave – стоячая волна, Node – узел, Antinode – пучность, Input axis – входная ось,
Reference point-точка отсчета, Precession angle – угол прецессии, Rotation angle – угол поворота,
Transfer function – передаточная функция

Колебания оболочки обеспечиваются набором электродов, помещенных снаружи по окружности полусферической оболочки. Эти силовые электроды придают оболочке движение за счет действия электростатических сил. Электроды из второго набора, расположенные внутри по окружности оболочки, измеряют местоположения и амплитуды пучностей и узлов. Эти электроды съема

измеряют (воспринимают) смещение оболочки за счет изменения емкости. Управление стоячей волной производится путем подачи измеряемого сигнала на контур управления, который управляет силовыми электродами.

В зависимости от желаемого метода управления, следящая система с обратной связью для управления деформациями позволяет стоячей волне свободно прецессировать при физическом вращении полусферы или удерживает ее в фиксированном положении, в то время как полусфера вращается. В первом случае говорится, что прибор работает в режиме разомкнутого контура, или полного угла (Whole Angle), а во втором – в режиме замкнутого контура или в компенсационном режиме (Force Rebalance). Каждый из этих режимов имеет свои преимущества. Для применений с большим динамическим диапазоном предпочтителен режим разомкнутого контура. Считывание осуществляется путем прямого измерения сигналов с датчиков, определяющих расположение стоячей волны относительно корпусной системы отсчета. В этом режиме геометрический масштабный коэффициент скорости прецессии стоячей волны чрезвычайно стабилен – до 10^{-9}. В режиме замкнутого контура стоячая волна удерживается в фиксированном положении относительно корпусной системы отсчета. Для этого на силовые электроды подается напряжение обратной связи, пропорциональное скорости вращения прибора. По сравнению с режимом разомкнутого контура эта схема обеспечивает лучшие показатели по шуму и смещению нуля. Однако есть и недостаток – ограничение диапазона скорости.

Выбор режима работы зависит от области применения гироскопа: для высокодинамичных применений очевидным выбором будет режим разомкнутого контура, а для низкоскоростных прецизионных применений больше подходит режим замкнутого контура.

Применение миниатюрного ВТГ в навигации и прецизионном наведении

Производимые в настоящее время ВТГ оптимизированы для применения в космосе и отвечают требованиям к космическим приборам. Прибор имеет диаметр корпуса 5,6 см и весит 290,3 г. Для сравнения: вновь разработанный мВТГ имеет диаметр корпуса 3,5 см и весит всего 113,4 г. Еще более впечатляет сокращение количества деталей – оно составляет 90% по сравнению с предыдущей версией. При этом сокращение размера и количества частей не приводит к серьезному ухудшению характеристик по смещению нуля, случайному блужданию по углу и белому шуму по углу (AWN), которые составляют 0,00035 град/ч, 0,0003 град/√ч, и 0,0013 угл. с/√Гц соответственно. На рис. 6 *а, б* показаны стандартный космический ВТГ и мВТГ.

а) *б)*

Рис. 6. Внешний вид ВТГ: космический ВТГ (*а*) и мВТГ (*б*)

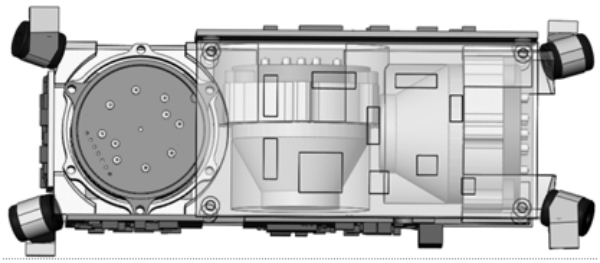

Рис. 7. Инерциальный измерительный блок на основе мВТГ

К настоящему моменту разработана новая система, где мВТГ использован в качестве главного компонента в инерциальном измерительном блоке (ИИБ) с шестью степенями свободы. Система значительно меньше аналогов со схожими характеристиками. В блоке предусмотрена виброизоляция, которая может изолировать ИИБ в применениях с высокими вибрациями. На рис. 7 показан ИИБ на основе мВТГ.

Расчетный объем прибора составляет 377 см^3, масса – 752 г, мощность – 5 Вт. Большое значение имеет также поддержание высокого качества работы в корпусе такого размера. Были испробованы разные модели, чтобы обеспечить требуемое время инициализации и время поддержания заданной неопределенности курса.

