

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
им. А.Р. БЕРУНИ

на правах рукописи

Кин Константин Егорович

ДИССЕРТАЦИЯ
НА СОИСКАНИЕ АКАДЕМИЧЕСКОЙ СТЕПЕНИ МАГИСТРА

на тему: ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ НА СОВРЕМЕННЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Научный руководитель: Начальник бюро ЕУАТ / ОГТ АП «УАТ»
Полькин В. Н.

Ташкент -2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

	стр.
Введение.....	3
ГЛАВА 1. Обзор и анализ работы лазерных гироскопов.....	7
§1.1. Гироскоп как элемент навигации.....	7
§1.2. Основные уравнения теории гироскопических явлений.....	18
§1.3. Угловые и линейные скорости точек тела вокруг своей оси.....	22
§1.4. Структура лазерных гироскопов.....	24
§1.5. Типы исполнительных элементов лазерных гироскопов.....	31
§1.6. Характеристики лазерного гироскопа.....	38
§1.7. Оптические схемы интерференционных смесителей излучения.....	45
§1.8. Принцип действия лазерного гироскопа.....	51
§1.9. Анализ конструктивных особенностей.....	57
ГЛАВА 2. Методы оценки и назначение лазерного гироскопа.....	65
§2.1. Методы оценки реальной и потенциальной неточностей лазерного гироскопа.....	65
§2.2. Анализ влияния зоны захвата.....	69
§2.3. Нестабильность разностной частоты.....	75
§2.4. Анализ погрешностей лазерного гироскопа.....	79
ГЛАВА 3. Лазерный гироскоп в навигационной системе самолета.....	86
§3.1. Лазерный гироскоп в навигационной системе управления полетом...	86
§3.2. Разработка установки для проверки лазерных гироскопов. Сервисное обслуживание самолета Боинг 757 в условиях завода АП «УАТ».....	94
Заключение.....	99
Список использованной литературы.....	100

ВВЕДЕНИЕ

Национальная авиакомпания «Узбекистон хаво йуллари» в рамках обновления своего парка воздушных судов сотрудничает с корпорацией «Boeing» с 1995 года. К настоящему моменту НАК приобрела одиннадцать самолетов марки “Boeing”. Таким образом, самолеты “Boeing” с изображением флага Узбекистана совершают полеты во многие страны мира. Президент Республики Узбекистан Ислам Каримов в беседе со старшим вице-президентом американской корпорации «Boeing» Мартином Бентротом отметил, что «Boeing» стал одним из надежных партнеров Узбекистана в сфере авиации и самолетостроения. Связи с этой корпорацией наряду с поставкой воздушных лайнеров охватили такие сферы, как повышение безопасности полетов, совершенствование обслуживания пассажиров, техническое обеспечение и ремонт самолетов, подготовка кадров, повышение квалификации специалистов.

Пилоты Узбекистана полностью освоили управление лайнерами «Boeing-757-200» и «Boeing-767-300ER». На авиапредприятии «Uzbekistan Airways Technics» производится техническое обслуживание не только отечественных самолетов, но и авиакомпаний множества других государств. Сотрудничество с «Boeing» с каждым годом развивается. По соглашению между национальной авиакомпанией «Узбекистон хаво йуллари» и «Boeing» корпорация в 2011-2013 годах поставит в Узбекистан еще четыре самолета «Boeing-767-300ER». А в 2016 году парк национальной авиакомпании «Узбекистон хаво йуллари» будет пополнен еще двумя лайнерами нового поколения «Boeing-787-8».

Узбекские пилоты и технические работники повышают свою квалификацию в учебных центрах «Boeing». Последовательно развивается сотрудничество с «Boeing» в области подготовки летно-технического состава, специалистов по техническому обслуживанию.

В наземном обслуживании самолета можно выделить три аспекта: техническое обслуживание, профилактический осмотр и ремонт. Согласно определению, к техническому обслуживанию относятся любые операции, производимые с самолетом, двигателем, элементами конструкции и вспомогательными устройствами без полного изъятия из эксплуатации самолета, двигателя, тех или иных элементов или вспомогательных устройств. При этом имеется в виду и любое обслуживание самолета, выполняемое в стояночный период (часто в это понятие включается также замена элементов, которые, вообще говоря, должны быть подвергнуты осмотру перед их вторичной установкой). Капитальный ремонт и профилактический осмотр – это совокупности контрольных и механических операций, которые предполагают изъятие из эксплуатации осматриваемого самолета, двигателей, элементов конструкции или вспомогательных устройств с целью их проверки (профилактический осмотр) и, при необходимости, ремонта. Капитальный ремонт обычно проводят достаточно регулярно, и заканчивается он возвращением в эксплуатацию отремонтированного и проверенного элемента в состоянии, эквивалентном установке нового элемента (с точки зрения надежности в течение времени до следующего профилактического осмотра). «Ремонтом» называют любую механическую операцию незапланированного характера по возвращению в строй того или иного элемента ввиду его неожиданного разрушения или отказа. Разрушение или отказ считаются при этом неожиданными, даже если они происходят регулярно. Длительный ремонт может исключить самолет из эксплуатации на несколько месяцев (например, когда с самолетом случилось значительное аварийное происшествие, но он еще может быть отремонтирован). Таким образом, наземное обслуживание самолета включает в себя профилактические и ремонтные работы. Самолеты «Boeing», это лайнеры оснащенные современной инерциальной навигационной системой (IRS), разработанной фирмами Honeywell и «Сперри».

Одним из составляющих элементов системы IRS является лазерный гироскоп. К самолетным гироскопам предъявляются очень высокие требования: разрешающая способность и дрейф нуля $0,01^\circ/\text{ч}$, динамический диапазон 6 порядков, высокая стабильность (10⁻⁵) масштабного коэффициента преобразования угла поворота в выходной сигнал. Важность точных показаний такого прибора как лазерный гироскоп в навигационной системе самолета не вызывает сомнений, поэтому постоянно улучшаются конструктивные характеристики прибора с целью уменьшения погрешностей и постоянно совершенствуются методы проверки гироскопов при техническом осмотре самолета.

Целью диссертационной работы является формирование научно - методических основ обеспечения проверки лазерных гироскопов путем разработки стенда для проверки лазерных гироскопов инерциальной системы IRS самолета «Boeing» в условиях АП «UAT». Поставленная цель включает следующие задачи:

- анализ свойств лазерных гироскопов, влияющих на надежность прибора при его эксплуатации;
- анализ недостатков и погрешностей лазерного гироскопа;
- исследование и анализ влияния зоны захвата лазерного гироскопа;
- изыскание методов проверки лазерных гироскопов на базе существующего стенда.

Объект исследования. Объектом исследования служит лазерный гироскоп и его эксплуатационные характеристики.

Методы исследования. В работе используются методы вычислительной математики, математического анализа, физики твердого тела.

Теоретическую основу составляют методы системного анализа и моделирования.

Научная новизна. В рамках данной работы получены следующие результаты, выносимые на защиту:

- сформулирована детальная модель проверки лазерного гироскопа, позволяющая выявить степень его уязвимости, в основу которой заложен базовый критерий наработки – отказа.

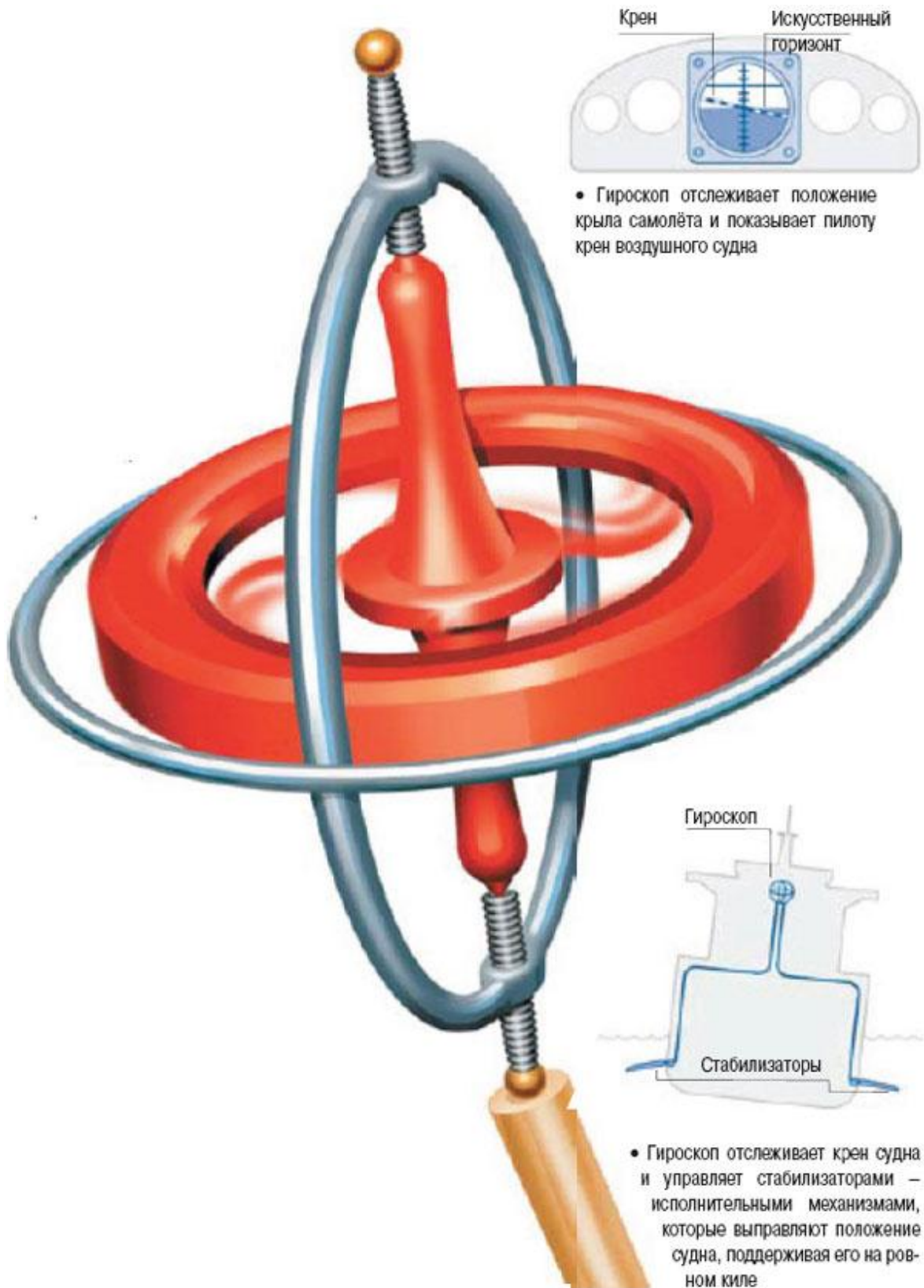
Практическая ценность. Анализ и совершенствование структуры проверки лазерных гироскопов в условиях АП «УАТ».

ГЛАВА 1. ОБЗОР И АНАЛИЗ РАБОТЫ ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ

1.1. Гирискóп как элемент навигации

Гирискóп (от древне-греческого γυρο «вращение» и древне-греческого σκοπεω «смотреть») — устройство, способное измерять изменение углов ориентации связанного с ним тела относительно инерциальной системы координат, как правило основанное на законе сохранения вращательного момента (момента импульса).[1].

До изобретения гироскопа человечество использовало различные методы определения направления в пространстве. Издревле люди ориентировались визуально по удалённым предметам, в частности, по Солнцу. Уже в древности появились первые приборы: отвес и уровень, основанные на гравитации. В средние века в Китае был изобретён компас, использующий магнетизм Земли. В Европе были созданы астролябия и другие приборы, основанные на положении звёзд. Гироскоп изобрёл Иоганн Боненбергер и опубликовал описание своего изобретения в 1817 году. Однако французский математик Пуассон ещё в 1813 году упоминает Боненбергера как изобретателя этого устройства. Главной частью гироскопа Боненбергера был вращающийся массивный шар в кардановом подвесе. В 1832 году американец Уолтер Р. Джонсон придумал гироскоп с вращающимся диском. Французский учёный Лаплас рекомендовал это устройство в учебных целях. В 1852 году французский учёный Фуко усовершенствовал гироскоп и впервые использовал его как прибор, показывающий изменение направления (в данном случае — Земли), через год после изобретения маятника Фуко, тоже основанного на сохранении вращательного момента. Именно Фуко придумал название «гироскоп». Фуко, как и Боненбергер, использовал карданов подвес. Но позднее 1853 года Фессель изобрёл другой вариант подвески гироскопа. Преимуществом гироскопа перед более древними приборами является то, что он правильно работает в сложных условиях

Рис. 1.1.¹

¹ru.wikipedia.org. Википедия. Электронный энциклопедический словарь. 2012 г.

(плохая видимость, тряска, электромагнитные помехи). Однако гироскоп быстро останавливался из-за трения.

Во второй половине XIX века было предложено использовать электродвигатель для разгона и поддержания движения гироскопа. Впервые на практике гироскоп был применён в 1880-х годах инженером Обри для стабилизации курса торпеды. В XX веке гироскопы стали использоваться в самолётах, ракетах и подводных лодках вместо компаса или совместно с ним. В 1914 г. на аэрошоу в Париже Лоуренс Сперри, сын изобретателя гироскопа, продемонстрировал действие этого устройства: он провёл свой биплан на бреющем полёте, убрав руки с ручек управления, а его механик в это время прогуливался по крылу. Позднее отец и сын изобрели устройство, названное ими автоматическим пилотом, которое позволило Вилли Посту осуществить в 1933 г. первый кругосветный полёт. Автопилоты на судах часто называют «Железный Майк» (Metal Mike), признавая его невидимым членом экипажа. Интересные факты: законы США запрещают экспорт высокоточных гироскопов. В 1999 г. был арестован китайский бизнесмен, который пытался приобрести световодный гироскоп, предназначенный для наведения «умных» бомб. В 1995 г. ныряльщики подняли такой гироскоп со дна Тигра вблизи Багдада и передали его СССР, где в то время разрабатывались системы наведения баллистических ракет. Гироскопы – это скрытый мозг, поддерживающий на курсе самолёты в воздухе, спутники на орбите и суда в океане. Первые гироскопы для практического применения начали выпускаться в 1910 г. фирмой Sperry Gyroscope Co. Это были судовые стабилизаторы и так называемый «искусственный горизонт», который показывал пилотам высоту полёта. После смерти изобретателя и основателя фирмы Элмера Сперри в 1930 г. многочисленные дочерние фирмы продолжили дело и воплотили 400 его патентов в автоматизированные системы навигации и наведения военного назначения, предназначенные для использования в самолётах, ракетах, бомбах, спутниках и космических

аппаратах. Сегодня гироскопы, как неотъемлемая часть навигационной системы, устанавливаются на роботах, в антиблокировочных системах (предотвращающих пробуксовывание колёс автомобиля), на автомобильных приборных досках, в космических летательных аппаратах и космических телескопах, марсоходах и системах индивидуального передвижения космонавтов в открытом космосе. Работа гироскопа базируется на двух принципах: любая вращающаяся масса стремится сохранить положение своей оси вращения в пространстве. Вращающийся гироскоп поддерживает постоянную ориентацию спутника относительно Земли, что обеспечивает надёжную связь с ним. Вращающаяся масса сопротивляется действию силы, стремящейся изменить её положение. В середине 1900-х гг. на судах ставили гигантские гироскопы, массой несколько тонн, которые вращались с помощью двигателей. Эти устройства выравнивали положение судна на волнах, поддерживая его всё время «мачтами вверх». Свободно вращающийся гироскоп под воздействием внешней силы отклоняется не в направлении этой силы, а перпендикулярно ей – прецессирует. Прецессия возникает, например, если крыло самолёта, в котором установлен гироскоп, начинает крениться. Тогда пилот на приборной доске видит угол поперечного крена (*wing angle*), что очень важно, если нет никаких ориентиров. Кроме того, он видит продольный крен (*pitch of the plane*), от носа до хвоста. Если гироскоп связан с акселерометрами (приборами, измеряющими скорость самолёта), то может функционировать как автопилот, т.е. автоматически поддерживать самолёт на курсе. Механических гироскопов сейчас всё меньше и меньше. В 1980-х гг. появились кольцевые лазерные и световодные гироскопы, которые точнее отслеживают изменения параметров полёта по изменению интерференционной картины. Кроме того, они легче и компактнее. Стоит лазерный гироскоп 3–4 тыс. долл. Путём микромеханической обработки кварца или кремния делают также крошечные гироскопы, чувствующие параметры вибраций. Они не такие точные, но зато

могут производиться в больших количествах, как интегральные схемы, и довольно дешёвы – примерно по 20 долл. за штуку. Применяются такие гироскопы в бытовых устройствах и, в частности, в автомобилях.

Имеются следующие разновидности гироскопов:

- пьезоэлектрические гироскопы.
- твердотельные волновые гироскопы
- камертонные гироскопы.
- вибрационные роторные гироскопы
- МЭМС гироскопы.

Классификация гироскопов применяется по следующим признакам:

- по количеству степеней свободы: 2-степенные (интегрирующие, дважды интегрирующие, дифференцирующие), 3-степенные;
- по принципу действия: механические гироскопы, оптические гироскопы;
- по режиму действия: датчики угловой скорости, указатели направления.

Однако одно и то же устройство может работать в разных режимах в зависимости от типа управления.

Механический гироскоп, навигационный прибор, основным элементом которого является быстро вращающийся ротор, закрепленный так, что ось его вращения может поворачиваться. Три степени свободы (оси возможного вращения) ротора гироскопа обеспечиваются двумя рамками карданова подвеса.

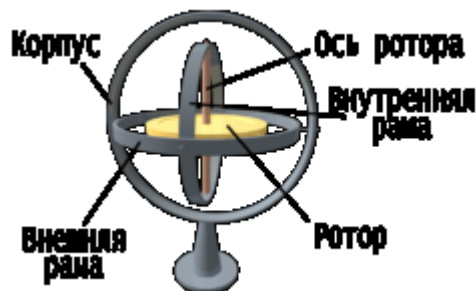


Рис. 1.2.

Если на такое устройство не действуют внешние возмущения, то ось собственного вращения ротора сохраняет постоянное направление в

пространстве. Если же на него действует момент внешней силы, стремящийся повернуть ось собственного вращения, то она начинает вращаться не вокруг направления момента, а вокруг оси, перпендикулярной ему (прецессия).

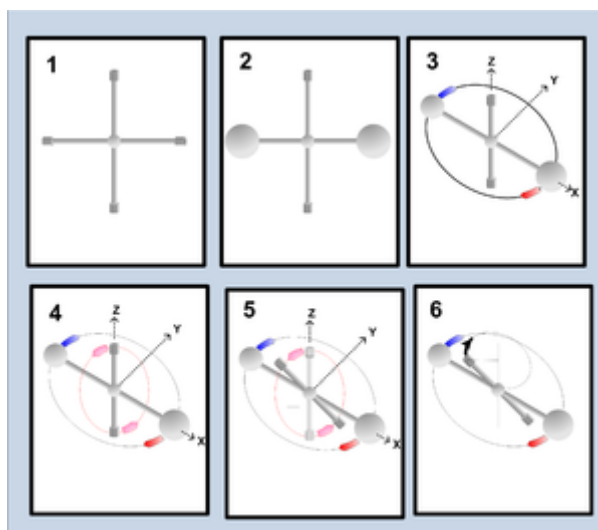


Рис. 1.3.

В хорошо сбалансированном (астатическом) и достаточно быстро вращающемся гироскопе, установленном на высокосоввершенных подшипниках с незначительным трением, момент внешних сил практически отсутствует, так что гироскоп долго сохраняет почти неизменной свою ориентацию в пространстве.

Поэтому он может указывать угол поворота основания, на котором закреплен. Именно так французский физик Ж.Фуко (1819–1868) впервые наглядно продемонстрировал вращение Земли.

Если же поворот оси гироскопа ограничить пружиной, то при соответствующей установке его, скажем, на летательном аппарате, выполняющем разворот, гироскоп будет деформировать пружину, пока не уравновесится момент внешней силы. В этом случае сила сжатия или растяжения пружины пропорциональна угловой скорости движения летательного аппарата. Таков принцип действия авиационного указателя поворота и многих других гироскопических приборов. Поскольку трение в

подшипниках очень мало, для поддержания вращения ротора гироскопа не требуется много энергии. Для приведения его во вращение и для поддержания вращения обычно бывает достаточно маломощного электродвигателя или струи сжатого воздуха. Гироскоп чаще всего применяется как чувствительный элемент указывающих гироскопических приборов и как датчик угла поворота или угловой скорости для устройств автоматического управления. Основные области применения гироскопов – судоходство, авиация и космонавтика. Гироскоп - основная часть таких приборов, как указатель курса, поворота, горизонта, сторон света, гироскопический компас. Внутри этих приборов вращаются со скоростью в несколько десятков тысяч оборотов в минуту небольшие роторы-волчки, укрепленные в кардановом подвесе. Корпус прибора можно поворачивать как угодно, при этом ось вращающегося гироскопа будет сохранять неизменное положение в пространстве. При полете самолета необходимо иметь точные данные о географических координатах тех пунктов земной поверхности, над которыми он в данный момент времени пролетает. Только при этом условии можно совершить полет по заранее заданному маршруту. На заре авиации, когда полеты самолетов производились только в хорошую, так называемую лётную погоду выполнение указанных условий не вызывало затруднений.

Так, например, если самолет должен был совершить перелет по маршруту, включающему в себя пункты А, В, С и D (Рис.1.4), то летчик вначале выбирал направление на поселок А, затем на хутор В, после чего вел самолет вдоль реки до моста С, через нее, и дальше выдерживал направление полета вдоль железнодорожного полотна вплоть до достижения пункта D. Благодаря хорошей видимости летчики легко ориентировались по лежащей под ними местности, а, используя линию естественного горизонта, могли выдерживать полет в горизонтальной плоскости.

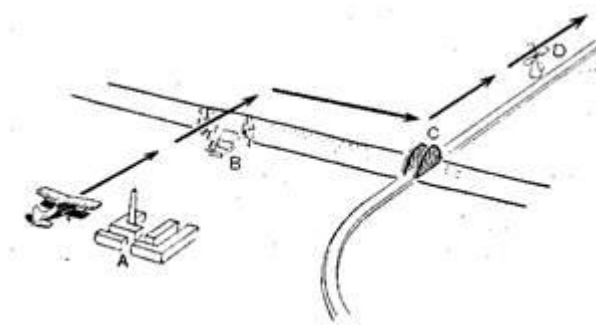


Рис.1.4. Схема полета самолета по земным ориентирам

Однако с развитием авиации, увеличением дальности, скорости и высоты полетов уже нельзя было рассчитывать на выполнение перелетов только при лётной погоде. Действительно, при больших дальностях беспосадочных перелетов нельзя предполагать, что на всей трассе будет стоять ясная погода. На своем пути самолет может попасть в облачность, туман, дождь и другие условия, при которых земная поверхность окажется скрытой от наблюдений. Характерная черта современной авиации - совершение полетов при отсутствии видимости земной поверхности. Пассажирские и почтовые самолеты должны совершать регулярные рейсы в любое время дня и ночи, при любой погоде, так как в противном случае, при выжидании лётной погоды будет теряться одно из основных преимуществ воздушного сообщения - скорость. Более того, полет сопровождается подчас отсутствием видимости и небесных светил. В таком случае летчик ведет машину "вслепую". Для выполнения слепого полета по заранее намеченному маршруту самолет должен быть оборудован приборами, которые в течение всего времени указывали бы направление линии север-юг, называемой обычно полуденной и истинной вертикали. На первый взгляд такие требования могут быть обеспечены весьма простыми средствами. Достаточно, казалось бы, оборудовать самолет маятником и магнитной стрелкой, чтобы дать возможность летчику определить положение самолета относительно плоскостей горизонта и меридиана. Именно по этому пути

использования магнитного компаса и маятникового креномера и пытались идти первые русские навигаторы. Так, еще в 1804 г. при полете Я.Д. Захарова с научными целями на воздушном шаре в его гондоле для определения направления движения был установлен магнитный компас. Опираясь на опыт морского кораблевождения, авиаторы стремились оснастить свои воздушные корабли самыми совершенными в те времена навигационными приборами. А.Ф. Можайский при постройке своего первого в мире самолета, испытания которого происходили в России в 1882-1884 гг., предусмотрел установку на нем специально сконструированного магнитного компаса. Большую помощь А.Ф. Можайскому оказал крупнейший специалист компасного дела академик И.П. Колонга (1839-1902). Самолет "Илья Муромец", первый полет которого состоялся в декабре 1913 г., имел 2 комплекта маятниковых креномеров и магнитные компасы; один для летчика и второй для штурмана. Опыт использования магнитного компаса на самолете "Илья Муромец" и явился началом развития самолетовождения по приборам. Однако ни магнитная стрелка, ни маятник не могли в условиях полета сохранять свои положения неизменно совмещенными с направлениями полуденной линии и истинной вертикали. Это объясняется тем, что даже при прямолинейном полете вследствие атмосферных возмущений, случайных отклонений рулей, неравномерной работы двигателей и других причин самолет совершает непрерывные колебания вокруг своих осей (Рис.1.5.). Эти колебания порождают перемещения с ускорениями опор подвесов магнитной стрелки и маятника в корпусе самолета, обуславливая тем самым их отклонения от направлений полуденной линии и вертикали. Кроме того, при колебаниях самолета силы трения, неизбежно существующие в опорах подвесов, воздействуя на магнитную стрелку и маятник, увлекают их за поворотами самолета.

