

МИНТРАНС РОССИИ
РОСАВИАЦИЯ
ФГОУ ВПО «САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

Ю.Н.Сарайский, И.И.Алешков

АЭРОНАВИГАЦИЯ
ЧАСТЬ I. ОСНОВЫ НАВИГАЦИИ И
ПРИМЕНЕНИЕ ГЕОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Учебное пособие

**Замечания и пожелания по учебному пособию, информацию об ошибках и
опечатках просьба направлять по адресу saraysky@pochta.tvoc.tv**

Исправлены опечатки, обнаруженные до 6 февраля 2010 г.

Санкт-Петербург

2010

Сарайский Ю.Н., Алешков И.И. Аэронавигация. Часть I. Основы навигации и применение геотехнических средств: Учебное пособие.- СПб:СПбГУГА, 2010,- с.

Изложены основные понятия аэронавигации, а также применение аэрометрических и курсовых приборов, систем счисления пути.

Предназначено для студентов, обучающихся по направлению подготовки «Аэронавигация». Соответствует отечественным и международным требованиям к подготовке пилотов коммерческой авиации. Может быть использовано персоналом аэронавигационного обеспечения полетов, летным и диспетчерским составом подразделений гражданской авиации.

Рецензенты:

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
1. Аэронавигация и ее становление	6
1.1. Аэронавигация как процесс, наука, учебная дисциплина	6
1.2. Краткий очерк истории отечественной аэронавигации	14
2. Основные навигационные понятия	23
2.1. Основные линии и точки	23
2.2. Фигура Земли и географическая система координат	24
2.3. Ортодромия и локсодромия	30
2.4. Угол схождения меридианов	33
2.5. Задание траектории полета	34
2.6. Системы координат, применяемые в навигации	37
2.7. Определение направлений	41
2.8. Магнитное склонение и правило учета поправок	45
2.9. Навигационные и пилотажные элементы	48
2.10. Заданный путевой угол и условие полета по ЛЗП	52
2.11. Авиационные карты	54
2.12. Расчет элементов разворота	58
3. Влияние ветра на полет воздушного судна	61
3.1. Ветер и его характеристики	61
3.2. Навигационный треугольник скоростей	64
3.3. Соотношения между элементами навигационного треугольника скоростей	67
3.4. Зависимость угла сноса и путевой скорости от угла ветра	70
3.5. Решение навигационного треугольника скоростей	75
3.6. Эквивалентный ветер	85
4. Счетный штурманский инструмент	90
4.1. Навигационная линейка НЛ-10М	90
4.2. Прочие виды счетно-штурманского инструмента	100
5. Измерение курса	106
5.1. Физические принципы измерения курса и виды курсовых приборов	
5.2. Основные сведения о магнитном поле Земли	108
5.3. Понятие о девиации магнитного компаса	111
5.4. Устройство простейшего авиационного магнитного компаса	114
5.5. Основы теории девиации	116
5.6. Гироскопический принцип измерения курса	127
5.7. Курсовой гироскоп на неподвижном самолете	128
5.8. Ортодромичность курсового гироскопа	137
5.9. Опорный меридиан и ортодромический курс	140
5.10. Азимутальная поправка и преобразование курсов	142
5.11. Уход оси гироскопа от меридиана при полете по произвольной траектории	152
5.12. Погрешности гироскопических курсовых приборов	157

5.13. Определение заданных путевых углов	167
5.14. Общие сведения о курсовых системах	172
5.15. Режим магнитной коррекции	177
5.16. Характеристика некоторых курсовых систем	179
5.17. Подготовка и выполнение полета в режиме «ГПК»	188
6. Измерение высоты	194
6.1. Классификация высот	194
6.2. Понятие о радиовысотомерах	195
6.3. Теоретические основы измерения высоты с помощью барометрического высотомера	197
6.4. Принцип работы барометрического высотомера	203
6.5. Погрешности барометрического высотомера	209
6.6. Уровни начала отсчета барометрической высоты	217
6.7. Вертикальное эшелонирование	222
6.8. Правила установки давления на шкале барометрического высотомера	225
6.9. Расчет рубежей снижения и набора высоты	228
7. Измерение воздушной скорости	233
7.1. Теоретические основы измерения воздушной скорости	233
7.2. Однострелочные указатели скорости	234
7.3. Комбинированные указатели скорости	238
7.4. Погрешности указателей скорости	241
7.5. Классификация скоростей	246
7.6. Измерение температуры наружного воздуха	247
7.7. Расчет воздушных скоростей	248
7.8. Указатели числа М	254
7.9. Понятие о системах воздушных сигналов	256
8. Методы счисления пути	258
8.1. Понятие о счислении	258
8.2. Графическое счисление пути	260
8.3. Доплеровский измеритель скорости и сноса	265
8.4. Автоматизированное счисление пути	268
8.5. Краткая характеристика некоторых автоматизированных систем счисления пути	276
8.6. Принцип инерциального счисления пути	281
8.7. Особенности ИНС как систем счисления пути	284
8.8. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы	290
8.9. Характеристика ИНС, применяемых в гражданской авиации	293

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данное учебное пособие является первой частью комплекта учебных пособий по дисциплине «Аэронавигация», написанного профессорско-преподавательским составом кафедры аэронавигации Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации (СПбГУГА). Этот комплект в целом по своему содержанию соответствует Программе теоретического обучения пилота коммерческой авиации, утвержденной Федеральным агентством воздушного транспорта, а также полностью охватывает материал Курса подготовки пилотов коммерческой авиации CPL (Commercial Pilot Licence) в соответствии с требованиями Международной организации гражданской авиации. Вместе с тем, глубина и детализация изложения многих вопросов превосходит требования CPL и соответствует требованиям Курса подготовки линейных пилотов ATPL (Airline Transport Pilot Licence).

Учебное пособие представляет собой общий курс аэронавигации, не ориентированный на какой-либо конкретный тип ВС или определенный вид навигационного оборудования. При его написании авторы руководствовались изречением К. Гельвеция: «Знание некоторых принципов легко возмещает незнание некоторых фактов». Понимание учащимися общих принципов навигации и ее теоретических основ позволяет им легко освоить любое конкретное навигационное оборудование. Приводимые в учебном пособии описания и характеристики отдельных навигационных приборов имеют целью иллюстрацию применения теоретических принципов на практике.

Для обеспечения связности и логичности изложения в учебном пособии приводятся минимальные необходимые сведения и из смежных с аэронавигацией дисциплин - геоинформационных основ навигации, авиационной метеорологии, авиационных приборов, радиотехнических средств. Разумеется, это не снимает необходимости их отдельного изучения студентами.

Для основных навигационных терминов приводится их перевод на английский язык – язык международной аэронавигации.

Главы 7 и 8 написаны доцентами И.И.Алешковым и Ю.Н.Сарайским совместно, остальные главы – Ю.Н.Сарайским. Авторы выражают благодарность профессорско-преподавательскому составу кафедры аэронавигации СПбГУГА и рецензентам за ценные замечания, а также признательность О.Е.Архиповой за подготовку иллюстративного материала.

1. АЭРОНАВИГАЦИЯ И ЕЕ СТАНОВЛЕНИЕ

1. 1. Аэронавигация как процесс, наука, учебная дисциплина

Аэронавигация как процесс управления. Слово «аэронавигация» произошло от латинского «*navigatio*», что дословно издавна означало «мореплавание», причем в самом широком значении этого слова. Но довольно скоро оно приобрело и более узкий смысл: деятельность (и, конечно, изучающая эту деятельность наука) по выполнению точного и безопасного плавания судов. Определение местоположения, курса и скорости судна, предотвращение попадания на мель или рифы, выбор наилучшего пути – эти и другие задачи морской навигации, которую сейчас чаще называют *судовождением*, понятны даже неспециалистам.

По мере того, как люди стали передвигаться и в других средах, появилась воздушная навигация (аэронавигация), а также навигация космическая, наземная и даже подземная. Основное содержание любой из них одно и то же – определение местоположения объекта и параметров его движения, управление его движением по желаемой траектории. Наравне с термином «аэронавигация» в разное время использовались, да и продолжают порой использоваться, термины «воздушная навигация» и «самолетовождение».

Термины «аэронавигация» и «воздушная навигация» полные синонимы, поскольку греческое «*aer*» и означает воздух. Но использовать слово «аэронавигация» явно предпочтительнее. Во-первых, короче, во-вторых, полностью соответствует аналогичным иноязычным терминам (английское «*airnavigation*», французское «*navigation aeriennne*»), а в-третьих, появился этот термин исторически раньше. Термин «самолетовождение», под которым понимают не только вождение самолетов, но и вертолетов, и других летательных аппаратов, произошел, по-видимому, по аналогии со словом «судовождение».

Иногда используются слова «радионавигация», «астрономическая навигация», «инерциальная навигация» и тому подобное. Это не отдельные виды навигаций, а та же навигация (воздушная, морская, космическая), но осуществляемая с использованием технических средств определенного вида (радиотехнических, астрономических и т.п.). Если говорить об аэронавигации как науке или учебной дисциплине, то это ее разделы, рассматривающие вопросы применения определенных видов навигационного оборудования.

Вместе с тем, слово «аэронавигация» достаточно часто используется и в изначальном, более широком значении, как полеты вообще. В таких, например, словосочетаниях, как «осенне-зимняя навигация», «аэронавигационная информация», «аэронавигационная комиссия ИКАО» и т.п.

Термин «аэронавигация», рассматриваемый в узком смысле, имеет два взаимосвязанных значения:

- некий протекающий в реальности процесс или деятельность людей по достижению определенной цели;

- наука или учебная дисциплина, изучающая эту деятельность.

Для первого из этих значений можно дать следующее определение.

Аэронавигация – управление траекторией движения ВС, осуществляемое экипажем в полете.

Под *управлением* вообще понимается приведение объекта управления (того, чем управляют) в желаемое положение, состояние и т.п. В навигации воздушное судно (ВС) рассматривается как точка, перемещающаяся в пространстве и описывающая при этом линию – траекторию полета. Экипаж в полете управляет как движением этой точки, то есть ее перемещением в пространстве, так и траекторией в целом - ее формой, длиной и т.п.. Преследуемые при этом цели управления могут быть разными, например, в гражданской и военной авиации. Если для гражданских ВС необходимо добиться возможно более близкого совпадения фактической траектории с заданной, то для военных самолетов заданной траектории может не быть вообще, а основной задачей будет являться, например, точный выход на цель в заданное время.

В общем случае под «траекторией» в данном определении понимается не просто линия в пространстве, а пространственно-временная траектория, то есть линия, на которой каждая точка соответствует определенному моменту времени. Это дает возможность отнести к навигационным задачам такие традиционные задачи, как обеспечение выхода в заданную точку в назначенное время, обеспечение полета по расписанию и т.д.

Казалось бы, определяя понятие аэронавигации, достаточно говорить об управлении ВС *как точкой* и нет необходимости говорить об управлении *траекторией*. Но есть ряд задач, традиционно навигационных, штурманских, касающихся именно траектории, поскольку траектория в целом имеет и другие свойства, не присущие отдельной ее точке. Например, длина траектории, израсходованное за время полета топливо зависят от всей траектории, являются, как говорят математики, ее функциями. Поэтому решаемая штурманом задача выбора наилучшей с точки зрения расхода топлива траектории является навигационной задачей.