Время инициализации – т.е. время, за которое система достигнет заданной точности выработки курса, – было определено заранее. МВТГ со смещением нуля на уровне 0,001 град/ч, случайным уходом по углу 0,0001 град/√ч и белым шумом 0,005 угл. с/√ч достигнет точности на уровне 1 мрад примерно за 200 с на широте 45º. В значении времени выставки учитывается и погрешность акселерометра. График временнóй зависимости погрешности курса для указанной погрешности приведен на рис. 8. Благодаря применяемому процессу выставки, процесс инициализации происходит полностью автоматически, и оператору не требуется физически переориентировать прибор, чтобы завершить выставку.

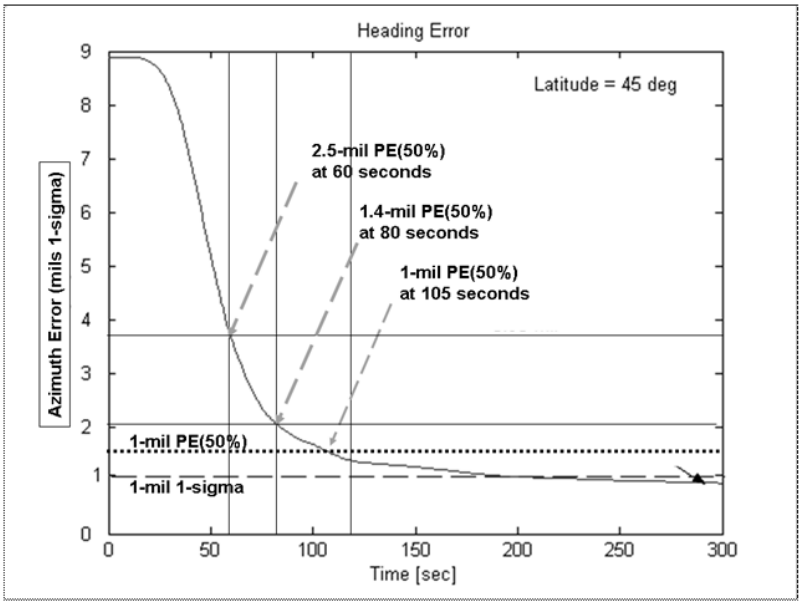

Рис. 8. Моделирование инициализации мВТГ:
Heading error – погрешность курса, Latitude=45 deg – Широта 45º, 2.5 mil PE (50%) at 60 sec – вероятная погрешность (50%) 2,5 мрад за 60 с, Azimuth error (mils 1-sigma) – погрешность азимута (миллирадиан, 1-сигма)

После выставки гироскопа и его работы в свободном режиме (т.е. без внешних коррекций от GPS или других внешних средств), неопределенность по углу будет расти по мере увеличения времени, прошедшего после выставки. Качество работы гироскопа будет определять, насколько быстро эта погрешность будет увеличиваться со временем. Или, с другой стороны, каким временем располагает пользователь, пока погрешность измерения угла не превысит заданный порог. При превышении данного порога погрешности пользователь должен провести повторную выставку или инициализацию ИИБ. На рис. 9 показано увеличение угловой неопределенности со временем для различных классов гироскопов.

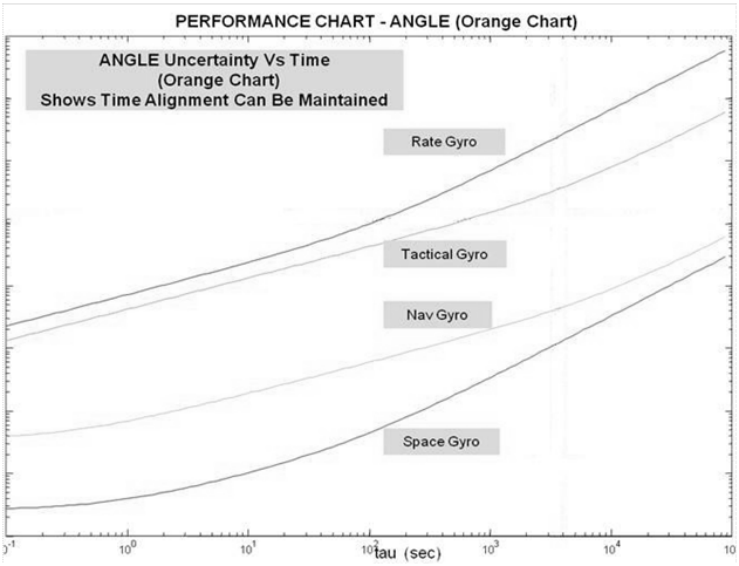

Рис. 9. Угловая неопределенность как функция времени:
Rate gyro – скоростной гироскоп, Tactical gyro – тактический гироскоп,
Nav gyro – навигационный гироскоп, Space gyro – гироскоп для космоса