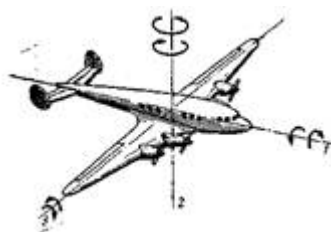


Рис.1.5. Схема самолета: 1 - продольная ось; 2 - вертикальная ось; 3 - поперечная ось

Все это, учитывая непрерывные колебания самолета, порождает и непрекращающиеся колебания маятника и магнитной стрелки около направлений вертикали и полуденной линии. Указанные обстоятельства затрудняют пользование рассмотренными приборами для определения углов крена самолета по отношению к плоскости горизонта и его курсовых углов относительно плоскости меридиана. Таким образом, ни магнитная стрелка, ни маятниковый креномер не могли явиться надежными указателями положений плоскостей меридиана и горизонта. Вот почему возникла насущная потребность в создании принципиально новых приборов, которые бы в специфических условиях полета сохраняли неизменным свое положение относительно плоскостей горизонта или меридиана. Было сделано много попыток улучшения качеств магнитного компаса и маятникового креномера, однако ни одна из них не дала удовлетворительного решения. И только применение гироскопа позволило создать навигационные приборы, удовлетворяющие все возрастающим требованиям авиации. Естественно, что внедрению гироскопа в самолетовождение во многом способствовал опыт морского флота, который к этому времени накопил достаточное количество материала по практическому использованию гироскопического компаса на море. Однако было бы ошибочным полагать, что авиация лишь позаимствовала у морского флота уже готовые гироскопические приборы. Малые габариты кабины самолета, высокие скорости его полета,

ограничение веса, для всех механизмов и приборов, устанавливаемых на самолете исключали возможность использования на нем морского гироскопического компаса, обладающего, как известно, значительными габаритами и весом. Правда, в начале XX в. были предприняты попытки использовать гироскопический компас в авиации. Дирижабль "Италия", совершивший в 1928 г. полет к Северному полюсу, был оборудован гироскопическим компасом, однако эксперимент этот был неудачным. Дальнейших же попыток использования гироскопического компаса в авиации, как об этом можно судить по периодической печати, не предпринималось. Самолетостроителям в этом вопросе пришлось идти самостоятельным путем. Установившиеся методы проектирования и технологические приемы изготовления гироскопических компасов были в полной мере использованы самолетостроителями, что и оказало решающее влияние на сравнительно быстрое внедрение гироскопических приборов в авиацию. Волчок прибора приводился во вращение сжатым воздухом, подаваемым внутрь прибора через патрубок и отсасываемым оттуда через трубку. Волчок описываемого прибора упирался одним концом своей оси, так называемой шпилькой, в подпятник или топку N (рис.1.6.).

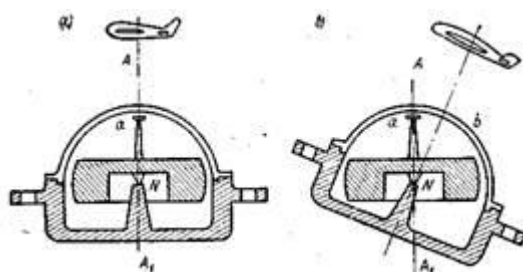


Рис.1.6. Схема, объясняющая принцип работы авиационного гироскопического прибора 1914 г.: а- при горизонтальном полете; б- при наборе высоты

Верхняя часть оси ААХ вращения волчка оканчивалась небольшим плоским диском а, по положению которого относительно прозрачного сферического

колпака, неизменно связанного с самолетом, и выдерживался горизонтальный полет. В двадцатых годах текущего столетия в дополнение к указателю поворотов создаются авиационные гироскопические указатели, курса и горизонта, которые стали в настоящее время обязательными навигационными приборами самолета любого типа. Гироскопические приборы позволяют измерять углы, угловые скорости и ускорения при отклонении самолета от заданного направления.

Пользуясь гироскопическими приборами, определяют линейные скорости и ускорения движения самолета. Наконец, они облегчают физический труд летчика, управляя полетом самолета автоматически. За последние десятилетия, эволюционное развитие гироскопической техники подступило к порогу качественных изменений. На смену механическим гироскопам пришли лазерные гироскопы.

§1.2. Основные уравнения теории гироскопических явлений

Рассмотрим основные уравнения динамики твердого тела. На этих уравнениях основана теория гироскопических явлений, рассматриваемых далее. Интерес представляет тот случай движения твердого тела, который носит название вращения вокруг неподвижной точки; поэтому остановимся именно на этом аспекте. Для этого необходимо помнить некоторые из основных результатов, относящихся к кинематике случая движения твердого тела.

Они заключаются в следующем.

Положение в пространстве твердого тела, у которого одна точка закреплена неподвижно (движение такого тела и называется вращением вокруг неподвижной точки), определяется значениями трех углов, которым присвоено наименование Эйлеровых углов; соответственно этому такое тело имеет три степени свободы. Построение Эйлеровых углов таково.

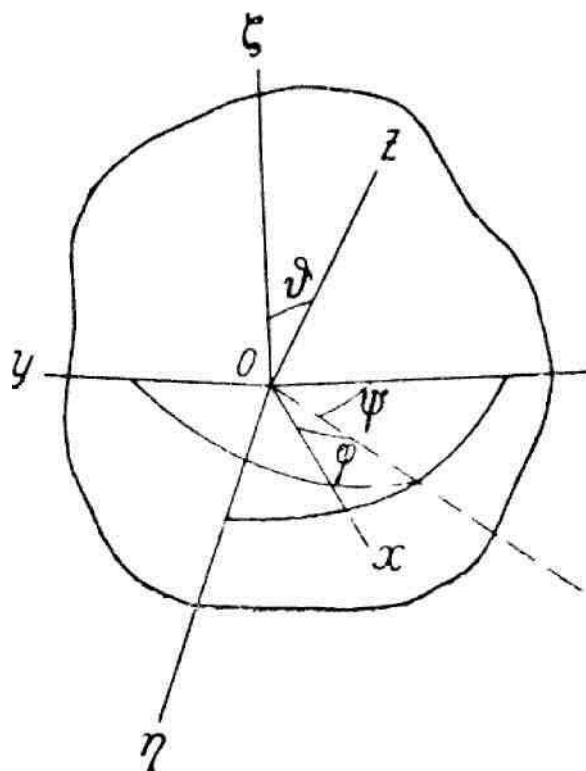


Рис.1.7.

Эйлеровых углов; соответственно этому такое тело имеет три степени свободы.

Построение Эйлеровых углов таково.

Дано твердое тело с неподвижно закрепленной точкой O . Примем эту точку за начало триэдра ортогональных осей ξ, η, ζ . Затем возьмем второй триэдр ортогональных осей x, y, z с началом в той же точке O ; оси x, y, z предполагаем подвижными и связанными с самим твердым телом (Рис.1.7.).[2]. Отметим еще линию пересечения ON плоскостей $\xi\eta$ и $xу$; прямая ON называется линией узлов; она перпендикулярна к плоскости ζz .

Положение тела определяется положением связанных с ним осей x, y, z . Положение же триэдра осей x, y, z определяется углами $(\zeta, z) = \theta$, $(\xi, N) = \psi$ и $(N, x) = \varphi$, которые и называются Эйлеровыми углами. Здесь (как и везде дальнейшем) использованы левые координатные системы. Углы θ, ψ, φ считаем положительными, когда они представляются отложенными от осей ζ, ξ, N по

часовой стрелке для наблюдателя, смотрящего соответственно с положительных направлений осей N , ζ и z .

Указанный выбор Эйлеровых углов не является единственно возможным. Можно выбирать эти углы самым разнообразным образом; в каждом данном случае следует выбирать их так, как это диктуется условиями задачи; неизменным остается лишь то, что для определения положения твердого тела, вращающегося вокруг неподвижной точки, нужны именно три угла. В дальнейшем построении теории гироскопов пользуемся обычно вместо углов θ , ψ , φ тремя углами N , ζ , z , которые будем строить следующим образом.

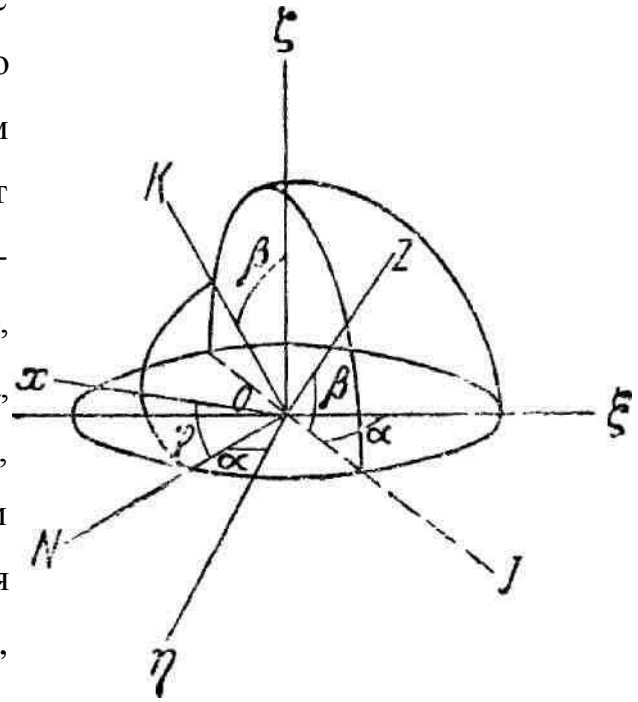


Рис. 1.8.

В неподвижной точке O возьмем опять неподвижный триэдр осей ξ , η , ζ (Рис.1.8.); очертания тела теперь не изображены). Возьмем также подвижный триэдр x , y , z связанный с телом (чтобы не загромождать чертежа, ось y на Рис.1.5. не показана). Отметим плоскости $\xi\eta$, $\xi\zeta$, ζz , (эти плоскости отмечены на чертеже дугами окружностей произвольного, но одинакового радиуса с общим центром в неподвижной точке O). Построим еще линию узлов N —перпендикуляр к плоскости ζz , а в плоскости ζz проведем ось K , перпендикулярную к оси z . Оси N , K , z образуют триэдр взаимно ортогональных осей; выберем положительное направление оси K так, чтобы система осей N , K , z была левой. Наконец проведем плоскость NK (она также отмечена дугой окружности). Эта плоскость перпендикулярна к z оси и, следовательно, совпадает с плоскостью xu ; ось x показана на чертеже, ось y , как уже сказано, на чертеже опущена. Отметим также буквой J линию пересечения плоскостей $\xi\eta$, ζz .

Обозначим двугранный угол между плоскостями $\xi\eta$ и ζz через α ; угол, образованный осью z с плоскостью $\xi\eta$, через β ; наконец, обозначим (как выше) угол (N, x) через φ . Положение тела вполне определяется углами α , β , и φ . Углы α и φ считаем положительными, если они представляются отложенными от осей ξ и N по часовой стрелке для наблюдателя, смотрящего соответственно с положительных направлений осей ζ и z ; угол β считаем положительным, если для наблюдателя, смотрящего с положительного направления оси N , он представляется отложенным против часовой стрелки от положительного направления оси J .

В географии углам α и β соответствует долгота и широта места земной поверхности (если плоскость $\xi\eta$ принять за плоскость экватора). В теории гироскопов углам α и β обычно присваиваются наименования угла прецессии и угла нутации; этими углами вполне определяется положение оси z (а следовательно и плоскости xu) в пространстве. Угол φ называется углом собственного вращения; этим углом определяется вращение осей x и y вокруг оси z . Между углами θ , φ и α , β имеют место простые зависимости

$$\varphi = \alpha + \pi/2, \quad \theta = \pi/2 - \beta$$

При движении тела углы α , β и φ , изменяются с течением времени.

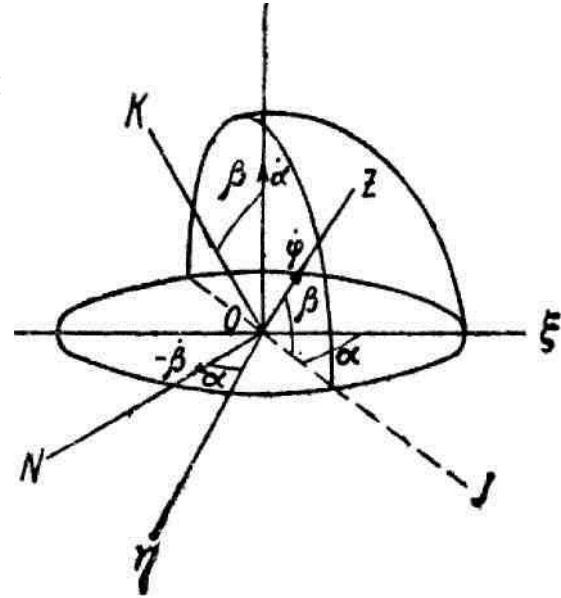
Уравнениями:

$$\alpha = \alpha(t), \quad \beta = \beta(t), \quad \varphi = \varphi(t).$$

определяется вращение тела вокруг неподвижной точки O . Углы α , β и φ , часто называются углами Резаля. Оси N, K и z часто также называются осями Резаля; эти оси являются подвижными, но они не связаны с данным телом (в том смысле, что эти оси не занимают неизменного положения в теле).

§1.3. Угловые и линейные скорости точек тела вокруг своей оси.

Движение тела, имеющего неподвижную точку, представляется в каждый данный момент как вращение вокруг некоторой оси, которая называется мгновенной осью вращения. Угловая скорость тела трактуется в механике как вектор, направленный по мгновенной оси — и притом в ту сторону, с которой вращение тела вокруг мгновенной оси представляется происходящим по часовой стрелке. Вектор угловой скорости обозначим через $\boldsymbol{\omega}^1$.



Составим формулы, которыми определяется вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, если заданы углы Резаля α , β , φ , как функции времени.

Рис. 1.9.

Положим, что движение тела задано уравнениями:

$$\alpha = \alpha(t), \quad \beta = \beta(t), \quad \varphi = \varphi(t).$$

Чтобы определить вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, найдем его проекции на оси N, K, Z (Рис.1.9.); обозначим эти проекции через p , q , r .

Абсолютное движение тела рассматриваем, как составное из трех составляющих вращений, а именно:

вращения вместе с плоскостью ζz вокруг оси ζ ;

вращения вместе с осью z вокруг оси N;

вращения вместе с осью x вокруг оси Z.

¹ - Векторные величины обозначены жирным шрифтом; численное значение векторной величины обозначено той же буквой обычного шрифта.

Угловые скорости этих трех составляющих вращений равны α , β , φ и направлены соответственно по оси ζ , по отрицательному направлению оси N и по оси z . Можно считать угловую скорость второго вращения, направленной и по положительной оси N , приписывая в таком случае величине этой угловой скорости значение $-\beta$; (Черт.1.9.).[3].

По теореме сложения угловых скоростей искомая угловая скорость ω есть геометрическая сумма угловых скоростей трех только что указанных составляющих вращений. Следовательно, проекции угловой скорости ω , обозначенные нами через p , q , r , мы найдем, как сумму проекций угловых скоростей α , $-\beta$, и φ на оси N, K, Z . Выполняя это проектирование, получаем:

$$p = -\beta, \quad q = \alpha \cos \beta, \quad r = \varphi + \alpha \sin \beta.$$

Этими формулами определяются как величина, так и направление угловой скорости ω . Для величины ω получаем выражение

$$\omega = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2} = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2 + \varphi^2 + 2\alpha\varphi\sin\beta}.$$

Как известно, линейные скорости точек твердого тела, которое вращается вокруг неподвижной точки O , являются вращательными скоростями вокруг мгновенной оси вращения. Это значит, что линейная скорость v есть векторное произведение из угловой скорости ω и радиуса вектора ρ , проведенного в данную точку из неподвижной точки O ,

$$\text{т. е. } v = \omega \times \rho.$$

Возьмем взаимно ортогональные оси x , y , z с началом в точке O ; здесь совершенно безразлично, каковы эти оси, — неподвижны они или движутся, и если движутся, то вместе с телом или независимо от него.

Проектируя скорость v на эти оси и, пользуясь известными выражениями для проекции векторного произведения, получим для проекции скорости v на оси x , y , z формулы:

$$\begin{aligned} v_x &= qz - ry \\ v_y &= rx - pz \\ v_z &= py - qz \end{aligned} \quad (1.1)$$

где x , y , z — координаты данной точки относительно осей x , y , z ; p , q , r — проекции угловой скорости ω на те же оси.

Формулы (1.1) имеют место при любом выборе — неподвижных или подвижных — осей x , y , z .

§1.4. Структура лазерных гироскопов

Слово “лазер” представляет собой аббревиатуру английской фразы “Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation”, переводимой как усиление света в результате вынужденного (индуцированного) излучения. Гипотеза о существовании индуцированного излучения была высказана в 1917 г. А Эйнштейном. Ученые Н.Г. Басов и А.М. Прохоров и независимо от них американский физик Ч. Таунс использовали явление индуцированного излучения для создания микроволнового генератора радиоволн с длиной волны $\lambda = 1,27$ см.

Чтобы создать лазер или оптический квантовый генератор - источник когерентного света необходимо:

- рабочее вещество с инверсной населенностью. Только тогда можно получить усиление света за счет вынужденных переходов;
- рабочее вещество следует поместить между зеркалами, которые осуществляют обратную связь;

- усиление, даваемое рабочим веществом, а значит, число возбужденных атомов или молекул в рабочем веществе должно быть больше порогового значения, зависящего от коэффициента отражения полупрозрачного зеркала. Первым квантовым генератором был рубиновый твердотельный лазер. Также были созданы: газовые, полупроводниковые, жидкостные, газодинамические, кольцевые (бегущей волны).

Первоначальная классификация лазеров связана с тем, что различают два типа лазеров: усилители и генераторы.[8] На выходе усилителя появляется лазерное излучение, когда на его вход (а сам он уже находится в возбужденном состоянии) поступает незначительный сигнал на частоте перехода. Именно этот сигнал стимулирует возбужденные частицы к отдаче энергии. Происходит лавинообразное усиление. Таким образом – на входе слабое излучение, на выходе – усиленное. В генераторе на его вход излучение на частоте перехода не подают, а возбуждают и, более того, перевозбуждают активное вещество. Если активное вещество находится в перевозбужденном состоянии, то существенно растет вероятность самопроизвольного перехода одной или нескольких частиц с верхнего уровня на нижний, что приводит к возникновению стимулированного излучения.

Вторая ступень классификации лазеров связана с физическим состоянием активного вещества, а именно: лазеры бывают твердотельными (например, рубиновый, стеклянный или сапфировый), газовыми (например, гелий-неоновый, аргоновый и т.п.), жидкостными, если в качестве активного вещества используется полупроводниковый переход, то лазер называют полупроводниковым.

Третья ступень классификации связана со способом возбуждения активного вещества. Различают следующие типы лазера: с возбуждением за счет оптического излучения, с возбуждением потоком электронов, с возбуждением солнечной энергией, с возбуждением за счет энергий взрывающихся проволок, с возбуждением химической энергией, с

возбуждением с помощью ядерного излучения. Также лазеры различают по характеру излучаемой энергии и ее спектральному составу. Если энергия излучается импульсно, то говорят об импульсных лазерах, если непрерывно, то лазер называют лазером с непрерывным излучением. Есть лазеры и со смешанным режимом работы, например полупроводниковые. Если излучение лазера сосредоточено в узком интервале длин волн, то лазер называют монохроматичным, если в широком интервале, то говорят о широкополосном лазере.

Еще один вид классификации основан на использовании понятия выходной мощности. Лазеры, у которых непрерывная (средняя) выходная мощность более 10^6 Вт, называют высокомоощными. При выходной мощности в диапазоне $10^5 \dots 10^3$ Вт имеем лазеры средней мощности. Если же выходная мощность менее 10^3 Вт, то говорят о маломощных лазерах.