Осуществляет управление движением ВС его летный экипаж. Специалисты сходятся на том, что как бы ни совершенствовались самолеты, в обозримом будущем человек, по крайней мере, при пассажирских перевозках, все равно будет находиться в их кабинах. Но, разумеется, экипаж осуществляет навигацию с широким использованием различных технических средств. Эти средства снимают с экипажа значительную часть его нагрузки, а на наиболее совершенных ВС оставляют за человеком лишь функции контроля и принятия решений при непредвиденных ситуациях.

Место аэронавигации в иерархии процессов управления полетом.

Если задать вопрос «кто управляет движением ВС?», то трудно получить на него однозначный ответ. Слишком многоуровневое, иерархическое это понятие.

Конечно, самолетом управляет пилот, воздействуя на органы управления. Но делает он это так, чтобы выдержать курс, скорость и высоту, задаваемую ему штурманом, который, следовательно, тоже управляет полетом. Штурман в свою очередь рассчитал эти параметры в соответствии с указаниями диспетчера (например, о выходе в заданный пункт на заданной высоте), значит, и диспетчер управляет ВС. Но и он задает траектории не произвольно, а в соответствии установленными в данном районе схемами движения – трассами, коридорами, эшелонами. Получается, что органы организации воздушного движения, которые сформировали эти схемы, тоже участники управления полетом. Эту иерархическую лестницу управления ВС можно и дальше продолжать вверх. Но можно продолжить и вниз, заметив, что на самом деле управляют самолетом рулевые машинки автопилота...

Где же в этой иерархии аэронавигация? Она там и тогда, когда ВС можно рассматривать как *точку в пространстве*, перемещением которой нужно управлять. И разграничить этот процесс со смежными ступенями иерархии управления достаточно просто. Как только мы начинаем рассматривать ВС не как точку, а как объект, имеющий размеры и, следовательно, угловую ориентацию (курс, крен, тангаж), начинается *пилотирование – управление угловым движением*. А как только появляется хотя бы два ВС и, как следствие, возникают новые задачи (эшелонирование, предотвращение опасных сближений) - начинается *управление воздушным движением*.

Разумеется, нет иного пути изменить траекторию полета, кроме как путем пилотирования. Пилот создает крен и аэродинамические силы заставляют ВС изменить траекторию. Навигация осуществляется посредством пилотирования и эти две составляющие управления неразрывно связаны. Если в составе экипажа есть штурман, то решение навигационных задач возлагается на него, хотя, конечно, и командир ВС (пилот) не упускает этот процесс из под контроля. Задачей же пилота является выполнение команд штурмана, обеспечивающих управление траекторией. Если в составе экипажа штурмана нет, то пилот осуществляет и навигацию и пилотирование одновременно.

Требования к аэронавигации. Целью полета гражданского ВС является, как правило, перевозка пассажиров или груза, из одного пункта в другой, либо выполнение определенного вида работ (строительно-монтажных, аэросъемки, поисково-спасательных операций и т.д.). При осуществлении этих целей к аэронавигации, как правило, предъявляются определенные *требования*.

1) ***Безопасность аэронавигации.*** Это основное требование. Действительно, нет смысла предъявлять к аэронавигации какие-либо

требования еще, если существует угроза жизни экипажа и пассажиров, если нет уверенности, что ВС долетит до пункта назначения.

2) *Точность*. Это требование важно для гражданских ВС, поскольку они выполняют полеты по заданным траекториям. Точность аэронавигации – это степень приближения фактической траектории к заданной. От точности зависит и безопасность, и экономичность полета. Поскольку заданные траектории строят так, чтобы они были безопасными (не пересекались с препятствиями, другими траекториями), то чем точнее их выдерживает ВС, тем меньше риск. С другой стороны, заданные траектории, как правило, устанавливаются по возможности более короткими. Следовательно, чем точнее выполняется полет, тем короче траектория и меньше время полета.

3) *Экономичность*. Чем меньше время полета, тем, как правило, меньше себестоимость полета, включающая в себя все сопутствующие затраты – от заработной платы персонала до стоимости израсходованного топлива.

4) *Регулярность*. Полеты в общем случае должны выполняться по расписанию. Задержка с вылетом или прилетом не только приносит неудобства пассажирам, но может повлечь и значительные экономические потери. Так, на аэродромах с высокой интенсивностью движения опоздание с прибытием в контрольную точку начала захода на посадку может привести к тому, что ВС отправят в зону ожидания, где оно будет ждать освобождения временного «окна» для захода на посадку, расходуя понапрасну топливо.

Основные задачи аэронавигации. Процесс аэронавигации включает в себя решение трех *основных задач*:

- формирование (выбор) *заданной* траектории;
- определение местоположения ВС в пространстве и параметров его движения;
- формирование навигационного решения (управляющих воздействий для вывода ВС на заданную траекторию).

Формирование заданной траектории начинается до полета, обычно задолго до него, когда устанавливается сеть воздушных трасс, заданных высот. В этом случае данную задачу относят не к самой аэронавигации, а к аэронавигационному обеспечению полетов. Но формирование траектории может происходить и оперативно, в полете, когда диспетчер, а иногда и сам экипаж, выбирает в какую точку или по какой линии пути должно следовать ВС. Выбранная тем или иным способом заданная траектория, то есть траектория, по которой необходимо лететь, должна быть и безопасной и экономичной, в частности не должна не пересекаться с наземными препятствиями и должна быть по возможности короче.

Определение местоположения ВС в пространстве – одна из основных и настолько важных составляющих навигации, на выполнение которой обычно и направлены основные усилия экипажа, что некоторые отождествляют ее с навигацией в целом, то есть считают, что навигация это только и есть определение местоположения ВС. Действительно, значительная часть бортового и наземного навигационного оборудования предназначена для

определения координат самолета и до настоящего времени, за исключением разве что спутниковых навигационных систем, работа с ним занимает значительную часть времени работы штурмана или пилота. Но помимо координат необходимо знать параметры движения ВС, то есть скорость и направление перемещения ВС, а иногда его ускорения – без этого невозможно выдержать заданную траекторию.

После того, как местоположение ВС определено и выяснилось, что оно не находится на заданной траектории (а в подавляющем большинстве случаев так и бывает), необходимо определить величину отклонения и принять навигационное решение: каким именно образом должна быть изменена фактическая траектория полета, чтобы ВС вышло на заданную траекторию. Это навигационное решение может иметь вид, например, значений заданного курса, крена или вертикальной скорости, которые штурман передает пилоту. Пилот их реализует (например, разворачивает самолет на заданный курс) и ВС, изменяя свою фактическую траекторию, приближает ее к заданной. И такая последовательность действий периодически повторяется на протяжении всего полета.

На ВС, на которых процесс аэронавигации в той или иной степени автоматизирован, определение местоположения ВС, да и вывод на заданную траекторию, могут осуществляться автоматически. Навигационным решением штурмана (или пилота, при отсутствии штурмана в составе экипажа) является выбранный режим автоматической работы бортового оборудования. Режимов работы может быть несколько в зависимости, например, от того, по техническим средствам какого вида определяются координаты и параметры движения ВС.

Технические средства навигации. Полеты ВС выполняются и в темное время суток, и над облаками, когда земли не видно, и осуществлять визуальную ориентировку невозможно. Поэтому определение местоположения ВС и параметров его движения осуществляется главным образом с помощью приборов, которые называют в целом *техническими средствами навигации*. Человек, в отличие от птиц, которые способны сами ориентироваться при дальних перелетах, не имеет органа чувств, который позволил бы ему без приборов определить свое местоположение в пространстве в условиях невидимости земли.

Аэронавигация осуществляется с использованием технических средств, которые разделяются на следующие *группы*:

Геотехнические средства. Это средства, принцип действия которых основан на использовании физических полей Земли (магнитного, гравитационного, поля атмосферного давления), либо использовании общих физических законов и свойств (например, свойства инерции). К этой большой и самой древней группе относятся барометрические высотомеры, магнитные и гироскопические компасы, механические часы, инерциальные навигационные системы и т.п.

Радиотехнические средства. В настоящее время представляют собой самую большую и самую важную группу средств, являющихся в современной аэронавигации основными для определения как координат ВС, так и направления его движения. Они основаны на излучении и приеме радиоволн бортовыми и наземными радиотехническими устройствами, измерении параметров радиосигнала, который и несет навигационную информацию.

Астрономические средства. Методы определения местоположения и курса корабля с помощью небесных светил (Солнца, Луны и звезд) использовались еще Колумбом и Магелланом. С появлением авиации они были перенесены и в аэронавигационную практику, разумеется, при использовании специально сконструированных для этого технических средств – авиационных компасов, секстантов и ориентаторов. Однако точность астрономических средств была низка, а время, необходимое для определения с их помощью навигационных параметров, достаточно велико, поэтому с появлением более точных и удобных радиотехнических средств астрономические средства оказались за рамками штатного оборудования гражданских ВС, оставаясь лишь на самолетах, выполняющих полеты в полярных районах.

Светотехнические средства. Когда-то, на заре авиации, световые маяки, наподобие морских маяков, устанавливали на аэродромах с тем, чтобы ночью пилот издалека смог его увидеть и выйти на аэродром. По мере того, как полеты все больше стали проходить по приборам и в сложных метеоусловиях, такая практика стала сокращаться. В настоящее время светотехнические средства используются главным образом при заходе на посадку. Различные системы светотехнического оборудования позволяют экипажу на конечном этапе захода обнаружить взлетно-посадочную полосу (ВПП) и определить положение ВС относительно нее.

Аэронавигационное обеспечение полетов. О том, чтобы аэронавигация соответствовала предъявляемым к ней требованиям, необходимо позаботиться задолго до полета. Для этого должны быть построены безопасные и экономичные заданные траектории полета по маршруту и в районе аэродрома, экипаж должен быть обеспечен необходимой информацией, произведены все необходимые предполетные расчеты и т.д. Решение всех этих задач объединяется в область деятельности, которая в последние годы получила название *аэронавигационного обеспечения полетов (АНО)*.

Аэронавигационное обеспечение полетов – комплекс мероприятий, проводимых на этапах организации, подготовки и выполнения полетов и направленных на создание условий для точной, безопасной и экономичной аэронавигации.

Эта деятельность осуществляется различными службами аэропортов, авиакомпаний, центральных руководящих органов отрасли. Она включает в себя установление заданных траекторий полета (воздушных трасс, схем

маневрирования в районе аэродрома и т.п.), обеспечение экипажей и других потребителей аэронавигационной информацией, подготовку данных для бортовых и наземных автоматизированных систем, выполнение предполетных расчетов, предполетное консультирование экипажей по вопросам аэронавигации и многое другое. По мере того как процесс аэронавигации становится все более автоматизированным, все больше возрастает роль АНО.

Аэронавигация как наука и учебная дисциплина. Термином «аэронавигация» обозначается не только процесс траекторного управления ВС, но и наука, а также и учебная дисциплина, изучающие этот процесс.

Аэронавигация – прикладная наука о точном, надежном и безопасном вождении ВС из одной точки в другую, о методах применения технических средств навигации.

Как наука аэронавигация тесно связана с другими науками, в первую очередь с АНО.

Еще не так дано, вопросы, относящиеся сейчас к АНО, включались в курс аэронавигации. Но в настоящее время круг задач АНО настолько возрос, а задачи настолько усложнились, что их целесообразно рассматривать в отдельной дисциплине.