Поскольку прогнозируемый шум и стабильность смещения нуля мВТГ аналогичны параметрам гироскопа для космических применений, он, как показывает моделирование, работает лучше, чем навигационный гироскоп. Поэтому, с теоретической точки зрения, размер и качество работы ИИБ на мВТГ делают его привлекательным кандидатом для приложений, связанных с навигацией и прецизионным наведением.

Чтобы уменьшить и упростить мВТГ, следовало исключить элементы гироскопа для космоса, создающие риск ухудшения качества работы. Для поддержания качества работы была использована методика самокалибровки. Данный метод проявил себя эффективным в длительных лабораторных испытаниях при окружающей температуре, а также в условиях динамического термоциклирования. По результатам испытаний при температуре окружающего воздуха в лаборатории стабильность смещения нуля составила 0,0005°/ч, а случайный уход по углу – 0,00015°/√ч соответственно. Применение самокалибровки при динамических тепловых испытаниях дало исключительно положительные результаты и продемонстрировало исключение теплового смещения нуля без необходимости предварительной калибровки прибора. Скорость вращения Земли была измерена с точностью до 0,0003°/ч в диапазоне температур от +5 до +50°C (в данных

испытаниях диапазон был ограничен возможностями электроники макетного образца, а не гироскопа). На рис. 10 показана погрешность оценки скорости в зависимости от температуры. По сравнению с некалиброванными данными, смещение нуля снижено на три порядка.

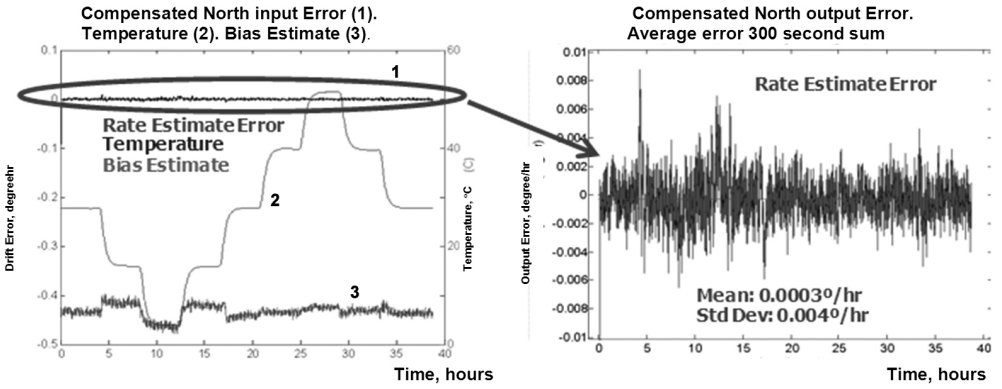

Рис. 10. Зависимость погрешности оценки скорости от температуры:
Compensated north input error (1) – скомпенсированная входная погрешность по северному направлению, Bias estimate (3) – оценка смещения нуля, Drift error, deg/hr-дрейф, °/ч, Compensated drift output error – скомпенсированная выходная погрешность по северному направлению, Average error 300 second sum – средняя суммарная погрешность за 300 с, Mean – среднее, Std Dev – СКО