В зависимости от конструктивных особенностей зеркального резонатора различают лазеры с постоянной добротностью и лазеры с модулированной добротностью – у такого лазера одно из зеркал может быть размещено, в частности, на оси электродвигателя, который вращает это зеркало. При этом добротность резонатора периодически меняется от нулевого до максимального значения. Такой лазер называют лазером с Q-модуляцией. Первой важной характеристикой лазеров является длина волны излучаемой энергии. Диапазон волн лазерного излучения: от рентгеновского участка до дальнего инфракрасного, т.е. от 10^3 до 10^2 мкм. За область 100 мкм лежит, образно говоря, “целина”. Она простирается только до миллиметрового участка, который осваивается радистами. Доля, приходящаяся на различные типы генераторов, неодинакова. Наиболее широкий диапазон у газовых квантовых генераторов. Второй характеристикой лазеров является энергия импульса. Она измеряется в джоулях и наибольшей величины достигает у твердотельных генераторов – порядка 10^3 Дж. Третьей характеристикой является мощность. Газовые генераторы, которые излучают непрерывно,

имеют мощность от 10^3 до 10^2 Вт. Милливаттную мощность имеют генераторы, использующие в качестве активной среды гелий-неоновую смесь. Мощность порядка 100 Вт имеют генераторы на CO_2 . С твердотельными генераторами разговор о мощности имеет особый смысл. К примеру, если взять излучаемую энергию в 1 Дж, сосредоточенную в интервале в одну секунду, то мощность составит 1 Вт. Но длительность излучения генератора на рубине составляет 10^{-4} с, следовательно, мощность составляет 10000 Вт, т.е. 10 кВт. Если же длительность импульса уменьшена с помощью оптического затвора до 10^{-6} с, мощность составляет 10^6 Вт, т.е. мегаватт. Это не предел! Можно увеличить энергию в импульсе до 10^3 Дж и сократить ее длительность до 10^{-9} с и тогда мощность достигнет 10^{12} Вт. А это очень большая мощность. Известно, что когда на металл приходится интенсивность луча, достигающая 10^5 Вт/см^2 , то начинается плавление металла, при интенсивности 10^7 Вт/см^2 – кипение металла, а при 10^9 Вт/см^2 лазерное излучение начинает сильно ионизировать вещества, превращая их в плазму. Существенной характеристикой лазера является расходимость лазерного луча. Наиболее узкий луч имеют газовые лазеры. Он составляет величину в несколько угловых минут. Расходимость луча твердотельных лазеров около 1...3 угловых градусов. Полупроводниковые лазеры имеют лепестковый раскрыв излучения: в одной плоскости около одного градуса, в другой – около 10...15 угловых градусов. Очень важной характеристикой лазера является диапазон длин волн, в котором сосредоточено излучение, т.е. монохроматичность. У газовых лазеров монохроматичность очень высокая, она составляет 10^{10} , т.е. значительно выше, чем у газоразрядных ламп, которые раньше использовались как стандарты частоты. Твердотельные лазеры и особенно полупроводниковые имеют в своем излучении значительный диапазон частот, т. е. не отличаются высокой монохроматичностью. Характеризует лазер и коэффициент полезного действия. У твердотельных он составляет от 1 до 3,5%, у газовых 1...15%, у

полупроводниковых 40...60%. Вместе с тем принимаются всяческие меры для повышения КПД лазеров, ибо низкий КПД приводит к необходимости охлаждения лазеров до температуры 4...77 К, а это сразу усложняет конструкцию аппаратуры. С появлением лазеров роторные гироскопы были заменены лазерными. Это сразу дало ряд технических достоинств. Сократились размеры контура из-за того, что в кольцевом лазере оба луча многократно оббегают окружность и имеет место накопление фазового сдвига, также лучи не ослабляются в среде, а усиливаются за счет получения энергии от активного вещества. Лазерные гироскопы находят применение в устройствах измерительной техники, в системах наземной ориентации, в системах ориентации воздушных и космических аппаратов, а также при создании бесплатформенных инерциальных систем навигации (БИНС). Лазерный гироскоп - квантовый оптический прибор для измерения угловой скорости объектов, действие которого основано на эффекте расщепления собственных частот в лазере с кольцевым оптическим резонатором (кольцевом лазере). Лазерные гироскопы используют эффект Саньяка — появление фазового сдвига встречных световых волн во вращающемся кольцевом интерферометре. В замкнутом контуре кольцевого лазера генерируются две бегущие навстречу друг другу световые волны. Вращение контура относительно оси перпендикулярной его плоскости, вызывает увеличение оптического пути для волны, генерируемой в направлении вращения, и его уменьшение для встречной волны. В результате частоты встречных волн становятся неодинаковыми. Разность частот (частота биений) прямо пропорциональна составляющей угловой скорости объекта в направлении, перпендикулярном плоскости контура.

Лазерный гироскоп - устройство, в котором:

- используется оптический квантовый генератор направленного излучения; и

- содержится плоский замкнутый контур, образованный тремя и более зеркалами, где циркулируют два встречных световых потока и применяется в системах инерциальной навигации.

Лазерные гироскопы обладают рядом преимуществ по сравнению с электромеханическими. К основным преимуществам лазерного гироскопа перед механическими гироскопами относятся: отсутствие движущихся частей; высокая надёжность; стабильность; нечувствительность к ускорениям и другие. Эти преимущества открывают широкую перспективу в практическом использовании гироскопов на лазерах. Так, для конструкторов систем управления всегда важно, каким способом и в каком виде снимаются с гироскопов выходные данные. Гироскоп на лазере позволяет получить на его выходе очень удобные для управления сигналы, например, в виде последовательности электрических импульсов, полярность которых определяется направлением поворота гироскопа. Число одиночных импульсов пропорционально малым фиксированным приращениям угла поворота (например, одной секунде дуги). Полный угол поворота гироскопа находится по общему количеству импульсов. Еще более важным для конструкторов является точность работы прибора. Точность работы гироскопов на лазерах чрезвычайно высока. Так как по своему назначению они должны регистрировать скорость вращения меньше 0,1 град/ч, то это приводит к необходимости измерять разность оптических траекторий с точностью до 10-5 нм и частотные изменения около 0,1 Гц (при рабочей частоте 10¹⁴—10¹⁵ Гц).

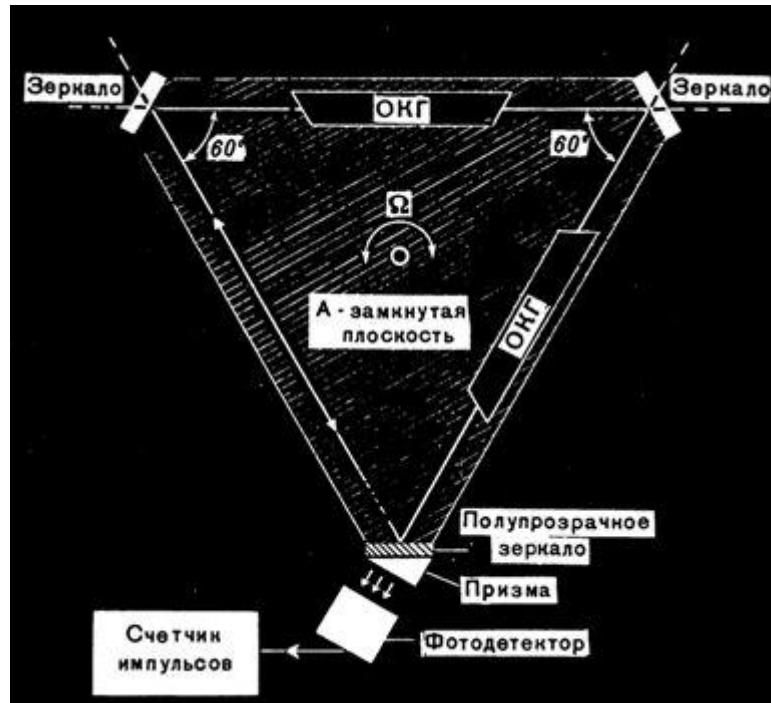


Рис.1.11. Принципиальная схема лазерного гироскопа

Самая простая конструкция такого прибора представляет собой обычное устройство с тремя зеркалами-отражателями, размещенными по углам контура так, что образуется замкнутая траектория (кольцо) для светового луча. Лазерный луч (Рис.1.11.) [8]. создается двумя квантовыми генераторами (ОКГ), один из которых посылает излучение по часовой стрелке, а другой — против часовой стрелки. Упоминание о двух ОКГ приводится с целью упрощения рассуждений. На практике в лазерном гироскопе может быть установлен один оптический квантовый генератор, имеющий два и более активных элемента, формирующих лучи, движущиеся в противоположных направлениях. Отражаясь от зеркал, проходя от зеркала к зеркалу и, наконец, через полупрозрачное зеркало и призму, световое излучение ослабевает. Для поддержания световых волн в системе на уровне, необходимом для нормальной работы, нужно, чтобы коэффициент усиления световых лучей вдоль всего пути был бы не менее 1. Необходимо также, чтобы на длине пути лазерных лучей укладывалось бы целое число длин волн, генерируемых лазерами, т. е. сдвиг фаз световых колебаний в полости резонатора должен

равняться нулю. Для выполнения последнего условия частота колебаний лазера должна быть такой, чтобы усиливающая среда дала коэффициент усиления, достаточный для компенсации потерь в отражающих и других элементах оптического контура лазера. Эта частота при работе ОКГ устанавливается автоматически. При повороте кольцевого резонатора в инерциальном пространстве оптические пути, проходимые лучами, движущимися по и против часовой стрелки, оказываются неодинаковыми. Разность между оптическими путями приводит в этом случае к возникновению разности частот генерируемых колебаний (эффект Саньяка), которая и определяет скорость вращения резонатора.[9].

§1.5. Типы исполнительных элементов лазерных гироскопов

Чтобы создать лазер или оптический квантовый генератор - источник когерентного света необходимо:

Рабочее вещество с инверсной населенностью. Только тогда можно получить усиление света за счет вынужденных переходов. Рабочее вещество следует поместить между зеркалами, которые осуществляют обратную связь. Усиление, даваемое рабочим веществом, а значит, число возбужденных атомов или молекул в рабочем веществе должно быть больше порогового значения, зависящего от коэффициента отражения полупрозрачного зеркала. Первым квантовым генератором был рубиновый твердотельный лазер.

Также были созданы: газовые, полупроводниковые, жидкостные, газодинамические, кольцевые (бегущей волны). С момента разработки лазер называли устройством, которое само ищет решаемые задачи. Лазеры нашли применение в самых различных областях — от коррекции зрения до управления транспортными средствами, от космических полётов до термоядерного синтеза. Лазер стал одним из самых важных изобретений XX века. Исключительно широкое использование лазеров в науке и

промышленности объясняется их уникальными свойствами - когерентностью, монохроматичностью и возможностью достижения высочайшей плотности мощности излучения. Свойства лазерного излучения - это

Когерентность. (Атомы излучают свет согласованно).

Малый угол расхождения (около 10^{-5} рад). На Луне такой пучок, испущенный с Земли, дает пятно диаметром 3 км.

Монохроматичность.

Большая мощность. У некоторых типов лазеров достигается мощность излучения 10^{17} Вт/см². Для сравнения: мощность излучения Солнца равна только 7×10^3 Вт/см².

Все лазеры состоят из трёх основных частей (Рис. 1.12.):

- активной (рабочей) среды;
- системы накачки (источник энергии);
- оптического резонатора (может отсутствовать, если лазер работает в режиме усилителя).

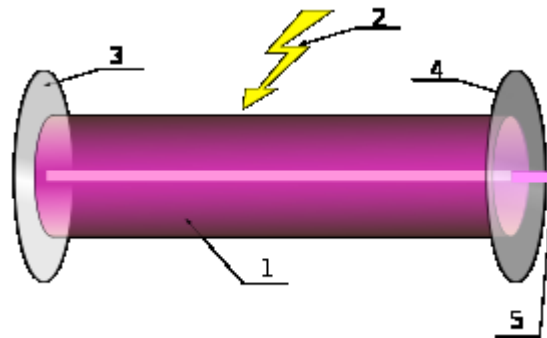


Рис.1.12. Схема лазера¹

На схеме обозначены: 1 — активная среда; 2 — энергия накачки лазера; 3 — непрозрачное зеркало; 4 — полупрозрачное зеркало; 5 — лазерный луч. Каждая из них обеспечивает для работы лазера выполнение своих определённых функций.

¹ru.wikipedia.org. Википедия. Электронный энциклопедический словарь. 2012г.

Активная среда. В настоящее время в качестве рабочей среды лазера используются все агрегатные состояния вещества: твёрдое, жидкое, газообразное и даже плазма.[10]. В обычном состоянии число атомов, находящихся на возбуждённых энергетических уровнях определяется распределением Больцмана[11]:

$$N=N_0\exp(-E/kT)$$

где

N — число атомов, находящихся в возбуждённом состоянии с энергией E ,

N_0 — число атомов, находящихся в основном состоянии,

k — постоянная Больцмана,

T — температура среды.

Иными словами таких атомов очень мало, поэтому вероятность того, что фотон, распространяясь по среде вызовет вынужденное излучение также очень мала по сравнению с вероятностью его поглощения. Поэтому электромагнитная волна, проходя по веществу, расходует свою энергию на возбуждение атомов. Интенсивность излучения при этом падает по закон Бугера — Ламберта — Бера (закону Бугера)[12]:

$$I_1=I_0\exp(-a_1L)$$

где

I_0 — начальная интенсивность,

I_1 — интенсивность излучения, прошедшего расстояние L в веществе,

a_1 — коэффициент поглощения вещества. Поскольку зависимость экспоненциальная, излучение очень быстро поглощается.

В том случае, когда число возбуждённых атомов больше, чем невозбуждённых (то есть в состоянии инверсии населённостей), ситуация прямо противоположна. Акты вынужденного излучения преобладают над поглощением, и излучение усиливается по закону:

$$I_i = I_0 \exp(-a_2 L)$$

где

a_2 — коэффициент квантового усиления. В реальных лазерах усиление происходит до тех пор, пока величина поступающей за счёт вынужденного излучения энергии не станет равной величине энергии, теряемой в резонаторе. При этом возможна работа только в импульсном режиме, поскольку требуются очень большие плотности энергии накачки, вызывающие при длительном воздействии сильный разогрев и разрушение стержня рабочего вещества. Эти потери связаны с насыщением метастабильного уровня рабочего вещества, после чего энергия накачки идёт только на его разогрев, а также с наличием множества других факторов (рассеяние на неоднородностях среды, поглощение примесями, неидеальностью отражающих зеркал, полезное и нежелательное излучение в окружающую среду и пр.). Система накачки. Для создания инверсной населённости среды лазера используются различные механизмы. В твердотельных лазерах она осуществляется за счёт облучения мощными газоразрядными лампами-вспышками, сфокусированным солнечным излучением (так называемая оптическая накачка) и излучением других лазеров (в частности, полупроводниковых)[13,14]. При этом возможна работа только в импульсном режиме, поскольку требуются очень большие плотности энергии накачки, вызывающие при длительном воздействии сильный разогрев и разрушение стержня рабочего вещества. В газовых и жидкостных лазерах (гелий-неоновый лазер, лазер на красителях) используется накачка электрическим разрядом. Такие лазеры работают в непрерывном режиме. Накачка химических лазеров происходит посредством протекания в их активной среде химических реакций. При этом инверсия населённостей возникает либо непосредственно у продуктов реакции, либо у специально введённых примесей с подходящей структурой энергетических

уровней. Накачка полупроводниковых лазеров происходит под действием сильного прямого тока через р-п переход, а также пучком электронов. Существуют и другие методы накачки (газодинамические, заключающиеся в резком охлаждении предварительно нагретых газов; фотодиссоциация, частный случай химической накачки и другие[15].

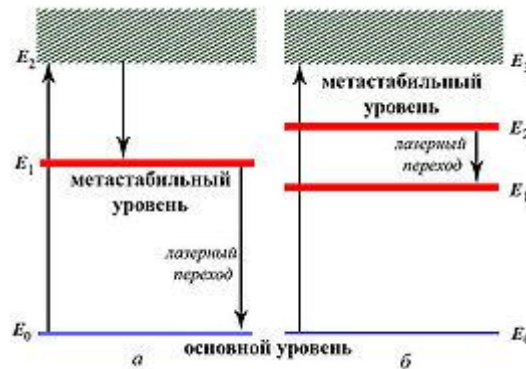


Рис. 1.13. Система накачки рабочей среды

На Рис.1.13.: а — трёхуровневая и б — четырёхуровневая схемы накачки активной среды лазера. Классическая трёхуровневая система накачки рабочей среды используется, например, в рубиновом лазере. Рубин представляет из себя кристалл корунда Al_2O_3 , легированный небольшим количеством ионов хрома Cr^{3+} , которые и являются источником лазерного излучения. Из-за влияния электрического поля кристаллической решётки корунда внешний энергетический уровень хрома E_2 расщеплён (эффект Штарка). Именно это делает возможным использование немонохроматического излучения в качестве накачки. При этом атом переходит из основного состояния с энергией E_0 в возбуждённое с энергией около E_2 . В этом состоянии атом может находиться сравнительно недолго (порядка 10^{-8} с), почти сразу происходит безизлучательный переход на уровень E_1 , на котором атом может находиться значительно дольше (до 10^{-3} с), это так называемый метастабильный уровень. Возникает возможность

осуществления индуцированного излучения под воздействием других случайных фотонов. Как только атомов, находящихся в метастабильном состоянии становится больше, чем в основном, начинается процесс генерации[16]. Но создать инверсию населённостей атомов хрома Cr с помощью накачки непосредственно с уровня E_0 на уровень E_1 нельзя. Это связано с тем, что если поглощение и вынужденное излучение происходят между двумя уровнями, то оба эти процесса протекают с одинаковой скоростью. Поэтому в данном случае накачка может лишь уравнивать населённости двух уровней, чего недостаточно для возникновения генерации[17]. В некоторых лазерах, например в неодимовом, активной средой которого является специальный сорт стекла, легированный ионами неодима Nd^{3+} , используется четырехуровневая схема накачки. Здесь между метастабильным E_2 и основным уровнем E_0 имеется промежуточный — рабочий уровень E_1 . Вынужденное излучение происходит при переходе атома между уровнями E_2 и E_1 . Преимуществом этой схемы является то, что порог генерации достигается, когда населённость метастабильного уровня становится больше населённости рабочего уровня, которая незначительна в состоянии термодинамического равновесия, поскольку последний находится достаточно далеко от основного уровня. Это значительно снижает требования к источнику накачки[18]. Кроме того, подобная схема позволяет создавать мощные лазеры, работающие в непрерывном режиме, что очень важно для некоторых применений. Зеркала лазера не только обеспечивают существование положительной обратной связи, но и работают как резонатор, усиливая одни генерируемые лазером моды, соответствующие стоячим волнам данного резонатора, и ослабляя другие.

Если на оптической длине L резонатора укладывается целое (в смысле «не дробное») число полуволн n , то:

$$2L=n\lambda,$$

то такие волны, проходя по резонатору не меняют своей фазы и вследствие интерференции усиливают друг друга. Все остальные, близко расположенные волны, постепенно гасят друг друга. Таким образом спектр собственных частот оптического резонатора определяется соотношением:

$$\nu_i = C/2L \times n$$

где C — скорость света в вакууме. Интервалы между соседними частотами резонатора одинаковы и равны:

$$\Delta\nu_r = C/2L$$

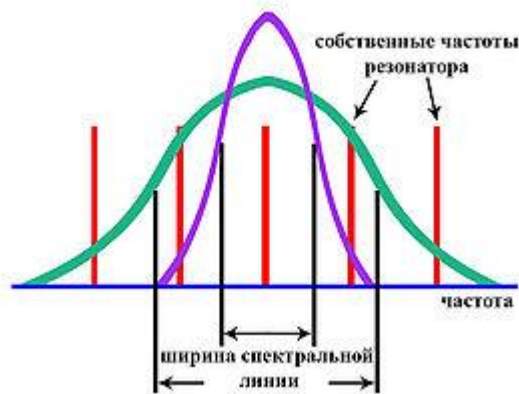


Рис.1.14. Спектр частот резонатора

В ширину спектральной линии, изображённой на Рис.1.14. зелёным цветом, укладывается три собственных частоты резонатора. В этом случае генерируемое лазером излучение будет трехмодовым. Для фиолетовой линии излучение будет чисто монохроматическим. Линии в спектре излучения в силу различных причин (доплеровское уширение, внешние электрические и магнитное поля, квантовомеханические эффекты и др.) всегда имеют определённую ширину $\Delta\nu_i$. Поэтому могут возникать ситуации, когда на ширину спектральной линии укладывается несколько собственных частот

резонатора. В этом случае излучение лазера будет многомодовым. Синхронизация этих мод позволяет добиться того, чтобы излучение представляло собой последовательность коротких и мощных импульсов. Если же $\Delta\nu_i < \Delta\nu_r$, то в излучении лазера будет присутствовать только одна частота, в данном случае резонансные свойства системы зеркал слабо выражены на фоне резонансных свойств спектральной линии. При строгом расчёте необходимо учитывать, что усиливаются волны, распространяющиеся не только параллельно оптической оси резонатора, но и под малым углом φ к ней. Условие усиления тогда принимает вид:

$$2L\cos\varphi = n\lambda$$

Это приводит к тому, что интенсивность пучка лучей лазера различна в разных точках плоскости, перпендикулярной этому пучку. Здесь наблюдается система светлых пятен, разделённых тёмными узловыми линиями. Для устранения этих нежелательных эффектов используют различные диафрагмы, рассеивающие нити, а также применяют различные схемы оптических резонаторов.

§1.6. Характеристики лазерного гироскопа

В лазерном гироскопе носителем информации об угловой скорости относительно инерциального пространства является электромагнитное излучение, параметры которого изменяются в зависимости от вектора угловой скорости вращения.

Принцип работы лазерного гироскопа можно описать следующим образом, В кольцевом резонаторе под воздействием накачки возбуждаются две электромагнитные волны с частотами ν_1 и ν_2 , распространяющиеся по замкнутому контуру в противоположных направлениях. Эти волны, интерферируя между собой,

образуют стоячую волну с узлами и пучностями, так что суммарная амплитуда интенсивности электромагнитных колебаний либо максимальна, либо равна нулю. С помощью специального оптического смесителя — интерферометра и при наличии внешнего возмущения в виде угловой скорости $\Omega(t)$, которую нужно измерять, интерференционную картину можно зафиксировать. Если кольцевой резонатор привести во вращение, то на основании эффекта Саньяка в смесителе-интерферометре и в оптически связанном с ним фотоприемнике выделяется сигнал разностной частоты $F_p \sim (v_1 - v_2)$ - частота биений, по которой можно четко различить прохождение темно светлых полосок интерференционной картины относительно фотоприемника. Чем быстрее вращается система в целом, тем чаще проходят темные полосы и тем выше частота выходного сигнала. Таким образом, мерой угловой скорости $\Omega(t)$ служит сигнал разностной частоты F_p . Ток фотоприемника усиливается, формируется и преобразуется в электронном тракте в сигнал двоичного кода, который поступает в бортовую ЭВМ и далее, например, в контур управления полетом летательного аппарата. Лазерный гироскоп представляет собой многоконтурную взаимосвязанную систему автоматического регулирования, в которую помимо чувствительного модуля (кольцевого лазера) введен целый ряд систем: стабилизации мощности, магнитного поля, частоты, регулировки периметра резонатора. Для создания смещения по частоте, увеличения точности лазерного гироскопа и определения знака вводят систему частотной «подставки» и систему обработки информации (Рис.1.15)[19].

Стабилизация устройства основана на методах, обеспечивающих защиту резонатора, цепей питания и выходного сигнала от действия внешних и внутренних электрических и магнитных полей. Используют и другой метод стабилизации — введение экстремальных адаптивных систем. Если сформулировать кратко, то лазерным гироскопом является квантовый прибор, основанный на физическом эффекте Саньяка и измеряющий угловую скорость объекта в инерциальном пространстве.

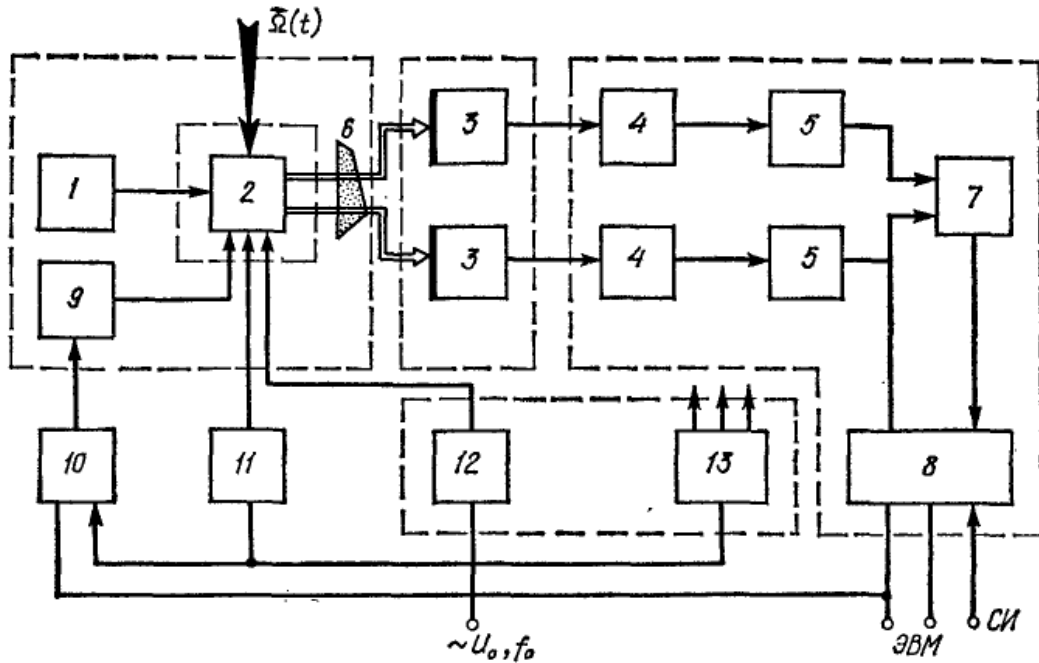


Рис. 1.15. Структурная схема лазерного гироскопа с синусоидальной «подставкой»:

1,11 — системы стабилизации периметра резонатора и мощности соответственно; 1— кольцевой лазер (квантовый чувствительный модуль); 2— кольцевой лазер; 3 — фотодиоды; 4 — усилители; 5 — формирователи; 6 — оптический смеситель; 7 — схема знака; 8 — реверсивный счетчик; 9 — система «подставки»; 10...13 — системы питания и поджига; $\Omega(t)$ — входное воздействие (измеряемая угловая скорость); СИ — синхроимпульсы из ЭВМ

Он представляет собой последовательно включенные преобразователи энергии: кольцевой лазер — квантовый чувствительный модуль механического воздействия; оптические, фотоэлектрические и электронные измерительные преобразователи механических, оптических и электрических сигналов.