Основой для аэронавигации как науки в первую очередь являются математика и физика. Но также тесно связаны с аэронавигацией такие специальные дисциплины как авиационная картография и геодезия, авиационные радиотехнические средства, авиационная метеорология.

Значение аэронавигации как дисциплины велико, хотя, конечно, и различно для разных специалистов. Разумеется, штурман, который и осуществляет аэронавигацию в полете, а также специалист по АНО, который навигацию обеспечивает, должны знать данную дисциплину очень хорошо и в полном объеме. Практически на таком же уровне должен знать ее и пилот даже при наличии штурмана в составе экипажа. Во-первых, командир ВС является пилотом и отвечает за полет в целом, работу всех членов экипажа, в том числе штурмана, поэтому он обязан контролировать осуществление аэронавигации в полете и принимать в ней активное участие. Во-вторых, на все большем количестве типов ВС в нашей стране (а за рубежом практически на всех) штурман отсутствует в штатном составе экипажа. Аэронавигацией на таких ВС занимается пилот, и знать он ее должен, разумеется не хуже штурмана.

Диспетчер по обслуживанию воздушного движения (ОВД) должен знать аэронавигацию в несколько меньшем объеме. Ведь он не занимается ею непосредственно на борту ВС и, значит, не должен знать подробно различные методы применения бортовых навигационных средств. Но диспетчер должен четко знать возможности экипажа по осуществлению аэронавигации, уметь оказать ему помощь, передать необходимую аэронавигационную информацию. Невозможно представить себе диспетчера,

не знакомого с аэронавигацией, как и инспектора ГАИ, не знающего как управлять автомобилем.

В определенном объеме представления об аэронавигации нужны и другим авиационным специалистам: инженерам и техникам по работе с навигационным оборудованием, сотрудникам по обеспечению полетов и т.п.

Иногда у будущих пилотов и штурманов возникает вопрос: а зачем нужно так хорошо знать аэронавигацию, если на современных ВС она в значительной степени автоматизирована? Действительно, достаточно ввести в бортовой компьютер программу полета и он сам доведет ВС до аэродрома назначения. Что ж, в идеальном случае, может, и доведет. Но задайте себе вопрос: хотели бы вы быть пассажирами самолета, экипаж которого не умеет им управлять, а только знает, как включить и выключить бортовой компьютер? Во-первых, программу полета для компьютера нужно подготовить, проверить и в любой момент времени быть готовым при необходимости изменить. Во-вторых, может оказаться, что эта программа содержит ошибку – нужно уметь ее своевременно обнаружить и исправить. В-третьих, могут произойти (и происходят!) отказы отдельных технических средств навигации, сбои компьютерных программ. Никакая программа не в состоянии предусмотреть все возможные ситуации и только человек может в такой обстановке принять правильное решение. В-четвертых, современные навигационные автоматизированные системы имеют несколько возможных режимов работы, выбрать из которых наилучший должен именно экипаж исходя из текущей аэронавигационной обстановки.

Разумеется, по мере совершенствования и автоматизации бортовых навигационных средств они берут на себя все большую часть навигационной работы экипажа, поэтому специальный член экипажа, занимающийся навигацией (штурман) перестает быть необходимым на борту. Но исключить его из состава экипажа можно только при условии, что пилоты (а именно они берут на себя его функции) хорошо владеют средствами и методами навигации, глубоко понимают сущность протекающих процессов и в состоянии принять правильное навигационное решение даже в самой сложной и нестандартной навигационной обстановке.

Аэронавигация является процессом сугубо техническим, но иногда и она выходит в область социальных отношений, экономики и даже политики. Выбор оптимальных траекторий, высот и режимов полета, являясь задачей технической, может привести к существенной экономии топлива и времени полета. А иногда аэронавигационные проблемы приводят и к политическим конфликтам и потрясениям. Достаточно вспомнить сбитый в начале восьмидесятых годов южнокорейский Боинг, отклонившийся от маршрута из-за навигационной ошибки. Да и вообще, безопасность людей – вопрос социальный и гуманитарный.

Аэронавигация как учебная дисциплина по содержанию своего материала не является, по-видимому, столь сложной, как например, физика или математика. Но у нее есть важная особенность, отличающая ее от

большинства других дисциплин. Если при решении задачи по физике допущена ошибка, то, заглянув в учебник, ее можно исправить. Если же в полете допущена навигационная ошибка, в результате которой ВС, например, столкнулось горой, то исправлять ее будет некому. Отсюда следует, что все навигационные задачи экипаж должен уметь решать безошибочно, точно и быстро и, конечно, без помощи учебников и шпаргалок. Для того, чтобы добиться этого, недостаточно заучить формулы и правила. Нужно хорошо понимать смысл протекающих в полете процессов, представлять себе общую картину полета, то есть иметь, как говорят авиационные психологи, навигационный образ полета. Для этого нужно иметь пространственное воображение, хорошую кратковременную память, иметь прочные навыки устного счета хотя бы на уровне сложения-вычитания двух или -трехзначных чисел.

Приобретение таких навыков само по себе не представляет большой сложности, но оно не может быть выполнено мгновенно, требует последовательной постепенной работы. Как невозможно за три дня до зачета по физкультуре научиться подтягиваться двадцать раз, так и невозможно овладеть навигацией, если не заниматься ею систематически.

1.2. Краткий очерк истории отечественной аэронавигации

Сложные навигационные системы и комплексы, установленные на современных самолетах, появились не на пустом месте. Они явились результатом долгого и тернистого пути разработки все новых и все более совершенных технических средств навигации и методов их применения.

Полная история отечественной аэронавигации пока еще ждет своего исследователя. В данной главе очерчены лишь основные вехи развития навигационной науки и техники.

12 июля (30 июня) 1804 г. академик Российской Академии наук Яков Дмитриевич Захаров произвел первый в мире полет на воздушном шаре с научной целью. Полет над окрестностями Петербурга продолжался 3 часа 45 минут на высоте, достигавшей 2000 м. В полете Я.Д.Захаров пользовался приборами – компасом и вертикальной зрительной трубой, проводя целый ряд наблюдений и проложив на карте маршрут полета. Так было положено начало новой науке аэронавигации.

До изобретения летательных аппаратов тяжелее воздуха постепенно совершенствовалась аэронавигация воздушных шаров. Первоначально ориентировка осуществлялась по местным предметам на земной поверхности с помощью топографических карт (масштаба 3 или 10 верст в дюйме). Но при полете над однообразной местностью ориентиров не хватало. Поэтому для определения местонахождения воздушного шара было предложено измерять скорость и направление его движения, а затем прокладывать на карте расстояния, пройденные за известные промежутки времени. Прибор дл

измерения скорости и направления полета был изобретен в 1897 г. М.М.Поморцевым. Он был основан на использовании компаса и оптической трубы с визирными нитями и явился предком навигационных визиров.

Необходимость использования в полете навигационных приборов была осознана давно. Уже на первом в мире, хотя и не оторвавшемся от земли, самолете А.Ф.Можайского в 1878 г были предусмотрены магнитный компас, высотомер, часы и навигационный планшет.

В первые годы после появления самолетов (первый в мире полет на самолете был осуществлен в 1903 г. братьями Райт) летчику больше приходилось полагаться на собственные ощущения, чем на приборы. Режим работы мотора определялся на слух, скорость полета – по свисту стяжек, направление полета – по солнцу.

В 1911-1912 г.г. навигационное оборудование самолетов состояло из компаса, высотомера (он часто пристегивался летчику на руку или колено), указателя скорости, часов и планшета с картой. Причем карта и была главным средством навигации. Первая в России специальная полетная карта была издана в 1910г. для перелета Петербург-Москва. В наше время, когда навигация без приборов практически немыслима, интересно узнать, что в «Памятке летчика», изданной в 1912 г., было сказано: «Главной особенностью ориентировки с аэроплана является то, что в большинстве случаев компасом в полете не пользуются, а ориентируются по местным предметам».

В 1913 г. В.А.Слесарев изобрел способ измерения воздушной скорости по разности статического и динамического давлений. Прибор был протарирован в воздухоплавательной лаборатории Политехнического института в Санкт-Петербурге. Годом позже В.А.Слесарев сконструировал для самолета «Илья Муромец» навигационный визир, позволяющий измерять навигационные элементы и осуществлять бомбометание, что оказалось весьма кстати ввиду начавшейся первой мировой войны. В годы этой войны А.Н.Журавченко (впоследствии заслуженный деятель науки и техники) разработал основы методики вождения ВС в сложных метеоусловиях, сделав вывод, что точность определения местоположения методом прокладки (тогда она составляла 3-5% от пройденного расстояния) позволяет начать работу по выполнению полетов над облаками и ночью. Были созданы прототипы ветрочетов, конструкции Журавченко и Калитина, а впоследствии был изобретен и получил наибольшее распространение ветрочет конструкции Стерлигова.

В конце 20-ых годов типовое оборудование самолетов навигационными приборами, утвержденное Управлением ВВС, включало в себя: компас, указатель скорости, высотомер, часы с секундомером, визир, пеленгатор, ветрочет, термометр наружного воздуха. Также в кабине должен был иметься планшет для карт, графики и таблицы поправок к приборам. В 1933-1934 г.г. перечень этого оборудования пополнился вариометром и авиагоризонтом. В

1935 г. советскими изобретателями был сконструирован новый оригинальный прибор – гиромагнитный компас.

Дальнейшее развитие аэронавигации требовало создания научных и учебных заведений в этой области. Разумеется, для мореплавания штурманы в России обучались издавна. Еще 25 января 1701 г. в соответствии с указом Петра I в Москве была учреждена школа «Математических и навигационных, то есть мореходных хитросно наук учению», так называемая Навигацкая школа, готовившая «штюрманов».

Конечно, для авиации, и для аэронавигации в частности, нужно было готовить кадры специально. Еще в октябрь 1914 «отец русской авиации» профессор Н.Е.Жуковский организовал при Московском высшем техническом училище «Теоретические курсы авиации» с четырехмесячным сроком обучения для добровольцев-летчиков. Началом же подготовки навигационных кадров для авиации можно считать 1919 г., когда была создана Школа Красного воздушного флота, готовившая специалистов по аэрофотосъемке, а с 1920 г. также и аэронавигаторов, как так тогда называли штурманов. Ее окончили прославленные впоследствии штурманы А.В.Беляков и С.А.Данилин. В 1923 г. было создано первое научно-исследовательское учреждение в области аэронавигации – Центральная аэронавигационная станция (ЦАНС).

В 20-30-е годы появляются научные работы и учебники по аэронавигации: «Вопросы аэронавигационной практики» Н.Ф.Кудрявцева и С.А.Ноздровского (1926 г.), «Руководство по воздушной навигации» Б.В.Стерлигова (1930 г.), учебники по аэронавигации Н.Ф.Кудрявцева (1932, 1938), П.А.Молчанова (1937) и других авторов. В 1939 г. вышла книга В.Ю.Поляка «Теория самолетовождения», в которой впервые широко использовалась высшая математика. В 1932 г. вышло «Наставление по аэронавигационной службе» (НАНС) – один из первых официальных нормативных документов в области аэронавигации.