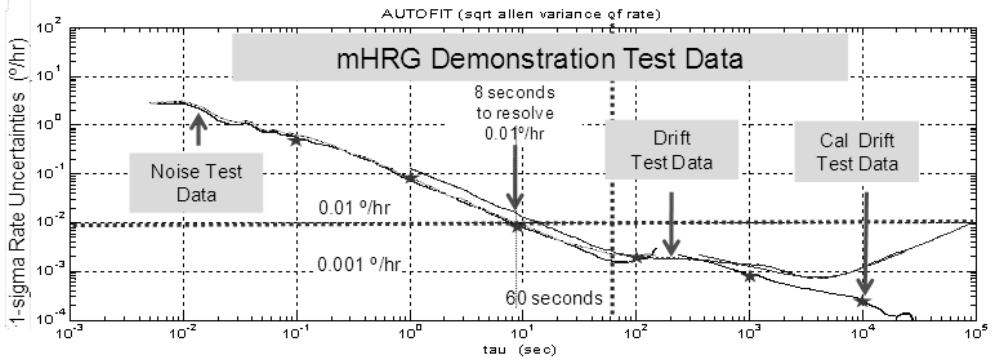

Рис. 11. Демонстрационные испытания мВТГ с применением самокалибровки.
Верхняя кривая – мВТГ, нижняя – существующий ВТГ:
Sqrt allen variance of rate – корень квадратный из вариации Алана для угловой скорости, 1-sigma rate uncertainties (°/hr) – неопределенность скорости (град/ч), 1 сигма, mHRG demonstration test data –результаты демонстрационных испытаний мВТГ, noise test data – область шума, drift test data – область нестабильности (дрейфа) нуля, cal drift test data – область нестационарности нуля, когда необходимо его уточнение (калибровка) в пуске

Для определения свойств погрешностей мВТГ были проведены дополнительные испытания. Результаты испытаний приведены на рис. 11 в виде графика корня из вариации Аллана в зависимости от интервала осреднения. Наглядно продемонстрированы возможности мВТГ, который после 8 с работы достиг уровня неопределенности скорости 0,01 град/ч, а после 60 с – 0,001 град/ч, с дальнейшим уменьшением. Сравнение этих данных с неопределенностью измерения угловой скорости гироскопами для навигации и космоса выявляет превосходство мВТГ над навигационным гироскопом, начиная с 8 с и далее с ростом времени осреднения. Обычно график вариации Аллана при малых временах осреднения идет вниз, а затем выравнивается на постоянном минимальном

уровне, характеризующем нестабильность смещения нуля, и далее возрастает с увеличением интервала осреднения (данная область характеризует нестационарность смещения нуля). Такое поведение, характерное для существующего ВТГ, представлено верхней кривой на рис. 11. Данные мВТГ, представленные нижней кривой на рис. 11, не соответствуют такой модели. Особенности работы мВТГ связываются к самокалибровкой.

Выводы

Результаты испытаний показывают, что с использованием мВТГ и метода его самокалибровки можно создать прецизионную инерциальную навигационную систему с высокой стабильностью смещения нуля (0,00035 град/ч) и малым случайным блужданием по углу (0,0003 град/√ч). Малое время выставки, за которое гироскоп достигает заданной точности, способность прибора обеспечивать точность наведения в течение длительного времени без коррекции от GPS (более часа) и миниатюрный размер делают мВТГ перспективной технологией для наземных применений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Bryan, G.H.,** On the Beats in the Vibrations of a Revolving Cylinder or Bell, *Proceedings of the Cambridge Philosophical Society*, 1892, vol VII.
2. **Coriolis, G.G.,** *Mémoire sur les équations du movement relative des systèms de corps* (On the Equation of Relative Motion of a Systems of Bodies), *J. Ec. Polytech*, 1835, no. 15, pp. 142-154.
3. **Rozelle, D.M.,** The Hemispherical Resonator Gyro: from Wineglass to the Planets, *AAS* 2009.

Absytact. The Hemispherical Resonator Gyro (HRG) has proven itself to be an ultra-reliable technology for space application with over 18 million operation hours and 100% mission success. Northrop Grumman Navigation Systems Division is developing a terrestrial inertial navigation system, INS, based on the proven space technology that can be used for precision pointing applications. The Precision Pointing System (PPS) design yields a small size and lightweight system and will require only a few watts of power to operate. To achieve this small sized INS, the PPS utilizes a new golf-ball sized milli-HRG (mHRG) that is based on the current HRG 130P production gyro design used in extremely accurate space pointing systems. The power reduction is derived from a new electronics design based around low power elements.

The new mHRG gyro design has demonstrated bias stability performance better than the navigation grade gyros and will quickly attain this accuracy due to the extremely low noise characteristics of the HRG. Instrumental in the success of the mHRG performance has been the implementation of a calibration mechanization that eliminates the requirement for thermal control or modeling. This implementation will allow the INS to align quickly and will be advantageous for applications that have a quick response time requirement. Additionally, due to the stability of the mHRG the system can operate without GPS aiding for greater than an hour, while maintaining the attitude accuracy required for precision pointing, before an internal re-alignment is needed.

The simplified design of mHRG, has reduced the parts count by roughly 90% when compared to the current space qualified HRG production unit. With the major parts reduction it is projected that the mHRG can be produced efficiently and at a cost making it a viable choice for terrestrial applications.

Key words: Hemispherical Resonator Gyro (HRG), Gyrocompass, Navigation, Precision Pointing