Рассмотрим основные характеристики лазерного гироскопа.

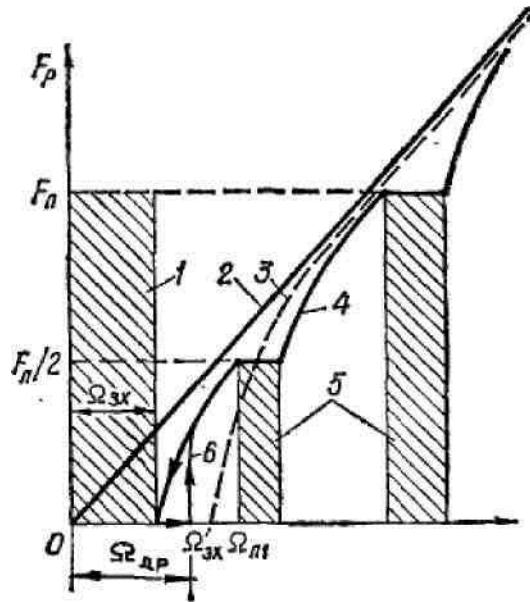


Рис. 1.16. Выходные характеристики лазерного гироскопа:

1-зона захвата; 2- идеальная характеристика; 3- аппроксимация характеристики; 4- реальная характеристика с частотной подставкой; 5-дополнительные зоны захвата с частотой переключения подставки 1_n ; 6- гистерезис характеристики; $\Omega_{др}$ - дрейф начала отсчета.

При измерении угловой скорости частота биений изменяется приблизительно по линейному закону, называемому выходной характеристикой кольцевого лазера (Рис.1.16.) [20], т. е.

$$F_p = K_{ВХО} \sqrt{\Omega^2(t) - \Omega_{зх}^2(t)} \quad (1.1)$$

Константа гироскопа (масштабный коэффициент)

$$K_{ВХО} = 4S/(\lambda_0 L)$$

определяется конструктивными параметрами конкретного типа лазерного гироскопа и нелинейностью выходной характеристики $h_0 = \Delta K_{ВХ} / K_{ВХО}$.

Относительная нестабильность частоты излучения $Sv = \sigma [v(t)] / v_0$ - отношение среднего квадратического отклонения частоты лазерного

излучения $\sigma\nu(t)$ к среднему значению частоты ν_0 за определенный интервал времени измерения $T_{\text{изм}}$. Дрейф нуля отсчета выходной величины лазерного гироскопа с «подставкой» в единицу времени при отсутствии измеряемой угловой скорости $\Omega(t) = 0$. Обозначается дрейф нуля $F_{\text{др}}$ либо $\Omega_{\text{др}}$ в пересчете на угловые скорости. Это случайная величина, зависящая от нестабильностей внутренних и внешних воздействий. Типичное значение $\Omega_{\text{др}} \sim 0,3...3^0 / \text{ч}$.

Чувствительность — минимальный выходной сигнал, соответствующий наименьшему значению измеряемой угловой скорости $\Omega_{\text{min}} = F_p/K_{\text{ВХО}}$. Теоретический предел чувствительности лазерного гироскопа ограничен спонтанным излучением активной среды. Каждый спонтанно излученный фотон, имея энергию $h\nu$, взаимодействует с электромагнитной энергией внутри резонатора и это взаимодействие является причиной амплитудных и фазовых флюктуации. Флюктуации носят случайный характер, что в совокупности приводит к уширению спектральной линии излучения лазера, энергия одной моды которого примерно составляет $\sim 0,2 h\nu$ Дж. Для типичных условий спонтанное излучение фотонов происходят через $\tau \sim 10^{-18}$ с, и каждое такое излучение создает флюктуацию фазы $\Delta\phi \sim 10^{-18}$ рад, что в конечном итоге составляет ширину естественной линии генерации лазера

$$\Delta\nu = \Delta\phi / \tau = 1/2\pi = 10^{-18} / 10^{-18} \approx 0,1 \text{ Гц.}$$

Точность измерения определяется минимальным значением фазы, которое может быть еще измерено электронными методами. Если принять, что разностной частоте-1 Гц соответствует скорость вращения кольцевого лазера 5×10^{-6} рад/с, то теоретический предел измерения угловой скорости с помощью лазерного гироскопа оказывается равным 5×10^{-9} рад/с. В действительности же предел измерения $\Omega(t)$ ограничен областью захвата либо (при наличии элемента

разноса частот) нестабильностью частотной «подставки» и дрейфом нуля отсчета Fдр из-за нестабильностей разрядного тока резонатора и т. д.

Относительная чувствительность лазерного гироскопа определяется дифференцированием основного уравнения кольцевого лазера

$$dF_p/d\Omega(t) = 4S /(\lambda_0 L) = K_{\text{ВХО}}.$$

т.е. константой лазерного гироскопа.

Для квадратного резонатора со стороной l имеем:

$$S = l^2; \quad L = 4l; \quad 4S /(\lambda_0 L) = \lambda / \lambda_0$$

Отсюда следует, что относительная чувствительность лазерного гироскопа растет с увеличением его линейных размеров. Например, для четырехзеркального гелий- неоновомого кольцевого лазера со стороной $l = 10$ см, работающего на волне $\lambda_0 = 0,632$ мкм ,

$$K_{\text{ВХО}} = dF_p/ d\Omega(t) = 10/ 0,63 \times 10^{-4} = 1,58 \times 10^5.$$

Ток на выходе приемника излучения имеет форму, близкую к синусоидальной; поэтому значение $\Omega(t)$ можно получить в цифровой форме. Для этого выходной сигнал ограничивается, дифференцируется и подсчитывается число импульсов. Цифровой индикатор измеряет наименьшее изменение частоты (при интервале отсчета 1 с) $(dF_p)_{\text{min}} = \pm 0,5$ Гц. Этой разностной частоте соответствует изменение скорости

$$d\Omega(t)_{\text{min}} = 1/(2 K_{\text{ВХО}})$$

Величина $d\Omega(t)_{\text{min}}$ представляет собой теоретическую разрешающую способность, или чувствительность лазерного гироскопа по угловой скорости $\Omega(t)$.

Для разобранного примера $K_{\text{вхо}} = 1,58 \times 10^5$; следовательно,

$$d\Omega(t)_{\text{min}} = 1 / (2 \times 1,58 \times 10^5) \approx 3,1 \times 10^{-5} \text{ с}^{-1}$$

Динамическим диапазоном является разность предельных значений разностной частоты $F_{\text{p min}}$

и $F_{\text{p max}}$, соответствующая минимальным и максимальным значениям измеряемых угловых скоростей:

$$\Omega_{\text{min}} \leq \Omega(t) \leq \Omega_{\text{max}}$$

Нижний предел измерения Ω_{min} ограничен чувствительностью лазерного гироскопа, а верхний предел Ω_{max} — практически полосой пропускания фотодиода и всего усилительного тракта электронной схемы. В современных конструкциях лазерных гироскопов он составляет ~ 10 МГц. Фактически динамический диапазон измеряемых величин

$$\Omega_{\text{max}} - \Omega_{\text{min}} \leq (\lambda_0 L / 4S) (F_{\text{max}} - F_{\text{min}})$$

Точность лазерного гироскопа определяется математическим ожиданием суммарной погрешности разностной частоты $M(\Delta F_{\text{p } \Sigma})$ и средним квадратическим отклонением $\sigma_{F_{\text{p}}}$ от математического ожидания разностной частоты $M(\Delta F_{\text{p } \Sigma})$,

Типичней гироскоп, созданный на основе функциональной схемы, показанной на Рис.1.17. имеет следующие параметры: $L = 45$ см; $\lambda_0 = 0,6328$ мкм; $P_{\text{He}} / P_{\text{Ne}} = 5:1$; $P_{\text{He}} - P_{\text{Ne}} = 600$ Па; $I_{\text{p}} \sim 30$ мА; $\eta = 0,25$; $\Delta V_{\text{N}} / \Delta V_{\text{D}} \sim 0,1$; $F_{\text{pф}} = 50$ Гц при изменении угловой скорости в диапазоне 5×10^{-7} рад/с $\leq \Omega(t) \leq 2$ рад/с с погрешностью $\Omega(t) \leq 5 \times 10^{-7}$ рад/с. Лазерный гироскоп обеспечивает необходимую относительную нестабильность частоты лазерного излучения $S_{\nu} \leq 0,5 \times 10^{-5}$ Гц в течение 30 с; нестабильность коэффициента усиления $\Delta G \leq 10^{-5}$ и нестабильность разрядного тока $\Delta I_{\text{p}} \leq 5 \times 10^{-3}$. [21].

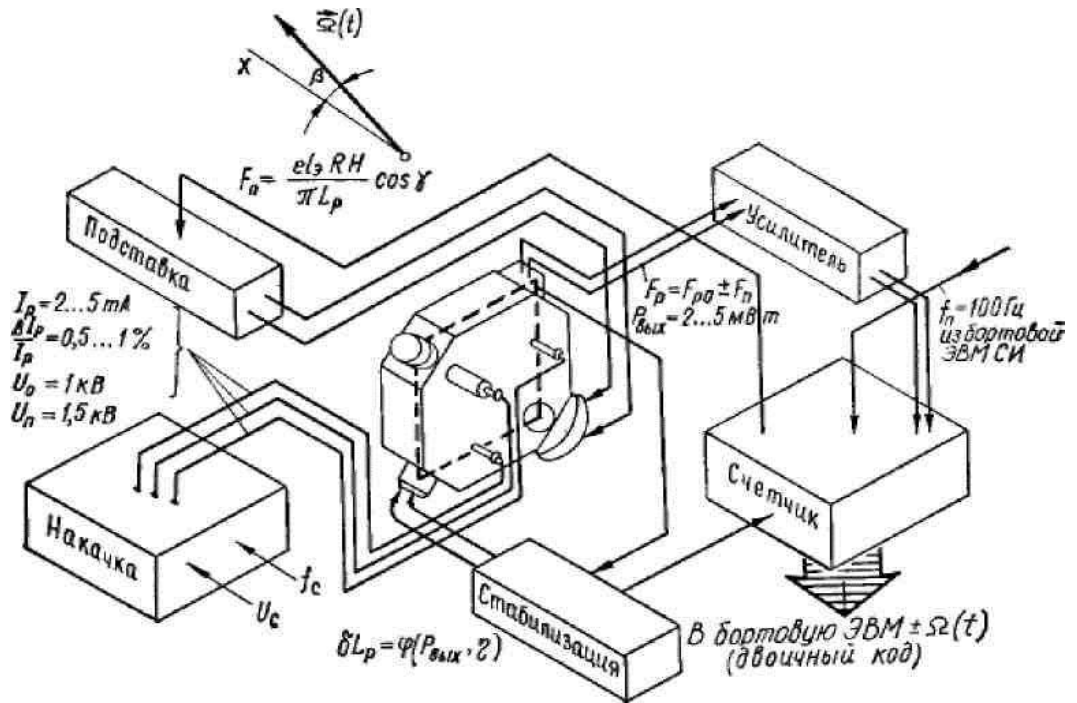


Рис 1.17. Функциональная схема одноканального лазерного гироскопа: β — угол отклонения вектора $\Omega(t)$; x — ось отсчета координат.

§1.7. Оптические схемы интерференционных смесителей излучения

Для выделения сигнала разностной частоты встречные излучения, выходящие через один из отражательных элементов кольцевого резонатора, совмещают в специальном оптическом устройстве. Из объяснения принципа работы лазерного гироскопа следует, что небольшая доля энергии встречных колебаний, несущая информацию о наличии $\Omega(t)$ интерферирует на рабочие грани оптического смесителя. Для осуществления интерференции встречных излучений применяют различные схемы оптических смесителей. Одни из них нашли серийное воплощение, другие применяются в экспериментальных исследованиях лазерных гироскопов. Обычно используют три типа схем смесителей: зеркальные, призмные и голографические. (Рис.1.18.).[22]. Отметим, что для моноблочной конструкции резонатора лазерного гироскопа по

точности совмещения излучения наиболее предпочтительной является призмная схема. Для пространственной селекции интерференционной картины и определения знака угловой скорости $\Omega(t)$ перед смесителем устанавливают диафрагмы различной формы. Например, в датчиках перемещений и в лазерных гироскопах применяются оптически несимметричные диафрагмы.

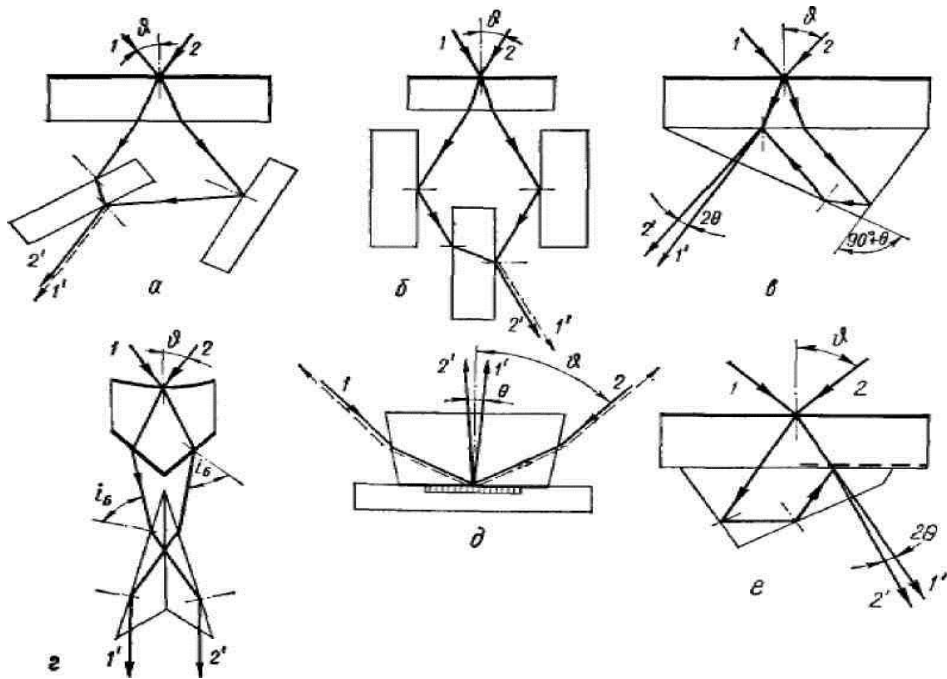


Рис. 1.18. Оптические схемы

трехзеркального (а), четырехзеркального (б) призмных (в, е), комбинированного (г) и голографического (д) интерференционных смесителей встречных излучений; i_B – угол Брюстера; 2θ – угол между выходными лучами.

Колебания температуры приводят к изменению линейных размеров оптического смесителя встречных волн, что вызывает нестабильность угла совмещения лучей. Нестабильность призмного смесителя вызывает также зависимость показателя преломления материала призмы от температуры. Среднее значение (математическое ожидание) температурной погрешности совмещения лучей с помощью призмного смесителя можно представить в виде

$$\bar{\Delta}_{\text{ГП}}(T) = \frac{\partial \Delta_{\text{ГП}}(T)}{\partial l_{\text{ГП}}} \bar{\Delta} l_{\text{ГП}} + \frac{\partial \Delta_{\text{ГП}}(T)}{\partial n} \bar{\Delta} n$$

Где $\bar{\Delta} l_{\text{ГП}}$ - среднее значение изменения линейных размеров призмы; $\bar{\Delta} n$ – среднее значение изменения показателя преломления. Если принять $\bar{\Delta} l_{\text{ГП}} \sim \bar{\Delta} n$, то

$$\Delta_{\text{ГП}}(T) = 2 \frac{\partial \Delta_{\text{ГП}}(T)}{\partial n} \Delta n$$

или

$$\Delta_{\text{ГП}}(T) = \frac{2 \sin \nu}{n \sqrt{n^2 - \sin^2 \nu}} \Delta n$$

где $\Delta_{\text{ГП}}(T) / \partial n \approx \sin \nu / n \sqrt{n^2 - \sin^2 \nu}$ - передаточное отношение действия первичной ошибки Δn на суммарную погрешность $\Delta_{\text{ГП}}(T)$; ν – угол падения лучей; $\Delta n = \Delta n \Delta T$ – изменение показателя преломления при изменении температуры; ΔT - диапазон изменения температуры, $^{\circ}\text{C}$. При $\nu = 45^{\circ}$, $n = 1,5$, $\Delta n = 2,6 \times 10^{-6}$ для кварцевого стекла марки К-8, $\Delta T = 40^{\circ}\text{C}$, $\Delta_{\text{ГП}}(T) = 15''$.

Температурная погрешность совмещения лучей для голографического смесителя

$$\alpha_{\gamma\zeta}(T) = 2\alpha_{\tau} \Delta T \operatorname{tg} \nu.$$

Где α_{τ} – коэффициент линейного расширения материала подложки. При $\nu = 45^{\circ}$, $\Delta T = 40^{\circ}\text{C}$ и $\alpha_{\tau} = 5 \times 10^{-7}$ (для кварцевого стекла марки К-8) $\delta_{\gamma\zeta}(T) \sim 5''$.

Голографический смеситель имеет потенциально большую точность совмещения встречных излучений. Если угол при вершине призмы равен $\pi/2$, то лучи образуют интерференционную картину с четко выраженными полосами, по направлению и скорости смещения которых можно судить о знаке и значении угловой скорости. Покажем, что параллельность

интерферирующих лучей на выходе смесителя является необходимым, но не достаточным условием получения максимального сигнала разностной частоты и достоверных данных о значении и знаке входного воздействия. При интерференции смещение оптических колебаний происходит в условиях, когда ширина луча много больше длины волны. В связи с этим взаимное расположение фронтов - смешиваемых излучений, наклон поверхности рабочей грани оптического смесителя и искажения фазовых фронтов оказывают существенное влияние на операцию преобразования частоты. Если на оптический смеситель падают два излучения, то комплексная амплитуда напряженности электрического поля суммарной световой волны в рабочей плоскости смесителя

$$\vec{E}(r_1, t) = \vec{E}_{01} \cos(\omega_1 t + \varphi_1) + \vec{E}_{02} \cos(\omega_2 t + \varphi_2),$$

где E_{01} , E_{02} - амплитуды интерферируемых волн; ω_1 , ω_2 - частоты встречных излучений; φ_1 , φ_2 - их фазы.

При смещении монохроматических волн, а мы ограничиваем рассмотрение интерференцией излучения от когерентных непрерывно излучающих источников, среднее значение интенсивности излучения $I(t)_{cp}$ определяется квадратом модуля комплексной амплитуды поля суммарной световой волны $I(t)_{cp} \rightarrow$

$[E(t)]^2$ Удельный ток квадратичного фотоприемника, отнесенный к единице площади фотокатода, является функцией средней интенсивности:

$$i_{фп} = i_{\tau} + \varepsilon_{\lambda} I(t)_{cp},$$

где (i - ток фотокатода; ε_{λ} - спектральная чувствительность фотодиода.

Интегрируя $i_{фп}$ в пределах площади фотокатода L , получаем суммарный ток со всей площади фотокатода

$$i_{фп\Sigma} = \varepsilon_{\lambda} A E_{01} E_{02} \cos[(\omega_1 - \omega_2)t + (\varphi_1 - \varphi_2)]$$

Рассматривая общий случай падения встречных излучений на рабочую поверхность оптического смесителя под произвольными углами ν_1 и ν_2 , можно установить следующую зависимость суммарного тока фотодиода:

$$i_{\text{фп}\Sigma} = \varepsilon_{\lambda} A E_{01} E_{02} \frac{\text{Sin} [\alpha(\omega_1 \sin \nu_1 - \omega_2 \sin \nu_2) / c]}{\alpha(\omega_1 \sin \nu_1 - \omega_2 \sin \nu_2) / c} \cos [(\omega_1 - \omega_2)t + (\varphi_1 - \varphi_2)]$$

где α - линейный размер рабочей плоскости оптического смесителя, см,

Анализ этой зависимости показывает, что незначительная непараллельность излучений приводит к уменьшению полезной составляющей тока фотодиода. Действительно» при $\nu_1 = 0 \sin \nu_2 \leq 1 \omega_1 = \omega_2 \varphi_1 = \varphi_2$

$$i_{\text{фп}\Sigma} = \varepsilon_{\lambda} A E_{01} E_{02} \frac{\text{Sin} (\alpha \omega_2 \nu_2 / c)}{(\alpha \omega_2 \nu_2) / c}$$

Для $\alpha = 0,2$ см, $\omega_2 = 10^{15} \text{ с}^{-1}$ допустимый угол не параллельности составит около $10''$. Таким образом, чтобы получить максимальный сигнал разностной частоты, необходимо стремиться к нормальному падению интерферирующих излучений на плоскость оптического смесителя. Расстояние между соседними интерферирующими максимумами можно определить, рассматривая структуру интерференционной картины, образующейся при падении достаточно плоских фронтов двух встречных излучений на поверхность оптического смесителя с показателем преломления n . Из ΔABC (рис.2.6, а)[23]. находим расстояние между двумя соседними максимумами

$$\Lambda = \frac{\lambda_0}{2n\theta} \sin \nu$$

где θ — отклонение угла при вершине призмы от 90° .

Число максимумов, приходящихся на диаметр α рабочей поверхности смесителя,

$$N_{\max} = \alpha / \Lambda .$$

Расчетные значения периода интерференционной картины, например для $n=1$, $2\theta = 0,25; 0,5; 2'$ и $\lambda_0 = 0,63$ мкм, составляют $\Lambda = 1,06; 0,63$ и $0,13$ мм соответственно, $\alpha \sim 2R$.