В 1924 г. В.Г.Немчиновым был изобретен первый счетный штурманский инструмент – линейка для учета температурной поправки при определении высоты, а уже в 1927 г. штурман Л.Попов сконструировал универсальную счетную линейку для решения основных аэронавигационных задач, которая послужила основой для и ныне используемой штурманами и пилотами линейки НЛ-10М. В том же году Б.В.Стерлигов изобрел ветрочет, который много десятилетий спустя «объединился» с навигационной линейкой и превратился в комбинированный навигационный расчетчик НРК-2.

Конечно, на первых порах своего развития аэронавигация основывалась на визуальной ориентировке, хотя и с использованием примитивных приборов: магнитного компаса, высотомера, указателя скорости. Но из морской навигации пришли в воздушную навигацию и методы астрономических определений. Астрономические приборы применялись еще на «Русском Витязе» и «Илье Муромце», опередив зарубежную авиацию. Для обработки астрономических наблюдений в полете использовались

таблицы, специально составленные для этого Калитиным. В 1924 г. Любичский подал идею солнечного указателя курса. В 1927 г. А.Н.Волохов впервые определил место самолета с помощью астрономических средств навигации.

В воспоминаниях о перелете через Северный полюс А.В.Беляков писал: «...Самый важный прибор на нашем самолете – солнечный указатель курса». Действительно, для полярных районов, где магнитные компасы работают неустойчиво, более лучшего прибора для определения направления полета тогда не существовало. А выдающийся штурман И.Т.Спирин в книге «Покорение Северного полюса» отмечал: «Единственно точной и неизменно безотказной мы считали лишь воздушную астрономию... Только она выручала нас в трудные минуты, вела и точно привела к намеченной цели».

Но будущее, конечно, было не за астрономическими, а за радиотехническими методами навигации. 31 (19) октября 1897 г. изобретатель радио А.С.Попов первым в мире предложил применять радиопередачу для навигационных целей. Разумеется, тогда шла речь о морской навигации. В своем отчете об организации радиосвязи на Балтийском флоте А.С.Попов писал: «Применение источника электромагнитных волн на маяках в добавление к световому или звуковому сигналам может сделать видимыми маяки в тумане и в бурную погоду: прибор, обнаруживающий электромагнитную волну звонком, может предупредить о близости маяка, а промежутки между звонками дадут возможность различать маяки. Направление маяка может быть приблизительно определено, пользуясь свойством мачт, снастей и т. п. задерживать электромагнитную волну, так сказать, затенять ее».

В этой короткой цитате заложены идеи угломерного и дальномерного способов радионавигации, опознания радиомаяков по позывным, которые широко применяются в настоящее время. Эти идеи не остались сугубо теоретическими. Уже в 1904 г. в период русско-японской войны в одном из приказов адмирала С.О.Макарова разъяснялось, как определять направление на неприятельское судно по изменению силы принимаемого сигнала, поворачивая свое судно и заслоняя рангоутом приемный провод (антенну).

11 ноября 1923 г. в Петрограде была создана Центральная радиолaborатория, в рамках которой позже возник научно-исследовательский институт с тематической направленностью в области радиосвязи и радионавигации.

В 1926-29 гг. были выданы авторские свидетельства на конструкцию радиомаяка, предприняты первые попытки применения радиопеленгаторов. В 1929 г. в Ленинграде был создан радиомаяк «Стрела», направление на который пилот мог определить по минимуму слышимости букв. Точность определения направления на маяк составляла 5°. К 1934 г. сеть радиомаяков покрывала почти всю Европейскую часть СССР.

В 1932-33 гг. НИИ связи РККА разработал первый самолетный рамочный радиопеленгатор АПР-1 для тяжелых бомбардировщиков ТБ-1 и

ТБ-3, а Н.А.Корбанский разработал первый самолетный радиокompас. Теорию рамочной антенны, которая является основой любого радиокompаса, еще в 1920-21 г.г. разработал М.В.Шулейкин. В 1932 г. с использованием радиокompаса РК-1 была впервые осуществлена посадка по приборам на самолете По-2, а 20 декабря 1933 г. первая посадка на тяжелом бомбардировщике ТБ-1.

В 1935 г. на ТБ-3 осуществлен перелет в запломбированной кабине с использованием АПР-1 и РК-1 в сложных метеоусловиях по маршруту Ейск-Москва с посадкой по РК-1 в Москве.

В 1935-36 г.г. большие самолеты гражданского воздушного флота оборудовались радиополукомпасами РПК-2, которые применялись не только для вывода ВС на радионавигационную точку, но и для определения местоположения ВС по линиям положения, для захода на посадку. Издавались карты с нанесенными на них линиями положения от радиомаяков, а также инструкции по «пробиванию облачности» по приборам.

20-22 июля 1936 г. был осуществлен перелет на самолете АНТ-25 (В.П.Чкалов, Г.Ф.Байдуков, А.В.Беляков) по маршруту Москва-Северный Ледовитый океан-Камчатка- Николаевск на Амуре- о.Удд протяженностью 9374 км, длившийся 56 ч.20 мин.

18-20 июня 1937 г. этот же экипаж выполнил героический перелет через Северный полюс из Москвы в Ванкувер (9130 км за 63 час. 16 мин), а 12-14 июля 1937 М.М.Громов, А.Б.Юмашев, С.А.Данилин выполнили перелет по маршруту Москва-Северный полюс-Сан-Джасинто (США), протяженностью 11500 км за 62 ч 17мин.

При перелете через полюс штурманы А.В.Беляков и С.А.Данилин пользовались радиомаяками, установленными на мысе Желания и острове Рудольфа. Их сигналы они принимали и после пролета полюса.

Коротковолновые наземные пеленгаторы, которые вначале считались малоперспективными средствами, также доказали свою эффективность. Радиопеленгатор в Мурманске пеленговал АНТ-25 и после пролета полюса, до удаления 2400 км. В 1938-40 г.г. такими пеленгаторами была оснащена трасса Москва-Ашхабад (шесть пеленгаторов).

В 1934 г. Л.Е.Штиллерман и И.М.Векслин предложили идею посадки с помощью равносигнальной зоны в вертикальной плоскости, которая была реализована в первой в стране системе посадки «Ночь-1», включавшей в себя курсоглиссадный и маркерный маяки. Эта система использовалась уже во время финской войны и послужила основой для дальнейших разработок в этом направлении.

В 1930 г. советские ученые Л.И.Мандельштам и Н.Д.Папалекси предложили первый фазовый радиодальномер и с 1934 он стал использоваться для геодезии, гидрографии, судовождения. Точность определения места судна составляла 150-300 м, а впоследствии доведена до 50 м, опередив на несколько лет английские и американские аналоги. В годы

Великой отечественной войны эти работы были продолжены в направлении использования таких средств в авиации.

В 1938 г. Э.М.Рубчинский получил авторское свидетельство на импульсную гиперболическую (разностно-дальномерную) радионавигационную систему, на пять лет раньше английской «Джи» и американской «Лоран».

С 1930 г. уже разрабатывались наземные радиолокационные станции (РЛС) для обнаружения и наведения самолетов. В 1937-38 г.г. они были построены и затем использовались в последовавших вскоре войнах.

Наземные РЛС во время войны использовались в основном в ПВО, а начиная со Сталинградской битвы – и во фронтовой авиации. Особенно эффективно они проявили себя в Берлинской операции.

В 1939-40 г.г. была создана служба земного обеспечения самолетовождения (ЗОС), ведавшая радиотехническими, светотехническими и пиротехническими средствами навигации.

В 1940 г. на смену предыдущим моделям пришел автоматический радиокompас (АРК). К началу Великой отечественной войны радиополукомпасы имела только бомбардировочная и разведывательная авиация, для истребительной и штурмовой они только начали серийно выпускаться. Постепенно увеличивалось количество наземных радиотехнических средств. К 1943 г. почти все соединения имели наземные радиопеленгаторы или приводные радиостанции. Истребители предпочитали использовать наземные пеленгаторы, штурмовики и бомбардировщики – радиополукомпас. Фронтовая авиация использовала радиокompас в основном только для выхода на привод.

В 1946 г. был создан НИИ-33, реорганизованный в 1967 г. в известный Всесоюзный научно-исследовательский институт радиоаппаратуры (ВНИИРА). На счету этого института большое количество разработанных им систем посадки, навигации, управления воздушным движением. В 50-е годы им была создана и внедрена в серийное производство первая отечественная система посадки метрового диапазона СП-50 («Материк»), главный конструктор И.М.Векслин. Задуманная вначале как аналог американской системы SCS-51, она не только превзошла ее по своим характеристикам, но и вобрала в себя принципиально новые технические решения (направленная антенна курсового маяка, фазовый метод построения системы). СП-50 явилась родоначальником целого поколения посадочных систем, используемых и поныне – СП-68, СП-70, СП-75, СП-80 и т.д. В качестве бортового оборудования этих систем на протяжении десятилетий выпущено значительное количество комплектов оборудования типа «Курс-МП-1», «Курс-МП-2», «Ось-1», «Курс-МП-70».

ВНИИРА разрабатывал и широко используемые посадочные и обзорные радиолокаторы, маркерные маяки и приемники.

Важным вкладом в развитие отечественной радионавигации явилось создание в ВНИИРА в 1953-58 г.г. радиотехнической системы ближней

навигации (РСБН) в составе азимутально-дальномерного радиомаяка и бортового оборудования к нему (главный конструктор Г.А.Пахолков). Использование оригинальных технических решений позволило создать систему более совершенную и точную, чем зарубежный аналог ТАСАН. Сотни радиомаяков на территории страны обеспечивали точную навигацию ВС на трассах и в районах аэродромов, позволяли выполнять заход на посадку с использованием дециметровой системы «Катет», входящей в состав РСБН. До появления спутниковых навигационных систем РСБН оставался самым точным средством определения местоположения. В бортовом оборудовании системы были заложены такие методы навигации (режим «СРП»), которые лишь десятилетия спустя стали использоваться за рубежом и получили название методов зональной навигации.

В 50-е годы на ВС начали устанавливать бортовые РЛС кругового обзора «Рубин», «Люция» (она же РОЗ-1) и другие. Десятилетие спустя получили внедрение бортовые РЛС секторного обзора РПСН-2 и РПСН-3, которые могли использоваться не только для навигации, но и для наблюдения метеообстановки, в частности, для обнаружения зон грозовой деятельности. В 70-е годы начали поступать бортовые РЛС нового поколения – типа «Гроза». Их различные модификации устанавливались и продолжают устанавливаться на многих типах ВС.

Поистине революционным событием стало использование в аэронавигации спутниковых навигационных систем. Еще до запуска в СССР первого в мире искусственного спутника Земли (4 октября 1957 г.) проводились научные исследования по применению спутников в навигации. В середине 60-х годов почти одновременно были созданы две низкоорбитальные спутниковые системы – в США «Transit», в СССР – «Цикада». Но будущее было за высокоорбитальными системами. К 1995 г. в России было завершено развертывание спутниковой системы ГЛОНАСС. В этот же год можно считать завершающим в развертывании американской спутниковой системы “Navstar GPS”.

С 80-х годов в авиацию широко шагнули компьютерные технологии. Это привело к созданию бортовых и наземных автоматизированных систем, управляемых компьютерами, электронных систем отображения информации... Но этот этап развития аэронавигации уже близок к современному, поэтому не будет отражен в данном историческом очерке. Ведь остальные главы учебного пособия как раз и посвящены применению навигационных средств, находящихся в эксплуатации в настоящее время.

Однако главным всегда является не техника, а человек. Сложную навигационную технику могут применять только хорошо образованные люди. Для подготовки высококвалифицированных кадров еще в 1938 г. в Военно-воздушной академии имени проф. Н.Е.Жуковского был организован штурманский факультет, который затем в 1940 г. выделился в самостоятельную академию в пос. Монино, впоследствии получившую имя Ю.А.Гагарина. Среди нескольких факультетов этой новой академии был,

конечно, и штурманский факультет. Возглавил его выдающийся штурман доктор географических наук, Герой Советского Союза И.Т.Спирин. Впоследствии на протяжении многих лет начальником факультета был прославленный участник сверхдальних перелетов А.В.Беляков. На этом штурманском факультете наряду с другими были кафедры штурманской аппаратуры, радионавигации и связи, а также кафедра аэронавигации (первый начальник Б.Г.Ратц). В Военно-воздушной академии работали многие замечательные ученые и преподаватели, внесшие большой вклад в теорию аэронавигации и написавшие учебники, вошедшие в золотой фонд отечественной авиационной науки.

Еще в 1939 г. вышли учебники по аэронавигации Н.Ф.Кудрявцева и по воздушной астрономии Р.В.Куницкого (оба – преподаватели академии). В 1946-47 г. г. Б.Г.Ратц и Н.К.Кривонос опубликовали четырехтомный Курс самолетовождения, охватывающий авиационную картографию, компасную и радионавигацию, авиационную астрономию. В этой книге начали широко использоваться вероятностные методы оценки точности навигационных определений.

В 50-е годы под редакцией А.В. Белякова преподавателями Военно-воздушной академии Г.Ф.Молокановым, В.И. Кононенко, Н.С.Сорокиным и В.А.Одинцовым издан многотомный учебник, также названный Курс самолетовождения. Он основой для многих последовавших за ним учебников, в том числе для гражданской авиации. Среди многих книг, изданных в Академии в последующие годы, необходимо отметить монографию «Точность и надежность навигации летательных аппаратов» профессора Г.Ф.Молоканова, ставшую классикой в этой области аэронавигации.

Подготовка навигационных специалистов для гражданской авиации неразрывно связана с Ленинградом-Петербургом. Еще в довоенные годы в Институте инженеров гражданского воздушного флота готовили инженеров-аэронавигаторов. В 1955 г. было образовано Высшее авиационное училище гражданской авиации (ВАУ ГВФ, затем ВАУ ГА). В 1966 им впервые был осуществлен выпуск штурманов с высшим образованием для гражданской авиации.. В 1971 г. ВАУГА было реорганизовано в Академию гражданской авиации, а в 2005 г. получило статус Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации (СПб ГУГА) С 1968 г это учебное заведение готовит специалистов-штурманов из числа лиц со средним образованием. Затем была организована подготовка диспетчеров, пилотов, инженеров по аэронавигационному обеспечению полетов и других специалистов. СПб ГУГА является ведущим учебным и научным учреждением отрасли в области аэронавигации и аэронавигационного обеспечения полетов. Кафедра аэронавигации (первоначально – воздушной навигации) была образована в 1964 г., выделившись из кафедры летной эксплуатации, которую возглавлял первый начальник ВАУ ГА Главный маршал авиации дважды Героем Советского Союза А.А.Новиков. Первым

начальником кафедры аэронавигации был Н.С.Сороковик, а в последующие годы ее возглавляли В.Н.Ганьшин, И.Г.Хиврич, А.М.Аникин, Ю.Н.Сарайский. Учебники и научные труды Г.П.Астафьева, И.Г.Хиврича, Н.Ф.Миронова, П.В.Олянюка, А.М.Белкина, Г.А.Чернышева, В.И.Осадшего и многих других преподавателей кафедры на протяжении многих лет обеспечивают высокий уровень подготовки навигационных специалистов.

2. ОСНОВНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ПОНЯТИЯ

2.1. Основные линии и точки

ВС представляет собой тело с определенными, порой весьма внушительными, размерами. При решении большинства задач аэронавигации его рассматривают как точку, в качестве которой берут, как правило, центр масс ВС. ВС движется и эта точка перемещается в пространстве. В связи с этим можно ввести несколько простых, но важных понятий (см. рис. 2.1).

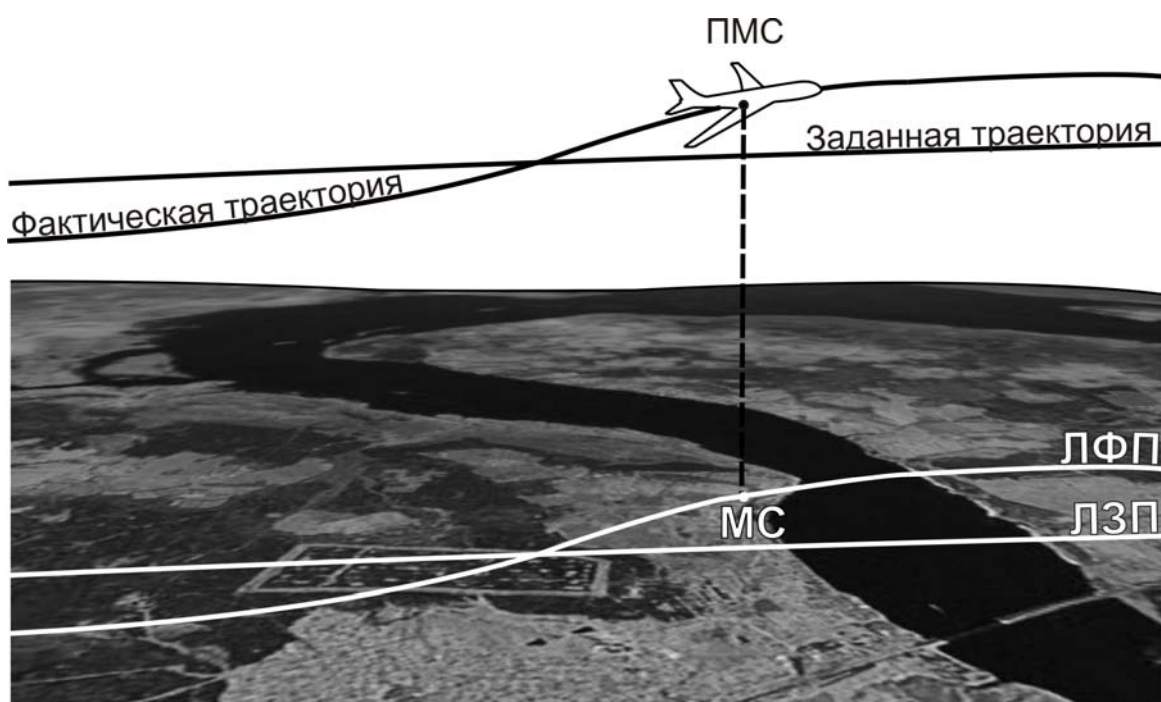


Рис.2.1. Траектория и линия пути

Пространственное место самолета (ПМС) – точка в пространстве, в которой в данный момент времени находится центр масс ВС.

Место самолета (МС) - проекция ПМС на земную поверхность.

Траектория – линия, описываемая ПМС при его движении.

Линия пути – линия, описываемая МС при его движении (проекция траектории на земную поверхность).

На английском языке используется следующая терминология: место самолета – present position, траектория – path, линия пути – track.

Обратите внимание, что траектория и ПМС в общем случае находятся в пространстве (в воздухе), а линия пути и МС - всегда на земной поверхности. Здесь под земной поверхностью понимается не реальный физический рельеф со всеми его неровностями, а усредненная земная поверхность, о которой речь будет идти ниже.

Траектория и линия пути могут быть *заданными* (по которым надо лететь) и *фактическими* (по которым на самом деле летит самолет).

Линия заданного пути (ЛЗП) - это линия по которой должно перемещаться ВС в соответствии с планом полета, а *линия фактического пути (ЛФП)* – по которой оно перемещается на самом деле в данном полете. Соответственно на английском языке ЛЗП - desired track, ЛФП - actual track.

К сожалению, ЛФП никогда точно не совпадает с ЛЗП вследствие многих причин. Основные из них – погрешности навигационных измерений и влияние внешней среды (ветра). Но основная задача штурмана и пилота – обеспечить максимальную близость ЛФП и ЛЗП, пролететь как можно точнее.

Из-за неточного измерения и выдерживания высоты фактическая траектория также не совпадает с заданной.

Но в траектории, вообще говоря, содержится далеко не вся информация о движении. Действительно, если траектории движения двух ВС пересекаются, это еще не значит, что ВС столкнутся – может быть, они пролетели точку пересечения в разные моменты времени.

В случае, когда для каждой точки траектории задано, в какой момент ее должно пролететь ВС, говорят о заданной пространственно-временной траектории полета (ЗПВТ), а навигацию в этом случае называют четырехмерной навигацией, понимая под четвертой координатой время.

В гражданской авиации ЗПВТ устанавливается не часто. Как правило, не возникает необходимости требовать от ВС, чтобы оно пролетало какие-либо пункты именно в заданное, назначенное время. Наоборот, обычно экипаж, исходя из фактической скорости полета, рассчитывает и передает диспетчеру *расчетное время* впереди лежащих пунктов, а диспетчер учитывает эту информацию при управлении воздушным движением. Однако в районах аэродромов с высокой интенсивностью полетов диспетчеру порой приходится назначать экипажу точное время выхода в пункт, с которого начинается заход на посадку. Несвоевременный выход на этот пункт, непопадание в выделенное для посадки временное «окно», приведет к направлению ВС в зону ожидания. По мере повышения интенсивности движения и требований к точности аэронавигации четырехмерная навигация получит все большее распространение.

2.2. Фигура Земли и географическая система координат

Для определения местоположения ВС и других пунктов нужна система координат на земной поверхности. Свойства системы координат зависят от формы поверхности, на которой она задана. Поэтому необходимо выяснить, какую форму имеет Земля как планета.

Любое тело имеет форму, имеет ее и Земля. Поверхность, ограничивающая Землю как физическое тело, называется *физической*

поверхностью Земли. Разумеется, эта поверхность носит сложный нерегулярный характер, обусловленный неровностями рельефа: горами, равнинами, впадинами. Любой человек может немного изменить физическую поверхность Земли, например, выкопав яму. Очевидно, что на такой поверхности ввести какую-либо приемлемую для практики систему координат невозможно. Необходимо эту поверхность каким-то образом «сгладить». Для этого используется понятие уровенной поверхности.

Уровенная поверхность это поверхность, во всех точках перпендикулярная направлению силы тяжести (отвесной линии). Уровенных поверхностей бесконечно много, они проходят на разных высотах, не пересекаются между собой и практически параллельны. Разумно выбрать в качестве сглаженной фигуры Земли форму уровенной поверхности, совпадающей с физической поверхностью в морях и океанах, где нет неровностей рельефа. Такая фигура получила название геоида.

Геоид(geoid) – это фигура, образованная уровенной поверхностью, совпадающей в морях и океанах с их средней поверхностью. В районах материков поверхность геоида проходит под уровнем рельефа местности. Эту поверхность и называют средним уровнем моря, от которого отсчитывают высоту рельефа и другие высоты. В России за начало уровня отсчета высот принято нулевое деление футштока (мерной линейки), установленной в Обводном канале г.Кронштадт.