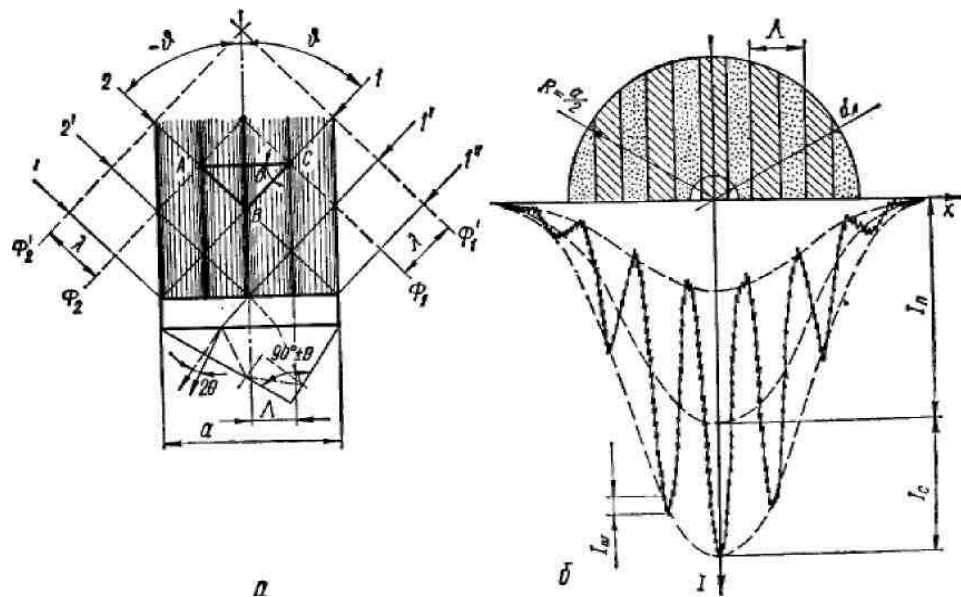


Рис.1.19. Интерференционная картина, образующаяся при отражении двух встречных волн от поверхности оптического смесителя лазерного гироскопа, (а) и распределение интенсивности света на выходе оптического смесителя (б): а: $\Phi_1, \Phi'_1, \Phi_2, \Phi'_2$ - волновые фронты встречных излучений; ABC — треугольник, определяющий расстояние между двумя соседними интерференционными максимумами: $1,1',1'', \dots 2,2',2'', \dots \theta$ - углы падения встречных излучений; б: d - диаметр луча; R — радиус диафрагмы; I_n - максимальная интенсивность постоянной составляющей в центре интерференционной картины; I_a — амплитудное значение интенсивности

сигнала разностной частоты; $I_{ш}$ — интенсивность шумов.

При наклонном падении встречных излучений на оптический смеситель образуется последовательность максимумов и минимумов интерференционной картины (Рис. 1.19, б), которая перемещается по этой плоскости в зависимости от значения и направления входной информации — измеряемой угловой скорости $\Omega(t)$. Чтобы зарегистрировать интерференционную картину, нужно иметь приемник излучения с разрешающей способностью, обеспечивающей регистрацию необходимого количества линий на единицу диаметра рабочей поверхности фотокатода. Для определения направления движения интерференционных полос обычно применяют два фотодиода, световые апертуры которых сдвинуты на четверть периода полос относительно друг друга ($\Lambda/4$). При одном фотодиоде используют фигурную диафрагму со специальной логической схемой распознавания знака. Однако такие устройства имеют существенный недостаток. В них направление перемещения может быть зафиксировано только тогда, когда интерференционная картина сместится не менее чем на $\Lambda/4$, что приводит к значительным погрешностям измерения. Можно использовать устройство съема информации, уменьшающее эту погрешность до сотых долей интерференционного периода.

§ 1.8. Принцип действия лазерных гироскопов

Теоретически принцип действия лазерного гироскопа объясняется с помощью СТО (специальной теории относительности). Согласно СТО скорость света постоянна в любой инерциальной системе отсчёта. В то время как в неинерциальной системе она может отличаться от скорости света. При посылке луча света в направлении вращения прибора и против направления вращения разница во времени прихода лучей (определяемая интерферометром) позволяет найти разницу оптических путей лучей в

инерциальной системе отсчёта, и, следовательно, величину углового поворота прибора за время прохождения луча. Действие лазерного гироскопа основано на зависимости разности собственной частоты кольцевого оптического резонатора для встречных волн от скорости его вращения относительно инерциальной системы отсчёта. В отличие от волоконно-оптического гироскопа, регистрирующего угловую скорость вращения, лазерный гироскоп позволяет определять изменение угла поворота.

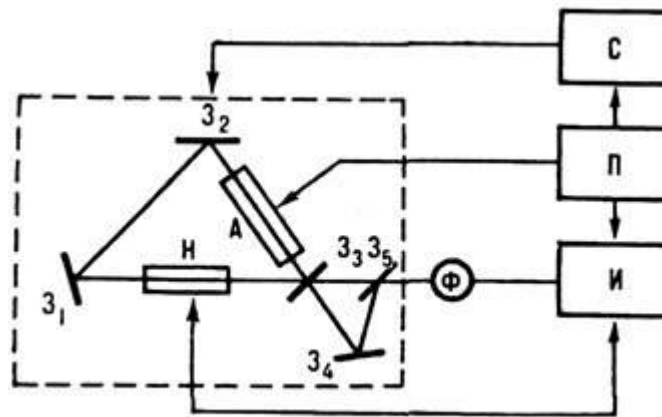


Рис.1.20. Принципиальная схема лазерного гироскопа:

$Z_1 - Z_3$ - зеркала; A - активная среда; Z_4, Z_5 - зеркала смесителя встречных волн (Z_6 - полупрозрачное); N - невзаимный элемент; Φ - фотодетектор; Π - блок питания;

Σ - система стабилизации параметров лазера; И - система обработки информации.

На Рис.1.20.[24]. резонатор кольцевого лазера состоит из 3 (или 4) отражателей (зеркал или призм), установленных на Жёстком основании и обеспечивающих замкнутую траекторию (треугольник или прямоугольник) для встречных волн.

Возникновение разности частот встречных волн следует из зависимости времени обхода светом вращающегося контура от скорости вращения и направления обхода. Согласно общей теории относительности, разность времён обхода вращающегося контура $\Delta\tau$ (в приближении малости линейной скорости вращения по сравнению со скоростью света c) записывается в виде, который может быть интерпретирован и в рамках классической кинематики

$$\Delta\tau = \tau_0 (4S\Omega/cL)\text{Cos}\gamma \quad (1.2)$$

где

τ_0 - время обхода неподвижного контура,

S, L - площадь и оптический периметр контура (с учётом показателя преломления),

Ω - угловая скорость вращения (в рад/с),

γ - угол между осью вращения и нормалью к плоскости контура.

Так как $\Delta\tau$ связана с различием оптических путей встречных волн соотношением

$\Delta\tau / \tau_0 = \Delta L/L$, а L определяет собств. частоты резонатора, частоты вращающегося кольцевого резонатора для встречных волн ν_{\pm} (+ для волны, распространяющейся по направлению вращения) становятся разными:

$$\nu_{\pm} = \nu_0 \pm 2 \nu_0 (S\Omega/cL)\text{Cos}\gamma \quad (1.3.)$$

где

$\nu_0 = mc/L$ - частота волн в неподвижном резонаторе (m - целое число).

Разность $(\nu_- - \nu_+)$ не зависит от формы контура, положения оси вращения относительно центра резонатора и может быть записана в виде

$$\Delta\nu = \nu_- - \nu_+ = K \Omega \text{Cos}\gamma \text{ (Гц)} \quad (1.4.)$$

где $K=4S/\lambda_0 L$ называется масштабным коэффициентом лазерного гироскопа, $\lambda_0 = (\lambda_+ + \lambda_-)/2$ - длина волны излучения покоящегося лазерного гироскопа. Разностная частота $\Delta\nu$ ($\sim 10^2$ - 10^5 Гц) выделяется фотодетектором при пространств. совмещении (смещении) небольшой части энергии ($\leq 0,1\%$) встречных световых волн ($\nu_{\pm} \sim 10^{14}$ Гц), выведенной из кольцевого резонатора (Z_1, Z_2, Z_3) через выходное частично прозрачное зеркало Z_3 . Смеситель состоит из зеркал Z_4, Z_5 (Z_5 - полупрозрачное; Рис. 1.20.) или специальной призмы с углом при вершине $\approx 90^\circ$. Синусоидальный сигнал на выходе фотодетектора преобразуется в измерит. устройстве в последовательность импульсов, регистрируемых счётчиком. Число импульсов пропорционально углу поворота в плоскости кольцевого лазера. Один импульс на $\Delta\varphi \leq 1''$ выходе счётчика соответствует повороту лазерного гироскопа. Большая величина K позволяет измерять малые скорости вращения при небольших размерах лазерного гироскопа. Например, для кольцевого гелий-неонового лазера ($\lambda_0=6,328 \times 10^{-6}$ см), имеющего резонатор в виде квадрата со стороной 10 см, $K=1,58 \times 10^5$. При этом суточное вращение Земли, происходящее с угловой скоростью 15 град/ч и регистрируемое на широте 60° , должно давать $\Delta\nu \approx 10$ Гц. Считая угловую скорость вращения Земли известной и постоянной, можно с точностью $\sim 1'$ определить широту, на которой расположен лазерный гироскоп.

С квантовомеханической точки зрения лазерный гироскоп представляет собой прибор, вращение которого вызывает изменение энергий $h\nu_{\pm}$ и орбитальных моментов L_{\pm} макроскопических "орбит" фотонов, распространяющихся во встречных направлениях:

$$h\nu_{\pm} = h\nu_0 \pm L_{\pm} \Omega \quad (1.5.)$$

где $L_{\pm} = h\nu_{\pm} (R/c)$ - величины проекций орбитальных моментов на нормаль к плоскости кольцевого резонатора,

$R = 2S/L$ - эффективный радиус орбиты.

Из (2.5.) следует, что $\Delta\nu = \nu_0 (4S\Omega/cL)$. Учитывая, что $\nu_0/c = \lambda_0$, получим выражение

$$\Delta\nu = \lambda_0 4S\Omega/L \quad (1.6)$$

Зависимость $\Delta\nu(\Omega)$ (выходная характеристика лазерного гироскопа, Рис.1.21.) в реальном кольцевом лазере отличается от (1.6) из-за влияния нелинейных свойств активной среды и наличия связи встречных волн вследствие обратного рассеяния. В области малых Ω связь встречных волн приводит к захвату их частот. Поэтому выходная характеристика лазерного гироскопа имеет область нечувствительности к вращению (зону захвата $\Omega_0 \div \Omega_{01}$). Кроме того, зависимость $\Delta\nu(\Omega)$ имеет гистерезисный характер: частоты, соответствующие входу в зону захвата (Ω_0) и выходу из неё (Ω_{01}), различны. При изменении величины обратного рассеяния R и фазы ε рассеянных волн $\Delta\nu$ изменяется в пределах

$$\Delta\nu = K(\Omega^2 \pm \Omega_0^2)^{1/2} \cos\gamma \quad (|\Omega| \geq \Omega_0) \quad (1.7.),$$

где $\Omega_0(R, \varepsilon)$ - величина зоны захвата ($\Delta\nu = 0$ при $|\Omega| < \Omega_0$)

Для лучших лазерных гироскопов $\Omega_0 \leq 10^{-3}$ рад/с.

Для регистрации малых Ω в лазерном гироскопе создаётся начальное частотное расщепление встречных волн $\Delta\nu_0$ с помощью небольших ($\Delta\varphi \sim 1'$) в общем случае непериодических угловых колебаний кольцевого лазера. Начальное расщепление может быть создано также с помощью помещаемых внутрь кольцевого резонатора частотных невзаимных элементов. Наиболее часто используются невзаимные элементы на основе эффекта Фарадея.

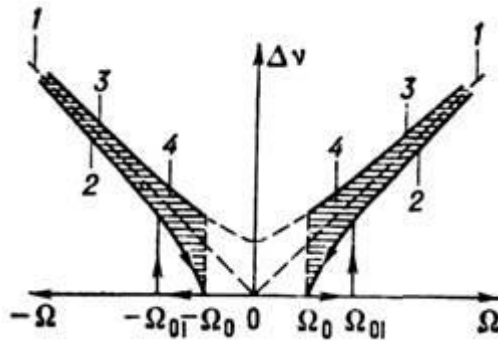


Рис. 1.21. Частотные характеристики лазерного гироскопа:

- 1 - идеальная ($\Delta\nu = K\Omega\cos\gamma$),
- 2, 3 - теоретические ($\Delta\nu = K(\Omega^2 \pm \Omega_0^2)^{1/2}\cos\gamma$),
- 4 - область реальной характеристики.

В качестве активной среды в лазерном гироскопе обычно используется газовая смесь двух изотопов неона (^{20}Ne , ^{22}Ne) с He, характеризующаяся неоднородно уширенной линией рабочего перехода. Это позволяет устранить конкурентное взаимодействие встречных волн и получить высокую стабильность. Исследуются кольцевые лазеры с кристаллической или стеклообразной активной средой. Предельная точность измерения $\Omega \sim 10^{-4}$ град/ч определяется естественными флуктуациями разности частот встречных волн в кольцевом лазере. В реальных лазерных гироскопах достигается погрешность измерения $\Omega \sim 10^{-2}-10^{-3}$ град/ч при времени измерения 1 с.

Преимущества лазерного гироскопа перед традиционными механическими гироскопами заключаются в следующем:

- возможность использования в системах, где гироскоп жёстко связан с движущимся объектом;
- цифровой выход информации;
- большой диапазон Ω ;
- малая чувствительность к перегрузкам и малое время (1 с) запуска.

§1.9. Анализ конструктивных особенностей лазерных гироскопов

Усилия конструкторских разработок направлены на создание жесткой, малогабаритной и монолитной конструкции кольцевого резонатора лазерного гироскопа. В современных конструкциях лазерные гироскопы применяют как треугольные, четырехугольные, моноблочные, так и волоконно-оптические кольцевые резонаторы. Моноблочные резонаторы изготавливают из материалов, коэффициент линейного расширения которых мал: это инвар, плавленый кварц, ситалл и констасил, что частично решает проблему стабилизации параметров (в частности, выходной характеристики). Это достигается также одномодовым режимом работы и автоматической стабилизацией мощности и частоты излучения кольцевого лазера. Датчики угловых скоростей, устанавливаемые на летательных аппаратах, должны быть компактными с отношением массы к объему $\sim 1 \text{ кг/дм}^3$. Надежность такой конструкции должна гарантировать срок службы 5000... 14 000 ч и срок хранения примерно 14 лет. В одной из последних конструкций лазерного гироскопа вместо отдельных трубок и зеркал используется заготовка из высококачественного плавленого кварца, в которой выточены отверстия и полости для генерационных каналов и имеются два анода, катод, а также отверстия для заполнения смесью газов (Рис.1.22.)[25]. Четыре отверстия образуют генерационный канал — квадратный световод с круглым сечением, который одновременно является и единой газоразрядной трубкой, наполненной смесью изотопов Ne^3 и Ne^{20} , Ne^{22} . В трех углах четырехгранника закреплены зеркала с диэлектрическими покрытиями для отражения встречных волн вынужденного излучения. В четвертом углу в целях устранения явления захвата установлен элемент смещения

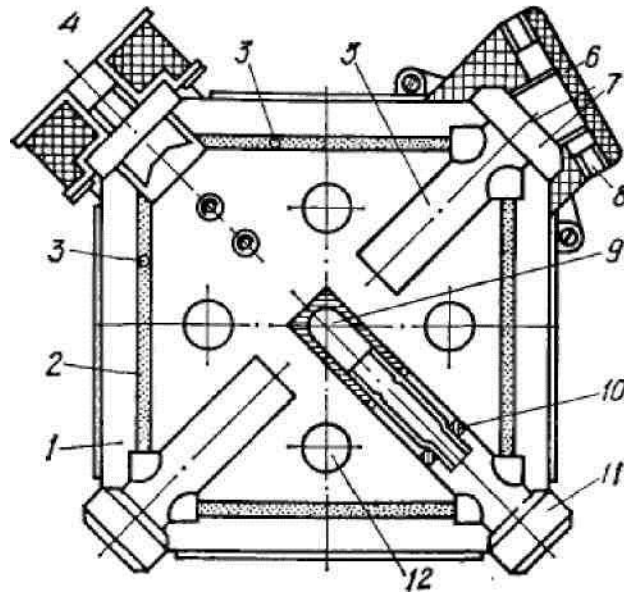


Рис. 1.22. Схема конструкции моноблочного лазерного гироскопа:

1- кварцевый моноблок; 2- газоразрядные каналы; 3 - аноды; 4 - элемент разнеса частот; 5 — резервуар для газовой (гелий-неоновой) активной среды; 6 - призмный оптический смеситель; 7 - выходное зеркало; 8- фотодиоды; 9 - холодный катод; 10-геттер; 11- зеркало; 12- отверстия для крепления длиной до 10 см каждый.

частот специальной конструкции на основе магнитооптического эффекта Фарадея. Моноблок является также силовой деталью прибора, на нем крепятся все элементы конструкции: ячейка Фарадея; зеркала; оптический смеситель с фотодиодами; усилитель-формирователь; балансировочные резисторы схемы накачки; электроды поджига и накачки. Для устранения взаимного электрического влияния балансировочные резисторы, электроды поджига и накачки устанавливаются на изолирующей плате, которая крепится к моноблоку. Аноды накачки в целях уменьшения разрушающего действия плазмы и загрязнения каналов изготавливают из химически чистого молибдена или никеля. Для их установки в моноблоке просверлены перпендикулярно к плоскости контура два отверстия диаметром 0,25 см с таким расчетом, чтобы аноды после сборки касались газоразрядной трубки. Отрицательным электродом накачки служит холодный катод. Для его установки в моноблоке сверлится отверстие диаметром 1,2 см. Алюминиевые катоды соответствующих

размеров дают возможность получать генерацию в течение 8000 ч в гелий-неоновом лазере в одномодовом режиме с длиной волны 0,6328 мкм при объеме газоразрядной трубки около 50 см³. Эти катоды просты, прочны и для получения тока эмиссии 5 мА потребляют мощность около 0,5 Вт. Во внутренней полости блока создается вакуум до $1,33 \times 10^{-2}$ Па, затем полость заполняется смесью изотопов He³ — Ne²⁰, Ne²² в объемном соотношении 10:1 при давлении 666,5 Па. Между катодом и анодами прикладываются напряжение порядка 1 кВ и импульс поджига около 1,5 кВ. Основой лазерного гироскопа является моноблочный кольцевой резонатор, для поддержания устойчивости работы которого необходимо точно, в пределах $\delta L = \alpha_7 L \Delta T$ соблюдать длину периметра. Поэтому, чтобы улучшить динамические характеристики системы, в целях устранения влияния механических и температурных колебаний длину периметра резонатора стабилизируют путем автоматической подстройки.

Кварцевый или ситалловый моноблок представляет собой призму, в основании которой лежит усеченный по углам квадрат со стороной, равной 13 см (Рис.1.22.). Высота моноблока не превышает 3,5 см. В моноблоке под прямым углом просверлены четыре канала диаметром 0,25 см.

Форма холодных катодов — полые цилиндры и колпачки, материал — химически чистые алюминий, бериллий, железо и малоуглеродистая сталь вакуумной плавки. Катоды вытачивают с использованием стерильного инструмента и дистиллированной воды. После обработки резанием их промывают в спирте, затем обжигают и обезгаживают в вакуумной печи. Обработка считается оконченной, если катод, будучи разогретым почти до температуры плавления, длительное время не газит, т. е. вакуум в системе поддерживается на уровне $10^{-4} \dots 10^{-5}$ Па. Например, алюминиевые катоды прогревают до температуры 100 °С. После термообработки образцы окисляют в кислороде. Окисление химически чистых поверхностей металлов в среде водорода, азота или окиси углерода приводит к увеличению работы выхода

металла. В центре моноблока имеется цилиндрическая полость, сообщающаяся с генерационным каналом для создания резерва активной среды, в данном случае газов He, Ne. В этой полости размещается катод, разрядный ток которого служит для возбуждения газовой смеси. Генерационные каналы моноблока сходятся в точках пересечения осей отверстий, высверленных в моноблоке под углом 90° таким образом, чтобы образовать внутри его замкнутый контур. На пересечениях каналов в углах призмы моноблока по способу «глубокого оптического контакта» прикреплены зеркала. Зеркала пристыковываются к поверхностям моноблока за счет сил молекулярного сцепления. Для этого контактные поверхности шлифуют и полируют до состояния шероховатости Rz 0,025. Поверхность одного полупрозрачного зеркала сферическая; перемещая это зеркало, резонатор настраивают во время сборки прибора так чтобы излучение, проходящее через него в оптический смеситель, попадало на фотодиоды. Разработаны конструкции кольцевого резонатора на призмах. В том и другом случаях важно, чтобы отражающие элементы имели наименьшее обратное рассеяние. Оптическая система смесителя, усилитель и фотодиоды в некоторых лазерных гироскопах объединены в один узел. Зеркала резонатора изготавливают способом многократного нанесения тонких пленок интерференционных слоев из диэлектрического материала на специальные кварцевые подложки. Элемент смещения частот состоит из подложки и двух четвертьволновых пластин. Из плавленного кварца изготовлена цилиндрическая подложка толщиной 0,2 см и диаметром 0,8 см. Параллельность граней подложки выполнена с точностью до $2''$. На противоположных гранях способом оптического контакта устанавливаются четвертьволновые пластины из кристаллического кварца толщиной 72 мкм. Кристаллографические оси z' этих пластин направлены друг к другу под углом $90^\circ \pm 2'$. Сложность технологии и трудоемкость изготовления ячейки Фарадея объясняются малой толщиной пластин, точностью их взаимной ориентации и достаточно точной установкой всего оптического узла под углом Брюстера в вакуумной полости моноблока

диаметром 8 мм так, чтобы крепление его было надежным и не нарушалось при движении плазмы и при механических нагрузках, возникающих при эксплуатации лазерного гироскопа. На работу элемента разности частоты и, в конечном счете, на точность измерения угловой скорости влияет наличие внешних магнитных полей, в частности магнитного поля Земли, которое может составлять около 15 % напряженности магнитного поля «подставки». Влияние внешних магнитных полей устраняется экранировкой всего узла лазерного гироскопа, что увеличивает удельный объем и усложняет конструкцию лазерного гироскопа. Влияние магнитного поля Земли уменьшают, вводя дополнительный элемент разности частот, который, компенсируя составляющую магнитного поля Земли, исправляет ход луча в генерационном канале моноблока. Суммарные потери в ячейке Фарадея и в генерационном канале (диссипативные в плазме и дифракционные потери на зеркалах) не должны превышать $\sim 0,4\%$.

Периодическая «подставка» должна удовлетворять следующим требованиям: потеря информации при прохождении зоны захвата должна быть меньше допустимого значения чувствительности лазерного гироскопа; амплитудное значение частоты «подставки» должно быть больше частоты захвата. Рассмотрим пример синусоидальной периодической «подставки», где $\Omega_{\text{п}} - \Omega_{\text{зх}} \leq \Omega(t) \leq \Omega_{\text{п}} + \Omega_{\text{зх}}$ с частотой зоны захвата $F_{\text{зх}} \sim 1$ кГц и относительной погрешностью $\Delta F_{\text{р}} / F_{\text{р}} \sim 10^{-3}$. Необходимо обеспечить амплитудное значение «подставки» $F_{\text{п}} \sim 0,5$ МГц, что технически реализовать трудно. При тех же условиях и $F_{\text{а}} = 15$ кГц относительная погрешность составляет $\sim 10^{-3}$. Выполнение конструкции элемента смещения, обеспечивающего такое значение $F_{\text{п}}$ не представляет технической трудности. Выбор периода $T_{\text{ц}}$ ограничивает выбор частоты колебаний «подставки» $f_{\text{п}} : T_{\text{изм}} = 2NT_{\text{ц}}$, где $N = 1, 2, 3, \dots$ — нормальный ряд чисел. При прохождении зоны захвата часть информации теряется, что приводит к дополнительной погрешности в каждом интервале измерения $f_{\text{п}}$. При интегрировании интервалов измерения эта погрешность накапливается и приводит к большим ошибкам определения $\Omega(t)$ (Рис. 1.23.).[26].