Поверхность геоида хотя и является гладкой по сравнению с физической поверхностью Земли, но все же имеет неправильную форму. Это вызвано неравномерным расположением гравитационных масс в теле Земли, вследствие чего происходит отклонение отвесных линий. Поэтому на геоиде невозможно задать удобную систему координат (сетку меридианов и параллелей) и значит решать задачи, связанные с расчетом расстояний и направлений на поверхности земли.

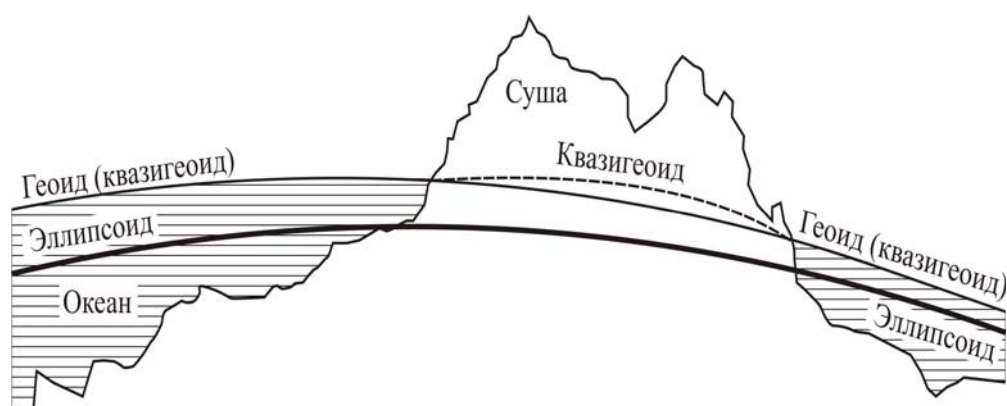


Рис.2.2. Геоид и эллипсоид

Для точного решения навигационных задач фигуру Земли аппроксимируют эллипсоидом вращения (ellipsoid).

Эллипс это плоская фигура, которая относится к кривым второго порядка. Имеет большую a и малую b полуоси. Основное свойство эллипса – сумма расстояний от любой точки эллипса до двух фиксированных точек F_1 и F_2 , называемых фокусами, есть величина постоянная. Эллипс - это сжатая окружность или окружность, на которую «смотрят» не перпендикулярно ее плоскости.

Степень сжатия может быть выражена величиной α , которая так и называется - сжатие (compression ratio), или эксцентриситетом e . Эксцентриситет – отношение расстояния от центра эллипса до фокуса к длине большой полуоси.

В предельных случаях, когда $e = 0$, эллипс превращается в окружность, а когда $e = 1$, он «сплющивается» в прямую линию.

Если эллипс вращать вокруг его малой оси, получится объемное тело – эллипсоид вращения. Конечно, его параметры a , b и e будут такие же, как у эллипса.

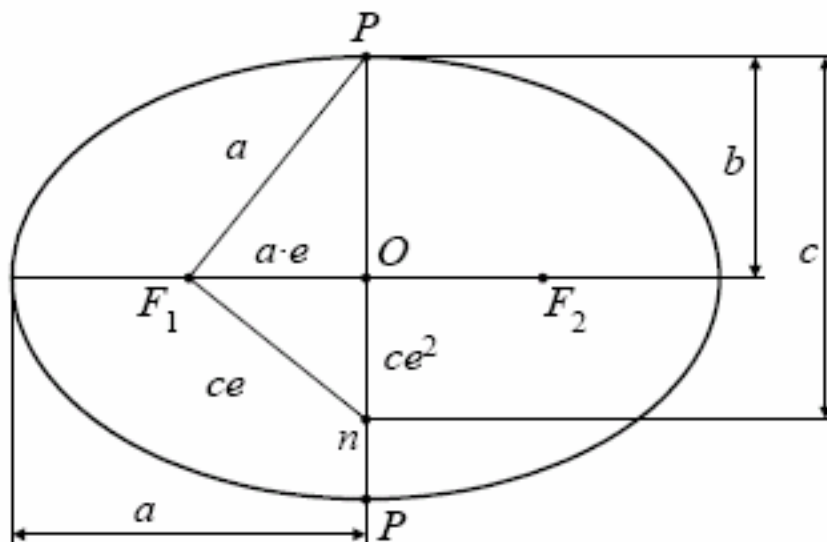


Рис. 2.3. Эллипс и его параметры

Каждое государство старается выбрать такие параметры эллипсоида и так его разместить в теле Земли, чтобы его поверхность как можно ближе подходила к поверхности геоида на территории данного государства (при этом в других частях Земли отклонения могут быть большими). Поэтому существует много *референц-эллипсоидов*, принятых в разных странах и в разные годы. В России на протяжении многих лет используется *эллипсоид Ф.Н.Красовского* ($a = 6378,245$ км, $b = 6356,86301877$ км).

На эллипсоиде задается система *геодезических координат* (сетка меридианов и параллелей) и координаты любой точки определяются геодезическими координатами (широтой B и долготой L).

Геодезическая широта B это угол, заключенный между плоскостью экватора и нормалью к поверхности эллипсоида в данной точке.

Геодезическая долгота – двугранный угол, заключенный между плоскостями начального меридиана и меридиана данной точки.

Поскольку координаты (широты и долготы, latitudes and longitudes) задаются на поверхности референс эллипсоида, одна и та же точка на Земле будет иметь разные координаты в разных странах. И наоборот, одни и те же численные значения B и L будут соответствовать разным точкам на картах разных стран. Это создает сложности для международной аэронавигации, поэтому ИКАО приняло решение с 1 января 1998 г. публиковать в документах аэронавигационной информации координаты пунктов в единой для всего мира системе координат, называемой WGS-84 (World Geodetic System).

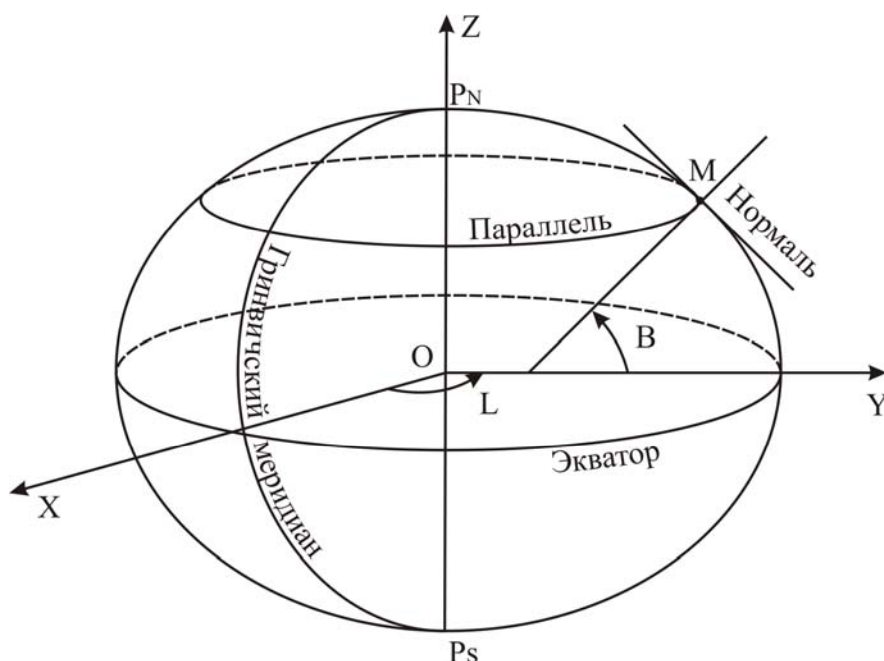


Рис. 2.4. Геодезические координаты

Если очень высокая точность решения навигационных задач не требуется, то Землю можно рассматривать как сферу. В этом случае используется *нормальная сферическая система координат*, полюсы которой совпадают с географическими полюсами нашей планеты, т.е. точками, в которых оси вращения Земли пересекают ее поверхность. Система координат на сфере строится с помощью больших кругов.

Большим кругом (Great Circle, G/C) называется окружность, образующаяся в результате сечения сферы плоскостью, проходящей через центр сферы.

Радиус большого круга равен радиусу самой сферы. Он называется большим, поскольку на сфере нельзя нарисовать окружность с радиусом еще большим. Все другие круги на сфере называются малыми.

Экватор (equator)- большой круг, плоскость которого перпендикулярна оси вращения Земли.

Меридиан(meridian) – большой круг, плоскость которого проходит через ось вращения Земли.

Параллель(parallel) – малый круг, плоскость которого перпендикулярна оси вращения (параллельна экватору).

Экватор на Земле один, а меридианов бесчисленное множество – ведь через каждую точку можно провести свой меридиан. Все они одинаковы и равноправны, поэтому условно один из них выбирают в качестве начального.

Широтой φ (сферической широтой) точки на поверхности земной сферы называется угол, заключенный между плоскостью экватора и направлением из центра сферы в данную точку.

Широта изменяется от 90° южной широты до 90° северной широты. При расчетах по формулам северную широту можно считать положительной, а южную отрицательной. На экваторе широта равна нулю, а на географических полюсах $\pm 90^\circ$.

Долготой λ (сферической долготой) точки на поверхности сферы называется двугранный угол, заключенный между плоскостями начального меридиана и меридиана данной точки.

Этот угол можно показать как плоский в плоскости экватора (рис.2.5). В качестве начального меридиана используется гринвичский меридиан (Greenwich meridian), который когда-то проходил через расположенную вблизи Лондона Гринвичскую обсерваторию (сейчас обсерватория переехала на другое место, но меридиан сохранился). В XIX веке в разное время в качестве начального использовали и другие меридианы (Парижа, острова Ферро в Атлантическом океане, Пулковской обсерватории под Петербургом).

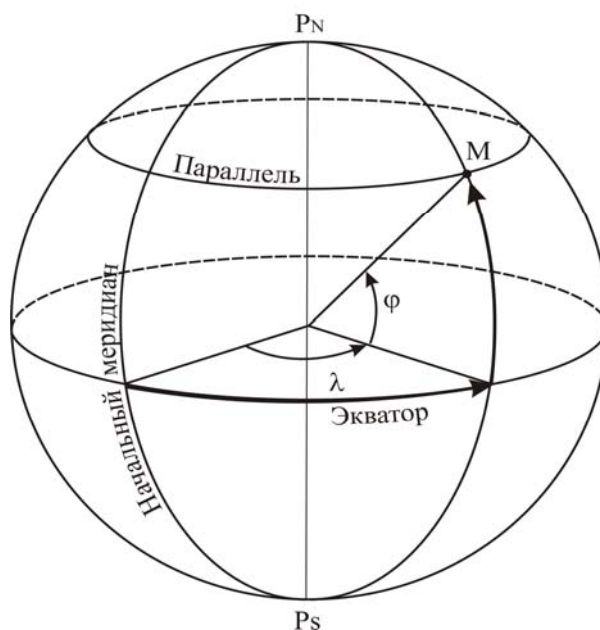


Рис. 2.5. Сферические координаты

Долгота изменяется от 180° западной долготы до 180° восточной. При расчетах по формулам им также можно приписывать знаки соответственно минус и плюс (или наоборот, как это принято, например в США).

Единицами измерения широты и долготы являются угловые градусы, минуты и секунды, а иногда и их десятичные доли (десятые, сотые и т.д.). За рубежом используются следующие буквенные обозначения:

N (north) – север, S (south) – юг, E (east) – восток, W (west) – запад.

Моряки используют эти же обозначения, но не на английском, а на голландском языке для обозначения основных направлений по сторонам света, - соответственно норд, зюйд, ост и вест.

Одни и те же значения широты и долготы в документах аэронавигационной информации, при выполнении различных навигационных расчетов могут быть представлены по-разному:

$37^\circ 23' 12''$ с.ш. = $N37^\circ 23.2' = +37.38667^\circ$.

$134^\circ 45' 45''$ з.д. = $W134^\circ 45.75' = -134.7625^\circ$.

На картах нанесена сетка меридианов и параллелей, с помощью которой можно определить координаты точки или найти точку с известными координатами. Для того, чтобы это можно было сделать точнее, на обрезах карты, а на аэронавигационных картах – и на самих меридианах и параллелях, сделаны промежуточные деления (рис. 2.6).

Ни направление нормали к поверхности эллипсоида, ни направление к центру Земли непосредственно приборами измерены быть не могут, поэтому не могут быть непосредственно измерены ни геодезическая, ни сферическая широты. Непосредственно можно определить лишь направление отвесной линии. В связи с этим используется также астрономическая система координат, в которой астрономическая широта – угол, заключенный между плоскостью экватора и отвесной линией в данной точке. Различия между геодезическими, нормальными сферическими и астрономическими координатами невелико – не более нескольких угловых минут. Поэтому, когда различие между этими системами координат не играет роли, их объединяют общим названием *географических координат*.

Кроме особо оговоренных случаев, в данном учебном пособии будем принимать Землю за сферу и в качестве географических использовать сферические широту и долготу.

Длина дуги большого круга (в частности экватора и меридиана) протяженностью в 1° в среднем равна 111,2 км. Именно в среднем, потому, что на самом деле меридиан является не окружностью, а эллипсом и длина дуги в 1° различна на разных широтах. Соответственно, длина дуги в одну минуту составляет в среднем 1,853 км, а секунды – около 31 м.

Длина параллели, которая является не большим, а малым кругом, уменьшается по мере приближения к полюсу, т.е. с увеличением широты. Длина дуги в 1° на параллели с широтой φ составляет $111,2 \cos \varphi$.

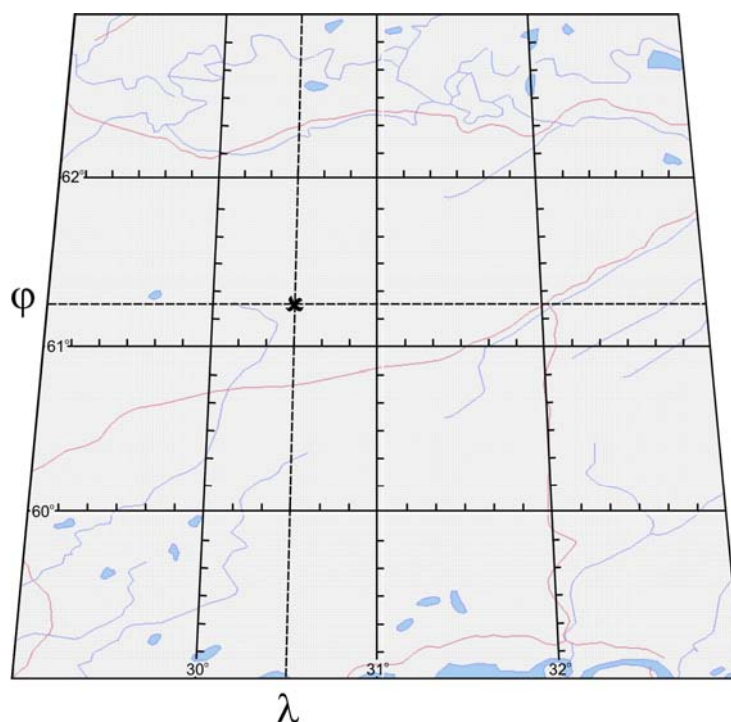


Рис.2.6. Определение широты и долготы по карте

Расстояния на земной поверхности измеряются в метрах, километрах, а за рубежом часто и в морских милях (nautical miles, NM). Величина морской мили соответствует средней длине одной минуты меридиана. В морской и воздушной навигации принято *фиксированное значение длины морской мили (м.мили)* – 1852 м. Ведь единица измерения не должна быть разной на различных широтах.

Высоты измеряются в метрах, за рубежом часто в футах.

1 м.миля = 1,852 км; S км = 1,852 S м.миль.

1 м = 3,2808 фт; H фт = 3,2808 H м.

2.3. Ортодромия и локсодромия

Ортодромией (Great Circle) в навигации называют дугу большого круга, проходящую через две заданные точки. Ортодромия в навигации имеет очень большое значение, поскольку на сфере она играет такую же роль, как прямая линия – на плоскости. *Ортодромия является линией кратчайшего расстояния между двумя точками на поверхности сферы.* Попасть из одного пункта в другой более коротким путем можно только прокопав между ними тоннель под землей, то есть, выйдя за пределы поверхности сферы.

Если на глобусе натянуть нитку между двумя точками, то она как раз ляжет по ортодромии.

Меридианы и экватор являются частными случаями ортодромии. Через любые две точки, не лежащие на противоположных концах одного и того же диаметра сферы, можно провести только одну ортодромию.

Ортодромия в общем случае пересекает меридианы под разными углами, называемыми путевыми углами ортодромии (β). Исключениями являются экватор и, конечно, сами меридианы.

Зная сферические координаты пунктов, можно рассчитать путевой угол и длину ортодромии по формулам сферической тригонометрии.

Путевой угол β_1 ортодромии, проходящей из первой точки (φ_1, λ_1) во вторую (φ_2, λ_2), и измеренный относительно меридиана первой точки можно определить с помощью формулы

$$\operatorname{ctg} \beta_1 = \operatorname{tg} \varphi_2 \cos \varphi_1 \cos ec(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \varphi_1 \operatorname{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (2.1)$$

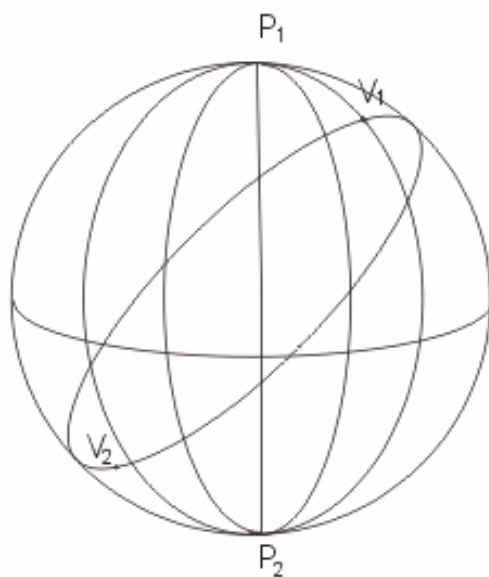


Рис.2.7. Ортодромия

Длина ортодромии S рассчитывается с помощью соотношения:

$$\cos S = \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 \cos(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (2.2)$$

Величина S будет выражена калькулятором, разумеется, в угловой мере (в градусах или радианах). Это угол между направлениями на первую и вторую точки из центра сферы. Для перевода S из угловой меры в линейную можно поступить одним из двух способов. Если S выражена в градусах, перевести в угловые минуты (с учетом того, что градус содержит 60'). и умножить на среднюю длину одной минуты (1,853 км).

Если S выражена в радианах, можно просто умножить на радиус земной сферы.

Выдающийся русский ученый В.В.Каврайский показал, что при замене земного эллипсоида сферой целесообразно принять радиус сферы равным 6372,9 км (так называемая сфера Каврайского), при этом геодезические широты B необходимо пересчитать в сферические φ по формуле

$$\varphi = B - 8,6' \sin 2B. \quad (2.3)$$

Тогда по приведенным выше формулам можно рассчитать путевой угол ортодромии с погрешностью не более 0.1° , а расстояние с относительной погрешностью не более 0,08% от самого расстояния.

Локсодромией (Rumb Line) называется кривая, пересекающая меридианы под постоянным углом.

Локсодромия как линия пути появилась сначала в морской навигации, потому, что с помощью самого древнего вида компаса — магнитного — измеряется и выдерживается курс относительно текущего меридиана, на котором в данный момент находится корабль или самолет. Поэтому, при выдерживании постоянного курса и происходит движение по локсодромии.

В общем случае, при произвольном путевом угле, локсодромия имеет вид спирали, «наматывающейся» на полюса, но никогда их не достигающей (рис. 2.8). В частных случаях, когда она совпадает с меридианом или параллелью (в том числе, с экватором) локсодромия превращается в окружность. Экватор и меридианы являются частными случаями как локсодромии, так и ортодромии.

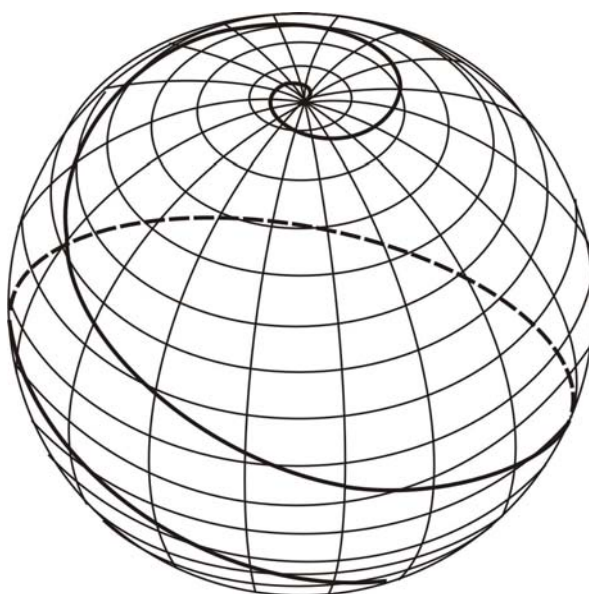


Рис. 2.8. Общий вид локсодромии

Разумеется, никто не летает по ортодромии вокруг всего земного шара, а по локсодромии не пытается прилететь на полюс. В навигации идет речь, как правило, о небольших отрезках этих кривых (максимум до нескольких сотен километров) между двумя пунктами маршрута. Также полезно запомнить, что локсодромия всегда проходит ближе к экватору, чем ортодромия, то есть, выгнута в его сторону.

Путевой угол ортодромии в каждой точке маршрута разный, а у локсодромии, разумеется, одинаковый. Можно заметить, что примерно посередине участка путевые углы ортодромии и локсодромии совпадают, так как эти линии идут параллельно друг другу. Этот факт может быть использован при определении локсодромического путевого угла на карте.

ЛЗП задается в виде ортодромии, поэтому при полете по локсодромии ВС заведомо уклоняется от ЛЗП и на участках даже не очень большой протяженности может из-за этого оказаться за пределами ширины трассы.

Локсодромия, конечно, длиннее ортодромии, но при обычной протяженности участков не настолько, чтобы это играло существенную роль для навигации.

2.4. Угол схождения меридианов

Значение угла схождения меридианов $\delta_{сх}$ в навигации очень велико, поскольку он используется при решении различных задач, связанных как с применением курсовых приборов, так и с определением МС с помощью угломерных радионавигационных систем.