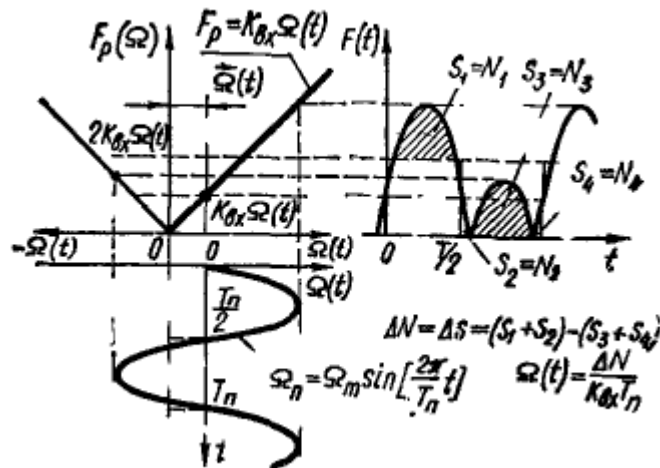


Рис. 1.23. Изменение частоты счетных импульсов при синусоидальной периодической «подставке»

При синусоидальной периодической «подставке», переключаемой с частотой f_n , сигнал на выходе фотоэлектронного преобразователя лазерного гироскопа оказывается частотно-модулированным по закону изменения «подставки». При этом глубина модуляции сигнала пропорциональна $\Omega(t)$ проекции вектора измеряемой угловой скорости на ось чувствительности кольцевого лазера, а девиация частоты при $\Omega(t) = \text{const}$ равна амплитудному значению частоты «подставки» f_n , которой соответствует «кажущаяся» угловая скорость

$$\Omega_n = \Omega_m \sin(2\pi f_n t) \quad (1.8)$$

Если измеряемая угловая скорость $\Omega(t) = \text{const}$, то частота счетных импульсов $F(t)$ соответствующая $\Omega(t) + \Omega_n$, будет изменяться во времени (Рис. 2.10). Структурная схема измерительного преобразователя, реализующего алгебраическое суммирование счетных импульсов (Рис. 2.11.), состоит из реверсивного счетчика 3, на вход которого через схему знака 2 поступают счетные импульсы $F_1(t)$ и $F_2(t)$ с выхода усилителя-формирователя 1. Вентиль B открывается на время измерения $T_{\text{изм}}$ синхримипульсами СИ, поступающими от

цифровой ЭВМ. Эти же импульсы подаются одновременно в систему «подставки» для синхронизации частоты ее переключения $f_n = 1/T_{\text{изм}}$. Во время измерения режим работы реверсивного счетчика (сложение или вычитание) устанавливается автоматической схемой знака, которая по двум последовательностям счетных импульсов, сдвинутым на четверть периода частоты $F(t)$, определяет направление суммарной угловой скорости $\Omega(t) + \Omega_n$ т. е. направление перемещения интерференционной картины перед апертурой фотоприемника кольцевого лазера. Остаток кода ΔN , зафиксированный в реверсивном счетчике, через регистр поступает на цифровую ЭВМ, после чего цикл измерения повторяется.

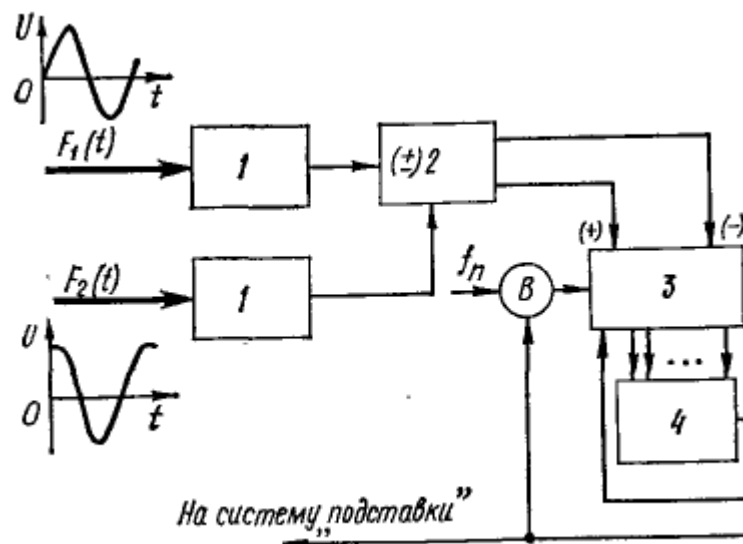


Рис. 1.24. Структурная схема и эпюры счетных импульсов частотно – временного измерительного преобразователя лазерного гироскопа с синусоидальной периодической «подставкой».

При идеальном интегрировании (Рис.1.24.) [27] разность площадей ΔS фигуры $F(t)$ соответствующих различным направлениям суммарной угловой скорости $\Omega(t) + \Omega_n$,

$$\Delta S = (S_1 + S_4) - (S_3 + S_4) = \Delta N$$

так что

$$\Omega(t) = \Delta N / (K_{\text{вхо}} T_{\text{изм}})$$

где

$$\Delta N = (N_1 + N_2) - (N_3 + N_4)$$

Направление измеряемой скорости вращения $\Omega(t)$ можно также определять по виду кода ΔN (прямой код соответствует «+», дополнительный «—»), снимаемого с реверсивного счетчика. Возможно временное и одномерное представление измерительного преобразования частоты $F(t)$. При временном представлении в преобразователе производится подсчет периодов эталонной частоты за фиксируемый интервал времени $T_{\text{изм}}$, однозначно зависящий от $\Omega(t)$. В этом случае на счетный вход реверсивного счетчика через вентиль поступают импульсы с генератора эталонной частоты $f_{\text{г}}$, а управление режимом работы счетчика производится схемой знака. Для синусоидальной периодической «подставки»

$$\Omega(t) = \Omega_m \sin(\pi/2 T_{\text{изм}} \Delta N)$$

Из этой формулы вытекает важный вывод о том, что при таком построении преобразователя значение измеряемой угловой скорости не зависит от константы гироскопа $K_{\text{ихо}} = 4S/(\lambda_0 L)$. Это позволяет проектировать лазерные гироскопы, в которых кольцевой лазер может быть взаимозаменяемым. При этом не требуется определения и запоминания значения крутизны $K_{\text{ихо}}$.

Конструктивно электронный измеритель (преобразователь) собран на печатной плате. Усилитель-формирователь, схема знака и счетчик выполнены на микросхемах.

Выводы:

1. Широкое применение в теории гироскопов нашли уравнения Эйлера, Лагранжа и Резаля. Но, чем сложнее система, чем больше число входящих в нее тел и чем больше число реакций тех связей, которыми эти тела связаны, тем существеннее преимущество уравнений Лагранжа .

2. Метод Лагранжа рекомендуется при исследовании более сложных гироскопических систем.
3. Правило прецессии является непосредственным следствием закона моментов, взятым в форме теоремы Резаля.
4. Преимущества лазерного гироскопа перед традиционными механическими гироскопами заключаются в следующем:
 - возможность использования в системах, где гироскоп жёстко связан с движущимся объектом;
 - цифровой выход информации;
 - большой диапазон угловой скорости вращения;
 - малая чувствительность к перегрузкам и малое время (1 с) запуска.
5. Лазерные гироскопы находят применение в устройствах измерительной техники, в системах наземной ориентации, в системах ориентации воздушных и космических аппаратов, а также при создании бесплатформенных инерциальных систем навигации(БИНС).
6. Усилия конструкторских разработок направлены на создание жесткой, малогабаритной и монолитной конструкции кольцевого резонатора лазерного гироскопа.

ГЛАВА 2. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ И НАЗНАЧЕНИЕ ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ

2.1. Методы оценки реальной и потенциальной точностей лазерного гироскопа

Точность лазерного гироскопа характеризуется математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением минимально обнаруживаемой угловой скорости [28].

$$\Omega_{\min} = \Delta F_{p \min} / K_{\text{вхо}}.$$

Так как

$$F_p = \varphi (\Delta\Omega_{др}, h_0, \eta_{1,2}, Q, F_{п}, I_p, G, \beta_{\Sigma}, L, T, n, r_{1,2}, \varphi_{1,2}),$$

то при $K_{вхо} = \text{const}$ математическое ожидание суммарной погрешности измерения угловой скорости можно представить следующим образом:

$$M(\Delta F_{p\Sigma}) = \Delta F_{p\Sigma} = \frac{\partial F_p}{\partial \Delta\Omega_{др}} \Delta\Omega_{др} + \frac{\partial F_p}{\partial h_0} \Delta h_0 + \frac{\partial F_p}{\partial \eta} \Delta \eta + \dots,$$

где $A_1 = \partial F_p / \partial \Delta\Omega_{др}$; $A_2 = \partial F_p / \partial h_0$; $A_3 = \partial F_p / \partial \eta$; ... — частные производные (передаточные отношения), через которые каждая первичная ошибка действует на суммарную погрешность;

$\Delta F_{p\Sigma}$, $\Delta\Omega_{др}$, Δh_0 , $\Delta \eta$, $\Delta\Omega$ — средние значения первичных ошибок. Используя конкретные значения передаточных отношений

$$A_1 = K_{вхо}; \quad A_2 = \frac{\partial F_p}{\partial} \left(\frac{K_{вх}}{K_{вхо}} \right); \quad A_3 = \frac{2\Delta F_p \Delta v_D^2}{\Delta v_2 - \Delta v_1}$$

а также средние значения первичных ошибок, действующих на суммарную погрешность:

$$\Delta\Omega_{др} \sim 5 \cdot 10^{-3} \text{ рад/с}; \quad \Delta h_0 \sim 10^{-3}; \quad \Delta_{пр} (T) \sim 15''; \quad \Delta I_p \sim 10^{-2} \text{ мА} \dots,$$

получаем для периметра $L = 40$ см и длины волны $\lambda_0 = 0,63$ мкм кольцевого лазера математическое ожидание суммарной погрешности измеряемой угловой скорости $M(\Delta\Omega) = 9,7 \cdot 10^{-6}$ рад/с. Затем можно найти положение центра рассеяния суммарной погрешности. Рассеяние же суммарной погрешности

по полю допуска в первом приближении при условии $A_1 = A_2 = A_3 = A_N = 1$ определяется дисперсией $D (\Delta\Omega)$ либо средним квадратическим отклонением суммарной погрешности

$$\sigma_{\Omega} = 1/ K_{ВХО} \times [\sigma_{др}^2 + \sigma_{л}^2 + \sigma_Q^2 + \sigma_{э.с.ч}^2 + \sigma_{Ip}^2 + (\sigma_G^2 + \sigma_K^2) F_p^2 + \sigma_{3H}^2]^{1/2}$$

где $\sigma_{др}$ -среднее квадратическое отклонение флюктуационной погрешности разностной частоты биений (дрейф $\Omega_{др}$); $\sigma_{л}$ - среднее квадратическое отклонение погрешности линеаризации; σ_Q -среднее квадратическое отклонение смещения частоты биений при расстройке резонатора вследствие разнородности; $\sigma_{э.с.ч}$ - среднее квадратическое отклонение погрешности от нестабильности параметров элемента смещения частот (нестабильность «подставки»); σ_{Ip} -среднее квадратическое отклонение погрешности от разности токов разряда в каналах моноблока; σ_G - среднее квадратическое отклонение погрешности от нестабильности коэффициента усиления активной среды; σ_K -среднее квадратическое отклонение погрешности от нестабильности потерь резонатора; σ_{3H} -среднее квадратическое отклонение погрешности разностной частоты, возникающей при определении знака вращения лазерного гироскопа. Как пример определим численные значения величин, входящих в это равенство, для лазерного гироскопа, в качестве чувствительного элемента которого используется резонатор прямоугольной формы с периметром L - 40 см, λ_0 - 0,63 мкм. Будем считать, что выполняются следующие условия стабильности параметров резонатора: нестабильность периметра $\delta L \sim 0,05\lambda_0$, т. е. $\delta L/L \leq 10^{-7}$; нестабильность тока накачки $\Delta I_H / I_H \leq 10^2$; нестабильность тока разряда $\Delta I_p / I_p \leq 2 \times 10^{-3}$. Для $F_n = 50$ кГц $I_p \sim 30$ мА. Учитывая вышесказанное получим значения составляющих: ($\sigma_{др} \sim 5,8 \times 10^{-2}$ Гц; $\sigma_{л} \sim 4,8 \times 10^{-2}$ Гц; $\sigma_Q \sim 1,74$ Гц; $\sigma_{э.с.ч} \sim 1,5$ Гц; $\sigma_{Ip} \sim 0,12$ Гц; $\sigma_G \sim 0,5$ Гц; $\sigma_K \sim 0,53$ Гц и среднее квадратическое отклонение суммарной погрешности измеряемой угловой скорости $\sigma_{\Omega} \sim 12,1$ х

10^{-6} рад/с. Точность лазерного гироскопа зависит также от погрешности электронного устройства измерения разностной частоты. Среднее квадратическое отклонение суммарной погрешности в общем случае можно представить в виде:

$$\sigma_{\Omega\Sigma} = \sqrt{\sigma_{\Omega}^2 + \Delta_{\text{и.п.}}^2}$$

где $\Delta_{\text{и.п.}}$ - погрешность измерения F_p электронным преобразователем.

Если положить $\sigma_{\Omega} = \Delta_{\text{и.п.}}$, то для достижения точности лазерного гироскопа порядка 5×10^{-7} рад/с погрешность измерения разностной частоты на выходе кольцевого лазера не должна превышать 5×10^{-2} Гц. Для получения такой точности при измерении набега фазы F_p через 2π рад, т. е. обычным частотомером, необходимое время измерения составит $T_{\text{изм}} > 10$ минут, что на практике выполнить не всегда возможно. Если набег фазы F_p измерять по периоду или даже по части периода синусоидального сигнала, то можно значительно сократить время измерения и перейти от измерений средней частоты сигнала к регистрации ее мгновенного значения. Однако при этом в преобразователе требуется большое отношение мощностей сигнала и шума: $P_{\text{вых}} / P_{\text{ш}} \sim 10^4$ так как усредненная по времени погрешность измерения частотомером

$$\Delta_{\text{и.п.}} = [0,5 T_{\text{изм}} (P_{\text{вых}} / P_{\text{ш}})]^{1/2}$$

Поэтому понятно, что высокоточные лазерные гироскопы должны удовлетворять жестким требованиям к уровню собственных шумов в устройствах съема, усиления, формирования и обработки информации кольцевого лазера. Очень важно также для повышения точности лазерного гироскопа уменьшать собственные шумы и сводить к минимуму потери при преобразовании энергии световых волн в электрические сигналы, так как потеря энергии при сохранении прежнего уровня шума эквивалентна потере информации.

Проведенные расчеты показывают, что для выбранных условий стабильности параметров лазерного гироскопа при измерении $\Omega(t)$ имеют место флуктуации выходной величины F_p (Рис. 2.1). Для достижения более высокой точности требуется поддерживать постоянство параметров кольцевого лазера в следующих пределах: стабильность тока разряда $\Delta I_p / I_p \leq 10^{-6}$; стабильность накачки $\Delta I_n / I_n \leq 10^{-6}$; разность добротностей для встречных излучений $\Delta Q_{1,2} \leq 10^{-6}$; стабильность периметра $\Delta L_p / L_p \leq 10^{-7}$. [29].

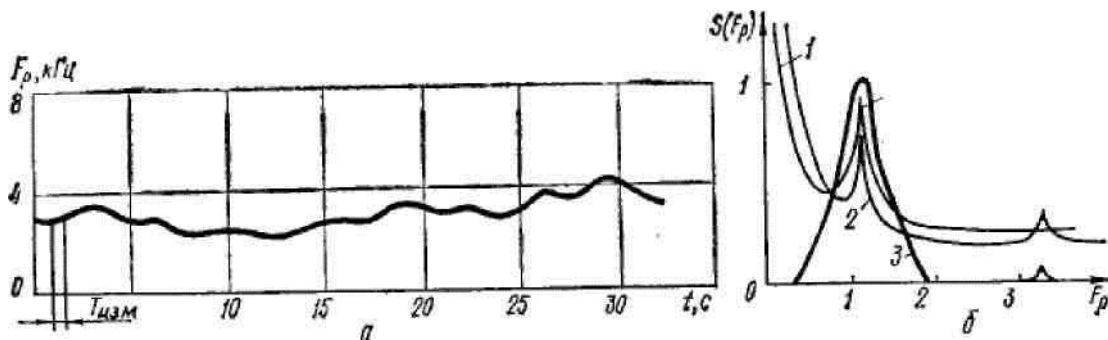


Рис.2.1. Выходной сигнал лазерного гироскопа при временном интервале измерений

$T_{\text{изм}} = 0,5$ с. (а) и спектральная плотность разностной частоты F_p ; (б): 1- синусоидальная «подставка»; 2 - прямоугольная «подставка»; 3 - полоса пропускания частот.

Реализация указанных величин в условиях типичных внешних воздействий представляет собой сложную техническую задачу.

§2.2. Анализ влияния зоны захвата¹

Исследование кольцевых лазерных гироскопов началось в 60-х годах. К настоящему времени достигнута разрешающая способность и стабильность

¹ Исследование влияния зоны захвата при работе лазерного гироскопа. Научно-техническая конференция магистров ТГТУ. 2012г.

нулевой точки примерно $0,001^\circ/\text{ч}$. В последнее время кольцевые лазерные гироскопы применяются в инерциальной системе отсчета не только в самолетах «Боинг» 757/767, но и в аэробусах А310. В Японии опубликованы сообщения об измерении ими угловой скорости $0,01^\circ/\text{ч}$.

Таким образом, кольцевой лазерный гироскоп достиг уже стадии практического применения, но, тем не менее, остается ряд нерешенных проблем:

1. Нелинейность выходного сигнала при малой угловой скорости (влияние синхронизма).
2. Дрейф выходного сигнала из-за газовых потоков в лазере.
3. Изменение длины оптического пути под воздействием теплового расширения, давления и механических деформаций.

Из этих проблем самой важной является первая. При малых угловых скоростях уменьшается разность частот генерируемых световых волн, а это приводит к синхронизму и невозможности обнаружения вращения. (Типичный порог обнаружения при этом $10^\circ/\text{ч}$.) Указанная выше разрешающая способность обнаружения $0,001^\circ/\text{ч}$ обеспечивается при подавлении явления синхронизма путем приведения всей системы к микроколебаниям (метод Дейза).

Лазерный гироскоп не свободен и от недостатков. К ним относятся необходимость оснащения прибора рядом вспомогательных систем, трудности калибровки, наличие зоны захвата, определяющейся качеством отражающих зеркал, случайный и систематический дрейф и т. п. Работе лазерного гироскопа вредит обратное рассеяние, т.е. рассеяние лазерного луча на поверхностях зеркал и на молекулах газа, встречающихся на пути луча. Обратное рассеяние нарушает картину пятен таким образом, что она поворачивается вместе с корпусом. Устранение и сведение к минимуму обратного рассеяния требуют высочайшей точности при проектировании и изготовлении лазерных гироскопов.

Главной проблемой при работе лазерных гироскопов является наличие зоны захвата, которая определяется качеством отражающих зеркал. Увеличение коэффициента отражения связано с большими материальными затратами и технологическими трудностями. Наибольшее распространение для борьбы с зоной захвата получил метод так называемой «вибрационной частотной подставки» (ВЧП). При этом методе лазерный гироскоп закрепляется на упругом подвесе и с помощью электромагнитного или пьезоэлектрического моментного устройства подвергается принудительным угловым колебаниям. На сегодняшний день практически единственным способом снижения зоны захвата является амплитудная модуляция колебаний резонатора квазислучайной периодической функцией (ошумление частотной подставки). Модулирующая функция выбирается таким образом, что амплитуды колебаний оказываются нормально распределенными, а их автокорреляционная функция быстро затухает. Основным недостатком ВЧП является то, что при прохождении резонатором в процессе колебаний зоны малых скоростей возникают погрешности, вызываемые захватом, при постоянной частотной подставке эти погрешности приводят к постоянному дрейфу, зависящему от измеряемой скорости, а при ошумлении - к случайным погрешностям, близким к белому шуму. Поскольку сигналы лазерного гироскопа, как правило, используются после интегрирования, интегрируются и рассматриваемые погрешности. Интеграл белого шума является нестационарным процессом, дисперсия которого линейно растет со временем. Таким образом, в составе сигнала прибора появляется возрастающая по закону $t=0.5$ - погрешность, которая определяет точность прибора. С целью исследования характера поведения зоны захвата при работе с вибрационной частотной подставкой предложена модификация уравнения классического уравнения лазерного гироскопа.[30].

$$Y + W_0 \text{Siny} = W_1 + W_2 \text{Sin}(nt) \quad (2.1),$$

где W_0 - граница полосы синхронизации в отсутствии колебаний ВЧП; W_1 - измеряемая скорость, вызванная вращением лазера; W_2 - амплитуда колебаний ВЧП; n - частота колебаний подставки.

Второй член в левой части уравнения отражает влияние захвата, которое сводится к нелинейному демпфированию процесса. При этом в зависимости от разности фаз двух встречных волн возможно как демпфирование, так и антидемпфирование.

Для анализа влияния зоны захвата в уравнение (3.1) была включена случайная ВЧП. При наличии частотной подставки влияние захвата проявляется, в основном, при малых угловых скоростях, т.е. при максимальных отклонениях резонатора от положения равновесия. Следовательно, на данном такте частотной подставки погрешности формируются во время прохождения резонатором амплитудных значений угла. Для экстремумов (90° и 270°) ошибка максимальна. Данный факт обосновывает предположение о том, что ошибки, из-за которых формируется белый шум в сигнале лазерного гироскопа, возникают в моменты прохождения резонатором амплитудных значений угла колебаний. Следовательно, величина и знак погрешности на каждом такте ВЧП определяются положением амплитудных значений углов резонатора на фазовой плоскости оптических колебаний или, что то же самое, относительно интерференционной картины на фотоприемнике. Ошибки измерения, особенно в районе механических экстремумов, определяют главную погрешность вносимую вибрационной частотной подставкой называемой случайным дрейфом. Для борьбы со случайным дрейфом предлагалось большое количество различных фильтров. Оптимальным в классе линейных является фильтр, реализующий простое осреднение сигнала. Предлагались также нелинейные фильтры, однако всегда оказывалось, что они недопустимым образом искажают сигнал. Практически единственным способом борьбы с рассматриваемой случайной составляющей погрешности

в настоящее время является увеличение длительности наблюдения. Ошибка измерения угла растет пропорционально корню квадратному из времени, а погрешность определения угловой скорости падает по тому же закону.

Рассмотренный способ фильтрации, являясь, оптимальным, все же крайне неэффективен. Для повышения точности в N раз требуется в N^2 раз больше времени. Поэтому актуальной представляется задача поиска альтернативных путей уменьшения шумовой составляющей погрешности лазерного гироскопа, не требующих увеличения времени измерения. Решение поставленной задачи позволило бы уменьшить время готовности инерциальных систем, повысить быстродействие лазерных гироскопов с одновременным улучшением точности приборов.

Фильтрация белозумовой составляющей дрейфа малоэффективна и поэтому способы борьбы с этой погрешностью следует искать не среди методов обработки выходного сигнала гироскопа, а на путях подавления условий, способствующих ее возникновению.[31].

В рамках предложенной выше математической модели целесообразно исследовать величину дрейфа лазерного гироскопа для различных законов ошумления частотной подставки (нормального, равномерного, а так же для различных коэффициентов корреляции амплитуд). Эта работа проводится с целью выбора оптимального алгоритма ошумления механической частотной подставки.

Существует целая последовательность значений амплитуды колебаний (амплитуды Бесселя), при которых ширина области синхронизации обращается в ноль. В связи с этим представляет интерес анализ выходной характеристики лазерного гироскопа $Y(t)$ в зависимости от величины амплитуды подставки W_2 , Определение точности поддержания амплитуды подставки j , обеспечивает исключение влияния зоны захвата.

Решение уравнения (2.1) показало, что, при поддержании j с точностью 0.0001 можно измерять скорость порядка 0.001 °/час. Однако даже в этом

случае имеется отклонение от истинного значения. Держать амплитуду колебаний ВЧП с такой точностью практически невозможно, и в прямом виде данный метод для измерения угловой скорости использован быть не может.

В идеальном случае, при угловой скорости захвата равной нулю, оптический и механический экстремумы совпадают. Чем больше скорость захвата, тем больше разность между экстремумами.

При этом при колебаниях относительно четной полосы оптический экстремум опережает механический, при колебаниях относительно нечетной полосы механический опережает оптический. В связи с этим необходимо осуществлять изменение полярности подачи импульсов, в зависимости от интерференционной полосы.

По мере увеличения амплитуды появляется чувствительность к угловой скорости. Происходит постепенное смещение центра колебаний под действием угловой скорости. и начинает действовать обратная связь, которая пытается парировать угловую скорость и симметрировать колебания. По выходному значению обратной связи появляется возможность измерять действующую угловую скорость. Для адекватного описания переходных процессов происходящих при обнулении, а так же для выбора момента обнуления необходимо учитывать динамику вибрационной частотной подставки, которую целесообразно описать колебательным звеном.

Получена математическая модель лазерного генератора с обратной связью:

$$x_1 = x_2,$$

$$\ddot{x}_2 = -(2pf)^2 x_1 - 2d \dot{x}_2 + a_0 \cos 2pf t$$

$$\dot{x}_3 = W_1 + S \sin y x_2 + S(D_2 - D_1) \quad (\text{уравнение лазерного гироскопа}),$$

где

$$a_0 = 2WB_0 = 4dpkD.$$

Математическая модель кольцевого квантового генератора, позволяет создать лазерный гироскоп нового поколения, удовлетворяющий требованиям к перспективным навигационным системам. Показана возможность создания лазерного генератора с обратной связью, в котором пробным сигналом определяется отклонение амплитуды от значения амплитуды Бесселя, а так же влияние зоны захвата в данный момент. При помощи системы автоматического регулирования амплитуды колебаний и мгновенной разности фаз между встречными волнами осуществляется режим, при котором влияние захвата сводится к нулю, и повышается точность при существующем уровне технологии изготовления лазерного гироскопа.

§2.3. Нестабильность разностной частоты

При разработке кольцевого лазера имеется ряд специфических трудностей, связанных, например, с зависимостью разностной частоты от изменения геометрических размеров резонатора. Он очень чувствителен к вибрации и температурным колебаниям внешней среды, которые приводят к расстройке резонатора, что в конечном счете искажает и даже подавляет полезный сигнал на выходе лазерного гироскопа. Перечислим внешние и внутренние возмущения и определим степень их воздействия на те или иные параметры лазера. К первой группе возмущений относятся вибрации, удары, флуктуации температуры, давления и влажности, т. е. так называемые в практике приборостроения механические и климатические возмущения. Они ухудшают добротность резонатора, изменяют его оптическую длину, создают разnodобротность резонатора для встречных излучений, изменяя тем самым настройку частоты. Ко второй группе возмущений относят внешние и внутренние магнитные и электрические поля. Эти возмущения воздействуют

на стабильность разностной частоты, создают разнодобротность генерационных каналов, а также изменяют нестабильность частоты излучения. Кроме того, уменьшение коэффициента отражения зеркал, нарушение герметичности кювета, старение элементов генерационного канала, изменение разрядного тока приводят к флуктуациям выходной мощности $\Delta P_{\text{вых}}$, увеличению параметров обратного рассеяния $\Delta \Gamma_{1,2}$ и $\Delta \Psi_{1,2}$ и, изменению оптического пути $\Delta (l_i n_i)$, и потерь в резонаторе $\Delta \beta_{1,2}$. В результате этого в кольцевом лазере имеется несколько перекрестных связей, влияние которых на выходную характеристику лазера различно. Поэтому попытка регулирования одного параметра приводит к изменению других, которые, казалось бы, должны стабилизироваться автономно. Выяснению степени взаимного влияния этих связей было посвящено много исследований. Однако этот вопрос по-прежнему требует пристального внимания. Трудность одновременной комплексной стабилизации всех изменяющихся во времени параметров состоит в том, что они определяются не только конструктивными особенностями» но и целым рядом быстро изменяющихся физических процессов, и прежде всего, изменением входного воздействия $\Omega(t)$. Автоматическая система самонастройки должна быть и быстродействующей, и инвариантной, т. е. при регулировании какого-либо выбранного параметра остальные должны находиться в заданных пределах. Выясним некоторые причины флуктуации параметров кольцевого лазера. Тепловое расширение резонатора является основной причиной изменения оптической длины $\Delta (l_i n_i)$. Изменение температурного режима работы кольцевого лазера приводит к увеличению или уменьшению длины периметра δL . Так, при изменении температуры кварцевого резонатора (коэффициент линейного расширения $\alpha_T = 5 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$) на 4°C его периметр, равный 40 см, изменится на 0,8 мкм, что больше длины волны генерируемого излучения. Изменение периметра оказывает двойное влияние на работу кольцевого лазера. [32].

Во-первых, изменяется стабильность разностной частоты, возникает генерация на новой резонансной частоте. Во-вторых, меняется сама разностная частота, в особенности это наблюдается при работе лазерного гироскопа на больших угловых скоростях. Например, при изменении периметра контура резонатора на δL разностная частота

$$F_{PT} = [K_{BX0} \pm \Delta K_{BX0}(T)] \Omega(t) \cos \beta$$

т. е. крутизна выходной характеристики K_{BX0} в зависимости от температуры получит приращение

$$\Delta K_{BX}(T) = \pm 4(S + \Delta S) / \lambda_0 \delta L$$

а величина

$$\Delta F_{PT} = \pm (4S \Omega(t) / \lambda_0 \delta L) \cos \beta$$

явится погрешностью разностной частоты при измерении угловой скорости. При нагреве моноблочного резонатора до температуры $T = 50^\circ \text{C}$ и вращении его с угловой скоростью $\Omega(t) = 2$ рад/с к выходной величине $F_p \sim 320$ кГц прибавляется погрешность $\Delta F_{PT} \sim 8$ Гц, Это будет справедливо, если не учитывать сдвига частоты излучения из-за нагрева активной среды.

Оптическая длина резонатора в значительной степени зависит также от изменения разрядного тока ΔI_p , так как показатель преломления плазмы n_p зависит от концентрации электронов в газовой смеси. Смещение резонансной частоты спектральной линии атомного перехода $\Delta \nu_0$ вызывается не только расстройкой резонатора из-за изменения оптической длины, но и взаимным соударением частиц активной среды. При этом смещается фаза частотного перехода $\Delta \varphi_r = \Delta \nu_0 t_c$ где t_c — среднее время между столкновениями, с. Смещение $\Delta \nu_0$ зависит также от температуры и давления газовой смеси в кювете. Например, при соотношении парциальных давлений $P_{He} / P_{Ne} = 10 : 1$ $\Delta \nu_0 = 20 \dots 5$ МГц/Па. Если наблюдается нестабильность тока разряда газовой

смеси ΔI_p , то вследствие эффекта Лэнгмюра возникает и нестабильность разностной частоты. Ослабления этого эффекта можно добиться балансировкой токов в плечах резонатора лазера либо питая его высокочастотным полем.

Дальнейшее совершенствование лазерного гироскопа должно идти по пути стабилизации его параметров, что практически можно осуществить, совершенствуя принципиальную схему, конструкцию и технологию изготовления как отдельных систем, так и прибора в целом. Известные методы стабилизации параметров лазерного гироскопа делятся на пассивные и активные. К первым относятся методы, включающие в себя тщательную защиту резонатора, цепей питания и выходных цепей от действия внешних и внутренних электрических и магнитных полей. Это инженерная проблема и на практике она решается корректной разработкой конструкции и прецизионной технологией изготовления лазерного гироскопа. К активным методам стабилизации относится создание экстремальных адаптивных систем, которые при использовании экстремума на кривой усиления автоматически стабилизируют бы расстройку частоты и мощность накачки активной среды, т. е. практически все флюктуирующие в реальных условиях работы параметры кольцевого лазера (ν_0 , η , L , Ω , G). При разработке активных систем стабилизации предусматривается одновременное введение пассивной стабилизации параметров (подбор геометрии и материала резонатора среды и зеркал, селекция мод и т. д.), что частично обеспечивает одномодовый режим генерации кольцевого лазера. В этом и заключается комплексный характер решения рассматриваемой проблемы. Регулируемым звеном автоматических систем управления является приращение периметра резонатора δL и изменение тока разряда ΔT_p . Для этого, например, используется зависимость выходной, мощности от расстройки резонатора $P_{\text{вых}}(\eta)$ по отношению к резонансной частоте спектральной линии ν_0 . Для самонастройки одно из зеркал резонаторов делается подвижным (укрепляется на специальном основании из пьезокерамики или магнитного сплава). Сигнал, который управляет

положением зеркала, зависит от отклонения его от резонансного значения и уменьшает расстройку. Таким способом погрешность настройки может быть сведена к минимальному значению.

§2.4. Анализ погрешностей лазерного гироскопа

Проведем анализ погрешностей возникающих при работе лазерного гироскопа. (Рис. 2.2.). [33].

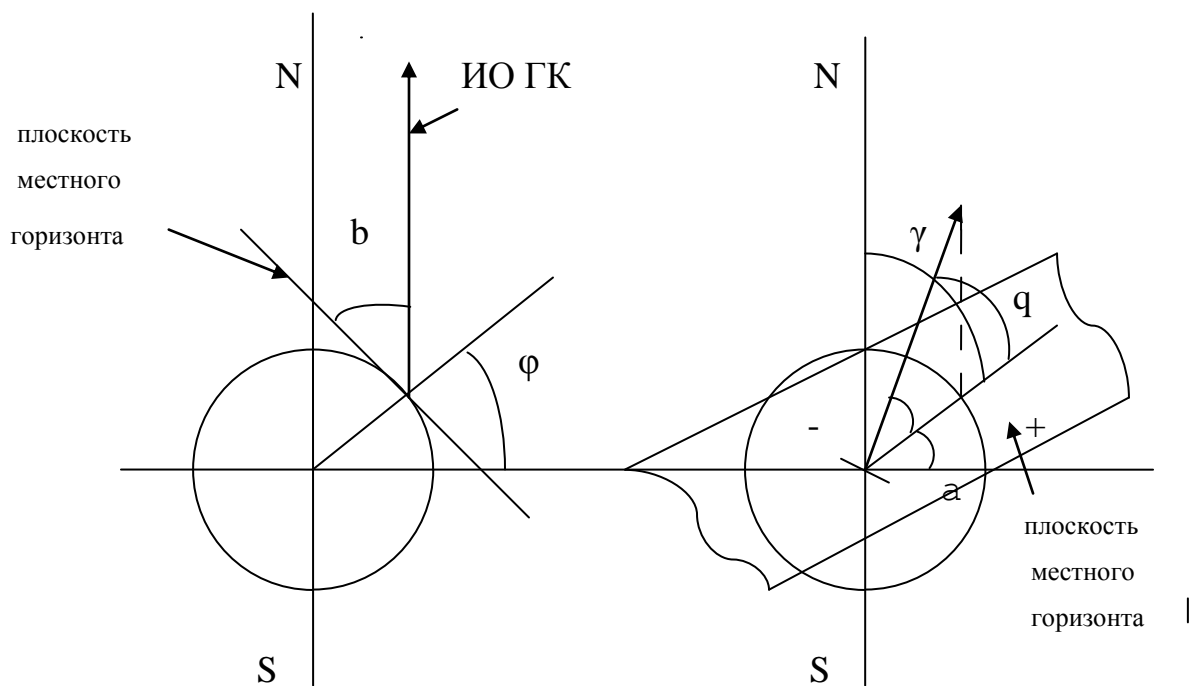


Рис.2.2.

ИО ГК – измерительная ось гироскопа, a – угол наклона оси чувствительности (ОЧ) во втором положении (+) по отношению к плоскости местного горизонта, b – угол наклона ИО ГК к плоскости местного горизонта, q – угол между проекцией ИО ГК и направлением на север (азимут), j – широта места точки измерения.

Задача лазерного гироскопа – определение угла q между проекцией измерительной оси гироскопа (ИО ГК) в плоскости местного горизонта и

направлением на север. В общем случае ИО ГК наклонена к плоскости горизонта на угол β . Лазерный гироскоп и акселерометр установлены на поворотной платформе с возможностью фиксации в нескольких положениях, причем оси чувствительности (ОЧ) гироскопа и акселерометра совпадают и перпендикулярны оси вращения платформы. При повороте платформы ОЧ перемещается в измерительной плоскости (ИП) гироскопа. В первом из фиксированных положений платформы ИО ГК и ОЧ совпадают. Лазерный гироскоп включается либо по команде с пульта аналитического управления (ПАУ), либо от внешнего компьютера. Измерения проводят в три этапа. На первом этапе измеряют проекции угловой скорости вращения Земли и угол наклона при исходном положении ОЧ, совпадающем с ИО ГК, и определяют предварительный азимут. Модуль микроконтроллера Octagon 6040 считывает показания энкодера и регистрирует реальное угловое положение поворотной платформы.

Затем в течение 10 секунд измеряют наклоны платформы и накапливают показания гироскопа. По ним рассчитывают предварительный азимут ОЧ. Если направление ОЧ лазерного гироскопа не совпадает с направлением "запад-восток", то дается команда на шаговый электродвигатель, который устанавливает поворотную платформу в оптимальное положение. На втором этапе измеряют проекции угловой скорости вращения Земли и угол наклона при ОЧ, зафиксированной в положении, которое близко к направлению "запад-восток" ("восток-запад") и определяется по предварительному азимуту. В направлении "запад-восток" в течение 230 с накапливаются показания гироскопа. На третьем

этапе ОЧ фиксируют в положении, повернутом на угол 180° . После чего в течение 230 с повторно производится накопление показаний датчика. По накопленным показаниям угловой скорости рассчитывается азимут, и результат выдается на дисплей ПАУ или во внешний ПК. После передачи результата поворотная платформа возвращается в исходное положение.

Оценим погрешности измерений с помощью лазерного гироскопа. При втором и третьем положениях ОЧ ("+" и "-") проекции скорости вращения Земли на ОЧ составляют:

$$W_{\text{ПЗ}} = \pm (\text{Sin} q \times \text{Cos} b + \text{Sin} a \times \text{tg} j) \quad (2.3.)$$

где $W_{\text{ПЗ}} = 15,04$ град/ч – угловая скорость вращения Земли,

q – азимут ИО ГК,

j – широта места точки измерения,

b – угол между ИО ГК и плоскостью горизонта,

a – угол между осью, перпендикулярной ИО ГК и плоскостью горизонта.

Выходной сигнал гироскопа состоит из двух составляющих (с учетом масштабного коэффициента):

$$W_{\text{ВЫХ}}^{\pm} = \pm W_{\text{ПЗ}}^{\pm} + W_q \quad (2.4.)$$

где W_q – дрейф нуля гироскопа, в общем случае меняющийся во времени, в том числе и случайным образом. Процесс измерения лазерного гироскопа занимает в каждом из измерительных положений ОЧ ("+", "-") одинаковый интервал времени T ; измерения проводят последовательно с минимальным разрывом во времени. За каждый интервал T компьютер гироскопа принимает от гироскопа измеренный угол Ω , равный:

$$\Theta^{\pm} = \int_0^T \Omega_{\text{ВЫХ}}^{\pm} dt = \int (\Omega_{\text{ПЗ}}^{\pm} + \Omega_q(t)) dt \quad (2.5.)$$

Абсолютные значения проекции скорости вращения Земли $W_{\text{ПЗ}}^{+}$ и $W_{\text{ПЗ}}^{-}$ равны друг другу, а знаки противоположны (с точностью до ошибок устройства реверса оси чувствительности гироскопа). Знак и значение дрейфа нуля гироскопа не зависят от направления ОЧ гироскопа, за

исключением влияния магнитного поля Земли. Учитывая эти свойства гироскопа, легко найти разницу в измерительных углах гироскопа $\Delta\Omega$ для двух периодов измерения T (временным разрывом между измерениями пренебрегаем):

$$\Delta\Theta = \Delta\Theta^+ - \Delta\Theta^- = 2T \Omega_{\text{ПЗ}} + \int_0^T \Omega q(t) dt - \int_T^{2T} \Omega q(t) dt = 2T \Omega_{\text{ПЗ}} + \Delta\Theta q \quad (2.6)$$

где

$$\Delta\Theta q = \int_0^T \Omega q(t) dt - \int_T^{2T} \Omega q(t) dt = 2T \Omega_{\text{ПЗ}} + \Delta\Theta q$$

– ошибка лазерного гироскопа в первичном накопленном измерительном угле из-за непостоянства скорости дрейфа нуля гироскопа. Углы b и a определяются при измерениях проекций местного ускорения свободного падения q на ОЧ акселерометра, совпадающую по направлению с ОЧ гироскопа. В общем случае выходной сигнал акселерометра в положениях "+" и "-" равен:

$$a^\pm = \pm \text{Sin} a + a_0^\pm. \quad (2.7.)$$

В начальном положении выходной сигнал акселерометра равен:

$$a = q \text{Sin} b + a_0, \quad (2.8.)$$

где a_0 – смещение нуля акселерометра в начальном положении.

Из уравнений (5) и (6) определяем углы b и a :

$$\text{Sin} a = [(a^+ - a^-) + (a_0^+ - a_0^-)]/2q = (a^+ - a^-)/2q + \Delta a_0/2q, \quad (2.9.)$$

где $\Delta a_0 = (a_0^+ - a_0^-)$ – случайная составляющая смещения нуля акселерометра.

Соответственно

$$\sin b = [a - (a^+ - a^- - \Delta a_0)/2] / q. \quad (2.10.)$$

Из уравнений (3.1.), (3.4.), (3.7.), (3.8.) легко найти значение азимута измерительной оси лазерного гироскопа q :

$$\sin q = \frac{(\Delta\theta - \Delta\theta_q)/2T\Omega - (a^+ - a^-)/2q \times \operatorname{tg} j - \Delta a_0/2q \times \operatorname{tg} j}{\sqrt{1 - (a - (a^+ - a^- - \Delta a_0)/2)^2/q^2}} \quad (2.11)$$

Проведем оценку погрешностей измерения азимута. Суммарная величина ошибки определения угла может быть выражена как:

$$\Delta q = \sqrt{\Delta q_w^2 + \Delta q_j^2 + \Delta q_{ba}^2 + \Delta q_n^2} \quad (2.12.)$$

где Δq_w – ошибка, связанная с дрейфом гироскопа, включая влияние магнитного поля Земли,

Δq_j – ошибка, связанная с неточностью определения широты места,

Δq_{ba} – ошибка, связанная со смещением нуля акселерометра,

Δq_n – ошибка, связанная с отличием угла между положениями "+" и "-" от 180° . Очевидно, что Δq_n определяется точностью изготовления поворотного устройства.

Рассмотрим ошибку, связанную с дрейфом гироскопа.

Функция дрейфа $W_q(t)$ хорошо описывается суперпозицией линейной монотонной составляющей и случайной составляющей (шум):

$$W_q(t) = W_{q_0} + At + W_{q_{ш}} \quad (2.13)$$

где $|W_{q_{ш}}(t)| \ll |W_{q_0} + At|$.

Отсюда следует, что ошибка Δq для линейной формы средней составляющей функции дрейфа гироскопа определяется только небольшой немонотонной остаточной случайной составляющей:

$$\Delta\Theta q = \Delta\Theta q_{III} = \int_0^T \Omega q_{III}(t) dt - \int_T^{2T} \Omega q_{III}(t) dt = 2T \Omega_{III} + \Delta\Theta q \quad (2.14)$$

Из (3.9) найдем ошибку, связанную с дрейфом гироскопа. Для упрощения оценки принимаем, что азимут q , углы наклона к горизонту a и b мало отличаются от 0 (это обычно выполняется при правильной установке гирокомпасов).

Тогда $q = \sin q$, а Δq_{wIII} определяется по формуле:

$$\Delta\gamma = \Delta\Theta/2T\Omega \cos\varphi + 0,8S/\Omega \cos\varphi \approx (\Omega q_{III} + 0,8S)/\Omega q \cos\varphi \quad (2.15)$$

где S – магнитная чувствительность дрейфа гироскопа.

Ошибка существенно возрастает при измерениях в высоких широтах (90°).

Проанализируем ошибки, связанные с неточностью определения широты места Δq_j . Вводимая в (9) широта места j равна $j_{ист.} + \Delta j$, где $j_{ист.}$ – истинная широта места, Δj – ошибка определения широты места. Следует учесть, что углы наклона к горизонту a и b мало отличаются от 0 . Тогда Δq_j определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma_\varphi + \gamma &= \Delta\Theta/2T\Omega_3 \cos(\varphi + \Delta\varphi) - \sin\alpha \operatorname{tg}(\varphi + \Delta\varphi) = \\ &= \Delta\Theta/2T\Omega_3 (\cos\varphi \cos\Delta\varphi - \sin\varphi \sin\Delta\varphi) - \sin\alpha (\operatorname{tg}\varphi + \operatorname{tg}\Delta\varphi)/(1 - \operatorname{tg}\varphi \operatorname{tg}\Delta\varphi) \quad (2.16) \end{aligned}$$

Так как Δj является малой величиной, тогда $\operatorname{tg} \Delta j = \Delta j$, а $\cos \Delta j = 1$.

Из этого следует:

$$\begin{aligned} \Delta\varphi_\alpha &\approx \Delta\Theta\Delta\varphi/2T\Omega_3 \cos(\varphi + \Delta\varphi) - \sin\alpha (\Delta\varphi/\cos(\varphi + \Delta\varphi)) \approx \\ &\approx \Delta\varphi/\cos\varphi (\Omega_3/2T\Omega - \sin\alpha) \quad (2.17) \end{aligned}$$

Таким образом, ошибка возрастает в более высоких широтах (90°), а также с ростом накопленного угла Δj (т.е. отклонения ОЧ от направления "запад-восток" и увеличением наклона вниз). Ошибка измерения наклона зависит от шумовой составляющей смещения нуля акселерометра. Для малых углов a и b ошибка измерения углов наклона равна:

$$\Delta b = \Delta a = \Delta a_0 / q \quad (2.18)$$

Из формулы (3.9) с учетом (3.16) следует:

$$\Delta j_\alpha = (\Delta a_0 / q) \operatorname{tg} \varphi \quad (2.19)$$

Ошибка быстро возрастает в высоких широтах (90°).

Основной вклад в ошибку дает случайная составляющая дрейфа гироскопа. Вторая по значимости – ошибка из-за неточности измерения наклонов, на третьем месте – допуски изготовления поворотной платформы.

Выводы:

Лазерный гироскоп достиг стадии практического применения, но, тем не менее, остается ряд нерешенных проблем:

1. Нелинейность выходного сигнала при малой угловой скорости (влияние синхронизма).
2. Дрейф выходного сигнала из-за газовых потоков в лазере.
3. Изменение длины оптического пути под воздействием теплового расширения, давления и механических деформаций.
4. Наиболее эффективным методом борьбы с белошумовой составляющей дрейфа, является метод подавления условий, способствующих её возникновению.

5. Существует возможность выбора оптимального алгоритма ошумления механической частотной подставки при пробном сигнале.

6. Автоматическое регулирование амплитуды колебаний повышает точность лазерного гироскопа.

ГЛАВА 3. ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

§3.1. Лазерный гироскоп в инерциальной навигационной системе управления полетом

Авиационной навигацией называется тот раздел навигации, в котором рассматривается раздел вождения самолетов и вертолетов из одной точки земной поверхности в другую по определенным пространственно-временным траекториям.[34] Под пилотажно-навигационным комплексом (ПНК) понимается совокупность датчиков информации, систем обработки и отображения информации, систем управления, предназначенных для пилотирования и навигации летательного аппарата. В состав ПНК входят: инерциальные системы навигации (для ПНК-2); доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС), системы воздушных сигналов (типа СВС, ЦВС); курсовые и инерциальные системы (типа КС, ТКС, МИС, ИКВ, СКВ); радиотехнические системы ближней навигации (РСБН); радиотехнические системы дальней навигации (для ПНК-2); автопилоты или автоматические системы управления; бортовые аналоговые (для ПНК-1) или цифровые вычислительные машины (для ПНК-2); аппаратура встроенного контроля работоспособности ПНК и его систем в полете. На самолетах устанавливаются различные навигационные автоматы и системы, помогающие пилоту вести самолет по заданному маршруту и выполнять предпосадочное маневрирование. Некоторые такие системы полностью

автономны; другие требуют радиосвязи с наземными средствами навигации. Приборное оборудование, помогающее летчику вести самолет, состоит из бортовых приборов управления полетом - это приборное оборудование. В зависимости от назначения авиационные бортовые приборы делятся на пилотажно-навигационные, приборы контроля работы авиадвигателей и сигнализационные устройства. Навигационные системы и автоматы освобождают пилота от необходимости непрерывно следить за показаниями приборов. В группу пилотажно-навигационных приборов входят указатели скорости, высотомеры, вариометры, авиагоризонты, компасы и указатели положений самолета. К приборам, контролирующим работу авиадвигателей, относятся тахометры, манометры, термометры, топливомеры. В современных бортовых приборах все больше информации выносится на общий индикатор. Комбинированный (многофункциональный) индикатор дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. Успехи электроники и компьютерной техники позволили достичь большей интеграции в конструкции приборной доски кабины экипажа и в авиационной электронике. Полностью интегрированные цифровые системы управления полетом и ЭЛТ- индикаторы дают пилоту лучшее представление о пространственном положении и местоположении самолета, чем это было возможно ранее. Новый тип комбинированной индикации – проекционный – дает пилоту возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым совмещая их с панорамой внешнего вида. Такая система индикации применяется не только на военных, но и на гражданских самолетах. Совокупность пилотажно-навигационных приборов дает характеристику состояния самолета и необходимых воздействий на управляющие органы. К таким приборам относятся указатели высоты, горизонтального положения, воздушной скорости, вертикальной скорости и высотомер. Для большей простоты пользования приборы сгруппированы Т-образно. Остановимся на каждом из основных приборов.[35]. Указатель

пространственного положения представляет собой гироскопический прибор, который дает пилоту картину внешнего мира в качестве опорной системы координат.



Рис. 3.1.

На указателе пространственного положения имеется линия искусственного горизонта. Символ самолета меняет положение относительно этой линии в зависимости от того, как сам самолет меняет положение относительно реального горизонта. В командном авиагоризонте обычный указатель пространственного положения объединен с командно-пилотажным прибором. Командный авиагоризонт показывает пространственное положение самолета, углы тангажа и крена, путевую скорость, отклонение скорости (истинной от «опорной» воздушной, которая задается вручную или вычисляется компьютером управления полетом) и представляет некоторую навигационную информацию.

В современных самолетах командный авиагоризонт является частью системы пилотажно-навигационных приборов, которая состоит из двух пар цветных электронно-лучевых трубок – по две ЭЛТ для каждого пилота.



Рис.3.2.

Одна ЭЛТ представляет собой командный авиагоризонт, а другая – плановый навигационный прибор (Рис. 3.3.).

Рис.3.3.¹

¹ www.femto. con.ua.Электронная энциклопедия физики и техники. 2012г.

На экраны ЭЛТ выводится информация о пространственном положении и местоположении самолета во всех фазах полета. Инерциальная навигационная система и инерциальная система отсчета являются полностью автономными. Но обе системы могут использовать внешние средства навигации для коррекции местоположения. Первая из них определяет и регистрирует изменения направления и скорости с помощью гироскопов и акселерометров. С момента взлета самолета датчики реагируют на его движения, и их сигналы преобразуются в информацию о местоположении. Во второй вместо механических гироскопов используются кольцевые лазерные. Кольцевой лазерный гироскоп представляет собой треугольный кольцевой лазерный резонатор с лазерным лучом, разделенным на два луча, которые распространяются по замкнутой траектории в противоположных направлениях. Угловое смещение приводит к возникновению разности их частот, которая измеряется и регистрируется. (Система реагирует на изменения ускорения силы тяжести и на вращение Земли.) Навигационные данные поступают на ПНП (Плановый навигационный прибор (ПНП) показывает курс, отклонение от заданного курса, пеленг радионавигационной станции и расстояние до этой станции), а данные положения в пространстве – на командный авиагоризонт. Кроме того, данные передаются на систему FMS. Система FMS обеспечивает непрерывное представление траектории полета. Она вычисляет воздушные скорости, высоту, точки подъема и снижения, соответствующие наиболее экономному потреблению топлива. При этом система использует планы полета, хранящиеся в ее памяти, но позволяет также пилоту изменять их и вводить новые посредством компьютерного дисплея (FMC/CDU). Система FMS вырабатывает и выводит на дисплей летные, навигационные и режимные данные; она выдает также команды для автопилота и командного пилотажного прибора. В дополнение ко всему она обеспечивает непрерывную автоматическую навигацию с момента взлета до момента приземления.

В инерциальных системах аналогового типа и акселерометры, и гироскопы неподвижны в инерциальном пространстве. Координаты объекта получаются в счетно-решающем устройстве, в котором обрабатываются сигналы, снимаемые с акселерометров и устройств, определяющих поворот самого объекта относительно гироскопов и акселерометров. Одним из основных элементов инерциальных систем навигации, широко используемых в авиации, являются гироскопы, которые в основном и определяют точность системы. Лазерные гироскопы обладают достаточно высокой точностью, большим диапазоном измерения угловых скоростей, малым собственным дрейфом, невосприимчивостью к линейным перегрузкам. Лазеры успешно применяются как измерители скорости полета (воздушной и путевой), высотомеры. Лазерные курсо - глиссадные системы обеспечивают безопасность полетов, связанную с увеличением точности систем посадки, снижения ограничений по метеоусловиям, обеспечением больших удобств работы экипажа при выполнении такого ответственного участка полета, как посадка. Вблизи взлетно-посадочного полотна установленные лазерные лучи создают геометрическую картину, позволяющую судить о правильности выдерживания траектории посадки.

Полуаналитическая система имеет платформу, которая непрерывно стабилизируется по местному горизонту. На платформе имеются гироскопы и акселерометры. Координаты самолета определяются в вычислителе, расположенном вне платформы.

Бесплатформенная инерциальная навигационная система И42-1С (БИНС) - эта навигационная система устанавливается на самолетах Ту-204 и Ил-96-300 и является основной системой в комплексе пилотажно-навигационного оборудования самолета. Комплекты БИНС (их устанавливается на самолете обычно три) являются основными датчиками пилотажно-навигационных параметров и параметров пространственного положения самолета. В отличие от инерциальной системы И-11 акселерометры и гироскопы не

устанавливаются на стабилизированной платформе, а крепятся непосредственно к самолету. В качестве гироскопов используются лазерные гироскопы. В кольцевом лазерном гироскопе при подаче напряжения на два анода и катод газ возбуждается и генерируются две световые волны одной и той же частоты, распространяющиеся в противоположных направлениях. На детекторе возникает интерференционная картина. Если кольцо поворачивается под действием внешней силы, то одна волна распространяется немного быстрее другой, и по изменению интерференционной картины можно судить о скорости и направлении поворота. Чтобы частоты пучков слегка различались исходно, миниатюрный моторчик трясёт лазер. Лазерный гироскоп - устройство, в качестве чувствительного элемента в котором обычно применяется кольцевой оптический лазер, способный измерять весьма малые угловые скорости и углы (единицы угловых секунд) вокруг оси чувствительности.



Рис.3.4.¹

¹ru.wikipedia.org. Википедия. Электронный энциклопедический словарь. 2012г.

Основным элементом кольцевого лазера является треугольный или четырехугольный оптический резонатор, в одной или нескольких сторонах которого помещена активная среда. Активной средой, как правило, служит гелий-неоновая смесь, в которой может возбуждаться газовый разряд. По углам резонатора помещены отражающие оптические элементы. Если длина периметра контура кратна длине световой волны, то в генераторе возникает генерация. Для того, чтобы генерация возникла на нужной длине волны, соответственно выбираются диэлектрическое покрытие зеркал и значение тока газового разряда. Резонатор устроен таким образом, что один луч как бы движется против часовой стрелки, а другой - по часовой. Если на выходе лазера сформировать импульсы, частота следования которых пропорциональна разностной частоте, и суммировать эти частоты на счетчике, то показания счетчика будут пропорциональны углу поворота лазера вокруг оси чувствительности. Если кольцевой оптический лазер поворачивается в пространстве с некоторой угловой скоростью, то оптические пути встречных волн будут не одинаковы. При этом появятся разные частоты генерации и, как следствие этого, некоторая разностная частота, пропорциональная скорости поворота лазера. Накопленное на выходе лазера число импульсов пропорционально углу поворота лазера вокруг оси чувствительности независимо от того, по какому закону измерялась угловая скорость в процессе разворота на данный угол. Лазерные гироскопы и акселерометры жестко связаны с самолетом, и их оси ориентированы вдоль строительных осей самолета.

Ведущие зарубежные фирмы Spectra Physics, Raytheon, Honeywell, Litton Systems, Sperry определяют маркетинговую стратегию развития и ценовую политику производства лазерного навигационного оборудования для ориентации движущихся объектов. Например, гироскопы фирмы Honeywell на гелий-неоновых (He-Ne) лазерных датчиках используются для навигации воздушных, космических и морских судов. Отличительной особенностью

лазерных датчиков таких гироскопов является использование холодного источника электронов (катода). Холодный катод для эмиссии электронов не требует наличия источника высокотемпературного нагрева и является идеальным для использования в вакуумных и газоразрядных приборах современных устройств радиоэлектроники. Тем не менее, к холодному катоду, изготовленному, как правило, из бериллия, вещества I класса опасности, и обеспечивающему горение тлеющего разряда, а следовательно, и накачку лазера в процессе его работы, предъявляется ряд жестких требований по долговечности и надежности при аномальном тлеющем разряде. На практике диапазон их расширяется в связи с воздействием виброударных, климатических и акустических нагрузок, действующих на лазерные датчики, в которые встроены такие холодные катоды.

Зарубежные фирмы в своей маркетинговой стратегии не предусматривают продажу лазерных датчиков и готовых навигационных комплексов зарубежным потребителям.

§3.2. Разработка установки для проверки лазерных гироскопов самолета Боинг в условиях завода АП «УАТ»¹

Современное диагностирование лазерных гироскопов в условиях АП «УАТ» требует применения поворотных стандов, задающих с высокой точностью и стабильностью вращение с постоянной или изменяющейся угловой скоростью в широком диапазоне (от 0,01 до 10000°/с).

В своей работе мы предлагаем возможность решения, которое заключается в модернизации существующего станда для проверки механического гироскопа ПВП-0101 в станд приближенный по функциональному и

¹ Разработка установки по проверке лазерных гироскопов: Сборник материалов конференций ТГТУ. Ташкент 2011г.

параметрическому исполнению к стенду Омега для проверки лазерных гироскопов с целью выполнять проверку параметров и техническое состояние на доработанной установке на ремонтном авиапредприятии АП «UAT». Авиапредприятие АП «UAT» обладает определенной технической базой, в частности, существующей установкой для проверки механических гироскопов, показанной на рис.4.1.

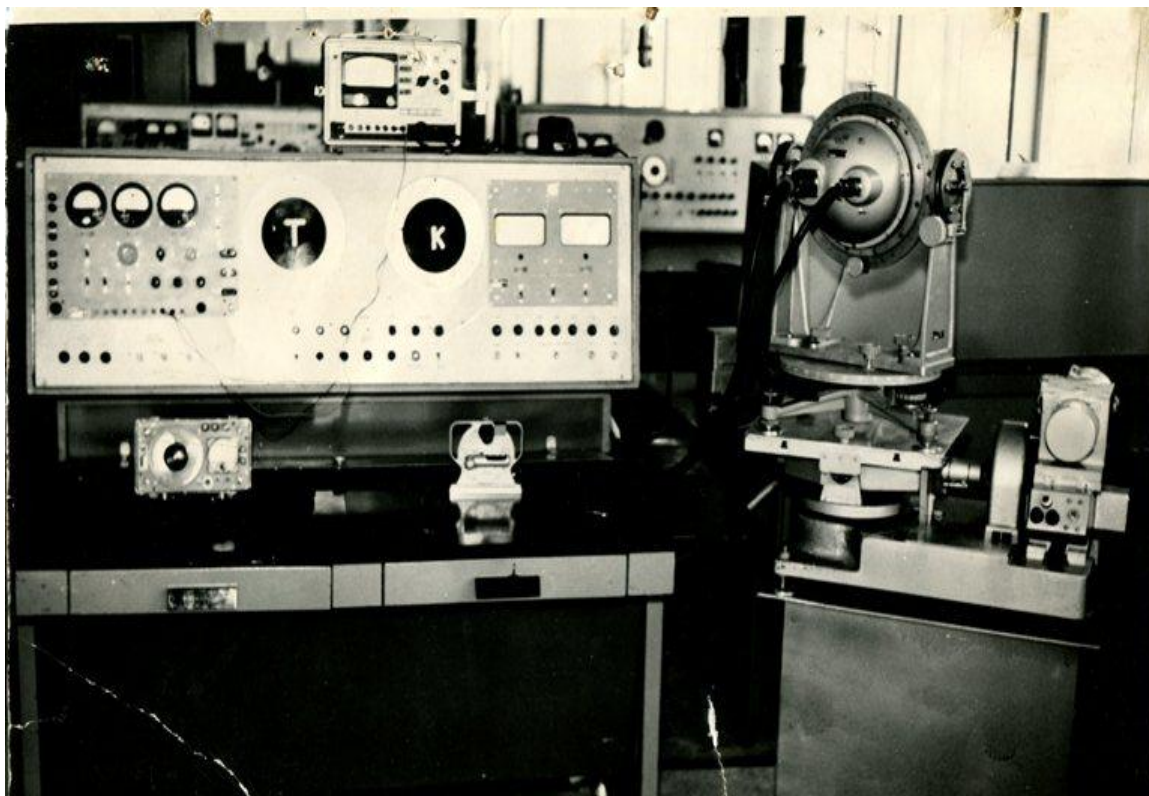


Рис.4.1. Существующая установка на авиапредприятии АП «UAT» ПВП -0101

После проведения модернизации: замены механических составляющих современными лазерными датчиками, разработанными отечественными и западными приборостроителями и имеющимися на ремонтной базе АП «UAT», комплектацией компьютерной техникой, мы получаем современный стенд, способный проверять лазерные гироскопы западной авиационной техники в местных условиях. Основой служит стенд Омега, изображенный на Рис.4.2.



Рис. 4.2. Лазерно-интерференционный стенд Омега

Состав стенда:

Стол поворотный

Лазерно-интерференционный датчик перемещения

Блок измерения

Прецизионный цифровой вольтметр

Компьютер

Блок управления

Термостатированное приспособление для крепления гироскопа

Технические характеристики:

Диапазон измеряемых скоростей 0 ± 1000 °/ч

Наибольший угол непрерывного измерения 1°

Погрешность измерения скорости дрейфа $0,01$ °/ч

Погрешность измерения крутизны датчиков момента $0,02$ %

Допустимая нагрузка на поворотный стол (гироскоп в приспособлении)

5 кг

Электропитание: 220 В, 50 Гц; 115 В, 400 Гц ; ± 27 В

Масса 150 кг

Лазерно-интерференционный стенд предназначен для определения и исследования следующих параметров динамически настраиваемых гироскопов: крутизны датчиков момента, нелинейности по току и неустойчивости во времени, температурного коэффициента, составляющих скорости дрейфа гироскопа при горизонтальном положении оси кинетического момента.

По принципу действия стенд представляет собой гироскопический стабилизатор, чувствительным элементом которого является проверяемый гироскоп.

Разработанный стенд для тестирования параметров лазерных гироскопов предназначен для диагностики параметров лазерного гироскопа GG 1320 фирмы Honeywell, входящего в систему IRS самолета Боинг 757. Назначение предлагаемой диагностической системы — определение неисправностей для принятия решения о пригодности.

Стенд представляет собой полный набор программно управляемых систем обеспечения и съема информации, необходимых для режима работы лазерного гироскопа. Он позволяет провести диагностику параметров в рабочих режимах, то есть в движении. Очевидно, что грамотная диагностика и поиск неисправности занимают подчас значительно больше времени, чем устранение неисправности. Компьютерная тестовая система представляет собой компьютер с соответствующим программным обеспечением специальным кабелем — RS-232 и адаптером. В соединительном кабеле установлен программируемый адаптер (микроконтроллер) с защитными протоколами обмена, так что напрямую соединить систему кодов неисправностей (OBD-II) с компьютером не удастся. Стоимость

программного обеспечения вместе с кабелем для последовательного порта — порядка 500-1000 долл.

Компьютерная тестовая система позволяет считывать коды (OBD-II) и потоки данных в реальном времени и представлять их в понятном формате: в виде описания возможных неисправностей, графическом отображении и таблиц. При помощи такой системы можно проводить тестирование, меняя один из параметров смотреть, что будет происходить с остальными.

Методика проведения компьютерной диагностики состоит из следующих этапов:

1. На первом считываются не только коды ошибок, но и все цифровые данные, прямо или косвенно относящиеся к возникшей проблеме.
2. На втором этапе полученные данные подвергаются аналоговой проверке в режиме реального времени, так называемая функция Data Stream — отображение потока данных с изменением режима работы. Данные отображаются на экране компьютера в виде графиков зависимости изменения угловой скорости от времени и данными с адаптера: фиксация момента возникновения неисправности и код неисправности. Программа предусматривает составление таблиц в формате Microsoft Excel (поток данных передается со скоростью примерно 500 Кбайт/с) для анализа. Программа для компьютерной диагностики продается вместе с соответствующим адаптером.
3. После этого проводится анализ полученных результатов, и делаются выводы о наличии и характере неисправностей.

Если неисправность не является механическим повреждением, а зависит только от режима работы, то решается вопрос не об утилизации прибора, а о дальнейшем его использовании. На основании компьютерной диагностики составляется протокол и вносятся изменения в бортовой компьютер с учетом новой погрешности, вызывающего сбой работы лазерного гироскопа.

Выводы:

1. По принципу действия стенд представляет собой гироскопический стабилизатор, чувствительным элементом которого является проверяемый гироскоп.
2. Актуальность проблемы очевидна, а проведение модернизации существующей установки, позволяет избежать затрат средств на приобретение новой установки, доставки и монтажа, т. к. данные стенды не производятся на наших предприятиях.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

1. Проведенный анализ показывает преимущества лазерного гироскопа перед существующим по следующим характеристикам:
 - возможности использования в системах, где гироскоп жёстко связан с движущимся объектом;
 - цифровой выход информации;
 - большой диапазон угловой скорости вращения;
 - малая чувствительность к перегрузкам и малое время (1 с) запуска.
2. Рассмотрены проблемы, возникающие на стадии конструкторских разработок лазерных гироскопов. Проведен анализ погрешностей и недостатков в работе лазерного гироскопа к которым относятся:
 - нелинейность выходного сигнала при малой угловой скорости (влияние синхронизма);
 - дрейф выходного сигнала из-за газовых потоков в лазере.
 - изменение длины оптического пути под воздействием теплового расширения, давления и механических деформаций.
3. В работе представлен разработанный стенд для проверки лазерного гироскопа, позволяющий выявить степень его уязвимости, в основу которой заложен базовый критерий наработки – отказа в условиях АП «УАТ».

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы. - 2-е изд. — М.: Высшая школа, 2008. - 424 с.
2. Николаи Е.Л. Теория гироскопов.- Москва: Государственное издательство технико-теоретической литературы.1948.- с.13.
3. Николаи Е.Л. Теория гироскопов.- Москва: Государственное издательство технико-теоретической литературы.1948.- с.10.
4. Бухгольц Н.Н. Основной курс теоретической механики (том 2) Динамика системы материальных точек. – Москва: Наука. 1966.- 332 с.
5. Николаи Е.Л. Теория гироскопов.- Москва: Государственное издательство технико-теоретической литературы.1948.- с.24.
6. Асланов В.С., Тимбай И.А. Движение твердого тела в обобщенном случае Лагранжа: Учебное пособие / Самарский государственный аэрокосмический университет. - Самара. 2001.- 59 с.
7. Бутиков Е.И.Динамика вращения твердого тела: Учебное пособие / Санкт-Петербургский технический университет. – Санкт - Петербург. 2007.- 96с.
8. Кондиленко И. И., Коротков П. А., Хижняк А. И. Физика лазеров. — Киев: Вища школа, 1984. — 232 с.
9. Бурланков Д.Е. Пространство Время Космос Кванты. Глава 5.5. ННГУ. 2007.-508с.
10. Сивухин Д. В. Общий курс физики. - Издание 2-е. - М.: Наука, 1985. -Т. IV. Оптика. — с. 703-714. — 735 с.
11. Жаботинский М.Е. Лазер (оптический квантовый генератор) // под редакцией Прохорова А. М. Физический энциклопедический словарь. - М.: «Советская энциклопедия». 1984. - с. 337-340.
12. Транковский С.Д. Книга о лазерах -М. :Наука, 2011. – 112с.
13. Ораевский А.Н. Лазер // под. ред. М. Е. Жаботинского Квантовая электроника. Маленькая энциклопедия. - М.: «Советская энциклопедия»,

1969. — с. 89.

14. Францессон А.В. Накачка // под. ред. А. М. Прохорова Физическая энциклопедия. - М.: «Советская энциклопедия», 1988. - Т. 3.

15. Щербаков И.А. Твердотельный лазер // под. ред. А. М. Прохорова Физическая энциклопедия. - М.: «Советская энциклопедия», 1988. - Т. 5.

16. Яковленко С.И. Лазер с ядерной накачкой // под. ред. А. М. Прохорова Физическая энциклопедия. - М.: «Советская энциклопедия», 1988. -Т. 2.

17. Ораевский А.Н. Лазер // под. ред. М. Е. Жаботинского Квантовая электроника. Маленькая энциклопедия. — М.: «Советская энциклопедия», 1969. - с.118.

18. Щербаков И.А. Твердотельный лазер // под. ред. А. М. Прохорова Физическая энциклопедия. - М.: «Советская энциклопедия», 1988. - Т. 5.

19. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.282.

20. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.283.

21. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.284.

22. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.288.

23. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.291.

24. Курицки М.М., Голдстайн М.С. Инерциальная навигация, перевод с английского, «ТИИЭР», 1989- 301с.

25. Курицки М.М., Голдстайн М.С. Инерциальная навигация, перевод с английского, «ТИИЭР», 1989- с.292.

26. Курицки М.М., Голдстайн М.С. Инерциальная навигация, перевод с английского, «ТИИЭР», 1989- с.295.

27. Курицки М.М., Голдстайн М.С. Инерциальная навигация, перевод с английского, «ТИИЭР», 1989- с.296.
28. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.296.
29. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.299.
30. Джашитов В.Э., Панкратов В.М. Математические модели дрейфа гироскопических инерциальных датчиков инерциальных систем.- Санкт-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор».2001-218с.
31. Колчев А.Б. Ларионов П.В., Фомичев А.А. Особенности коррекции дрейфа нуля лазерного гироскопа. XIII МКИНС, С.-Пб., 2006
32. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. - Киев: Высшая школа. 1988.-с.285.
33. Голяев Ю.Д., Колбас Ю. Ю., Телегин Г.И. Гирокомпас на основе лазерного гироскопа. – Москва: Наука, Технология, Бизнес. 2006.-71с.
34. Курицки М.М., Голдстайн М.С. Инерциальная навигация, перевод с английского. «ТИИЭР». 1989- 301с.
35. Бороздин В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления: Учеб. пособие для ВТУЗов.- М: Машиностроение. 1990-560с.