Название этой величины может ввести в заблуждение. Складывается впечатление, что, поскольку все меридианы сходятся у полюсов, то углы между ними в полюсе и есть $\delta_{сх}$. На самом деле эти углы, не что иное как разность долгот этих меридианов, а углом схождения меридианов называется другая величина.

Углом схождения меридианов $\delta_{сх}$ в двух точках на земной поверхности называется разность путевых углов ортодромии, проходящей через эти точки.

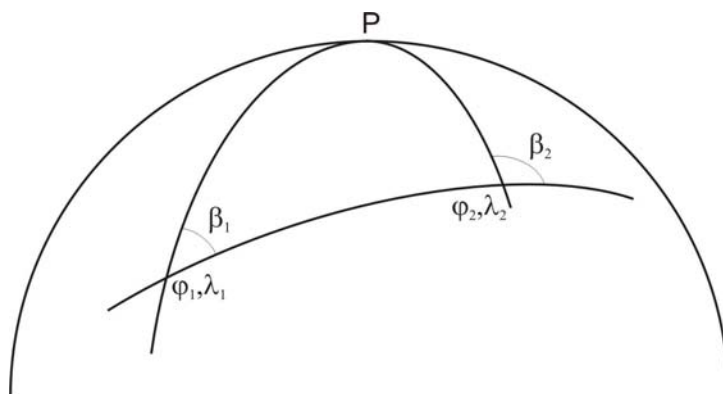


Рис. 2.9. Путевые углы ортодромии

Если известны путевые углы ортодромии в обеих точках, то рассчитать δ_{cx} очень просто исходя из приведенного определения:

$$\delta_{cx} = \beta_2 - \beta_1.$$

Но при решении многих задач часто сами путевые углы не нужны, а нужна только их разность δ_{cx} . Зная координаты пунктов, ее можно рассчитать по формуле

$$\delta_{cx} \approx (\lambda_2 - \lambda_1) \sin \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2} = (\lambda_2 - \lambda_1) \sin \varphi_{cp}, \quad (2.4)$$

Для расстояний, не превышающих нескольких сотен километров, можно пользоваться формулой, которая хотя и является приближенной, но обеспечивает вполне достаточную для практики точность.

Как следует из приведенных формул, δ_{cx} имеет знак. В северном полушарии, когда вторая точка восточнее первой, он положителен. Если же, наоборот, ортодромия идет на запад, то отрицателен. В южном полушарии картина обратная, поскольку широта имеет отрицательный знак.

Угол схождения меридианов равен нулю, если обе точки находятся на одном меридиане, или обе на экваторе, или их средняя широта равна нулю.

По-английски рассмотренный угол схождения меридианов называется earth convergence или просто convergence. Следует иметь в виду, что на карте угол меридианами (chart convergence) может быть другим по величине в зависимости от вида проекции карты.

2.5. Задание траектории полета

Полеты ВС выполняются не произвольно, а по заданным траекториям. Эти траектории могут быть установлены заранее и опубликованы в документах аэронавигационной информации, либо оперативно заданы диспетчером ОВД в полете.

Заданная траектория полета является пространственной линией. Она задается отдельно в горизонтальной плоскости в виде маршрута полета и в вертикальной плоскости в виде профиля полета.

Маршрут полета (route) – это ЛЗП, заданная с помощью опорных точек, над которыми должно пролететь ВС.

Точка, в которой начинается маршрут, называется *исходным пунктом маршрута* (ИПМ), в которой заканчивается – *конечным пунктом маршрута* (КПМ), а все остальные – *поворотными пунктами маршрута* (ППМ).

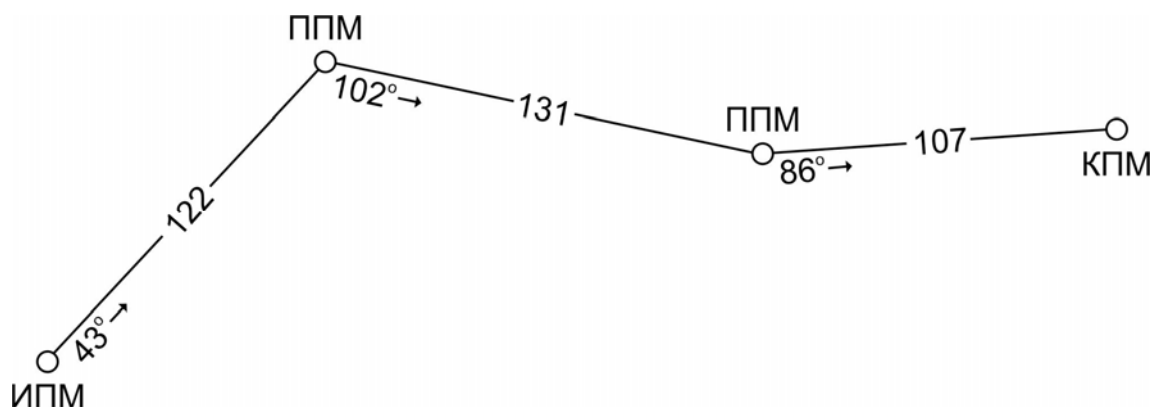


Рис. 2.10. Маршрут полета

Иногда ППМ называют просто пунктами маршрута (ПМ), а при использовании зональной навигации применяется термин «точка пути» (WP, waypoint).

ЛЗП между двумя смежными пунктами маршрута является ортодромией. Каждая такая ортодромия со своим начальным и конечным пунктом маршрута называется *участком маршрута*.

Пункты маршрута на картах обозначаются кружочками, но иногда они могут обозначаться треугольниками или звездочками в зависимости от назначения карты и вида маршрута.

Любой ППМ является концом одного участка и началом другого, то есть лежит на обеих ЛЗП. ВС, как правило, выполняют полеты с большими скоростями и не могут мгновенно развернуться над ППМ и продолжать следовать по ЛЗП следующего участка. В связи с этим различают поворотные пункты флай-бай (fly-by) и флай-овер (fly-over). Если пункт флай-овер, то разворот начинается при пролете ППМ, а после его завершения ВС должно вписаться в ЛЗП следующего участка. Если точка флай-бай, то разворот должен быть начат до пролета точки, с тем, чтобы после его завершения самолет как раз оказался на новой ЛЗП. В этом случае ВС на самом ППМ фактически не пролетает.

В России при полетах вне района аэродрома, как правило, используются точки флай-бай, а на аэродромных схемах могут использоваться точки обоих видов.

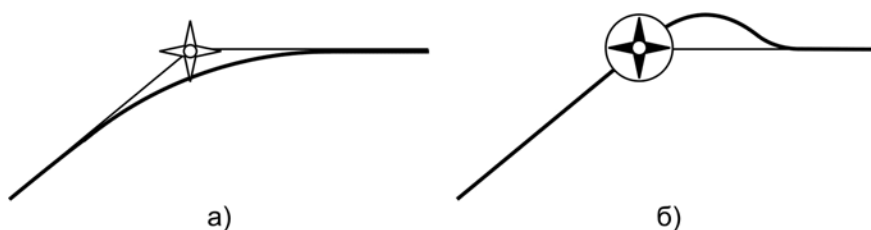


Рис. 2.11. Точки флай-бай (а) и флай-овер (б)

Необходимо обратить внимание, что маршрут – это линия именно *заданного* пути, над которой *должно* пролететь ВС. Называть маршрутом, как это делается в обыденной жизни, линию *фактического* пути, по которой ВС летит на самом деле, неправильно.

К сожалению, из-за погрешностей навигационных средств, воздействия внешней среды и других факторов ЛФП никогда точно не совпадает с ЛЗП. Поэтому для обеспечения безопасного полета ВС выделяется не просто *линия* заданного пути (ЛЗП), а *коридор* воздушном пространстве, называемый *воздушной трассой* (ВТ) и оборудованный средствами навигации (рис.2.12). По оси этого коридора проходит ЛЗП, а ширина его в России составляет, как правило, 10 км (вправо и влево от ЛЗП по 5 км).

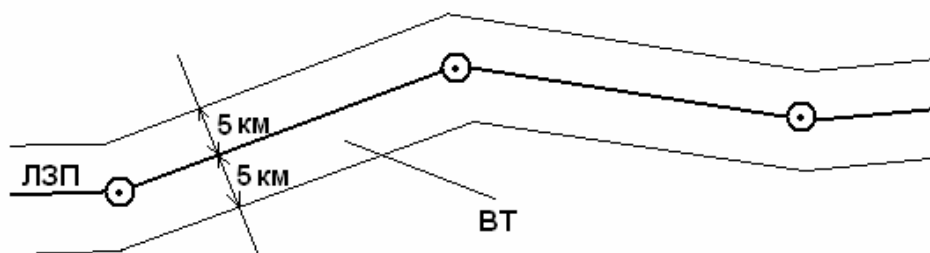


Рис.2.12. Воздушная трасса шириной 10 км

По-английски воздушная трасса - airway.

Для полетов на малых высотах устанавливают аналогичные, но более узкие коридоры, называемые местными воздушными линиями. Воздушные трассы и местные воздушные линии устанавливаются органами организации воздушного движения и публикуются в документах аэронавигационной информации. Для выполнения полетов вне сети воздушных трасс и местных воздушных линий экипаж может выбрать и согласовать с органами ОВД специальный установленный маршрут для выполнения данного полета.

Заданный профиль полета – проекция заданной траектории на вертикальную плоскость, проходящую через развернутый в прямую линию маршрут полета.

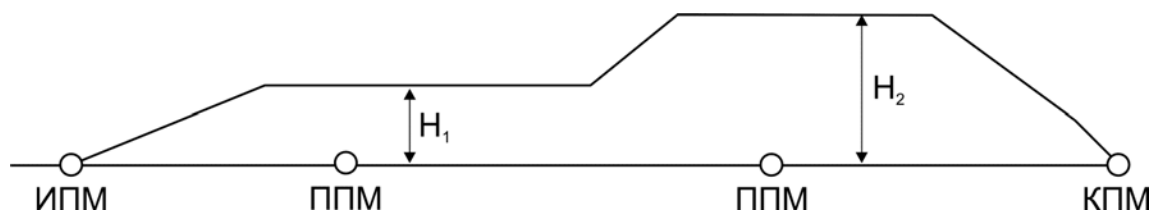


Рис. 2.13. Профиль полета

Профиль полета задается указанием, на какой высоте необходимо пролететь тот или иной пункт маршрута. Изображается профиль полета, как правило, на схемах захода на посадку в документах аэронавигационной информации.

2.6. Системы координат, применяемые в навигации

Пространство вообще является трехмерным и, конечно, система координат должна включать в себя три перпендикулярных оси. Одна из этих осей – вертикальная – является осью высот. Измерение и порядок отсчета высот будут рассмотрены ниже. В данном вопросе речь будет идти о горизонтальных координатах, характеризующих местоположение точки (МС, ППМ и т.п.) на земной поверхности.

1. Географическая система координат.

Системы координат, относящиеся к этому виду (нормальные сферические, геодезические и астрономические), уже рассмотрены выше. Достоинством таких систем является то, что они являются едиными для всей Земли: координаты точки однозначно определяют ее местоположение. Но они неудобны для определения местоположения ВС относительно заданной траектории. Например, зная широту и долготу, невозможно сразу сказать, находится ВС на ЛЗП или уклонилось от нее.

2. Ортодромические системы координат.

Ортодромические системы (grid systems) являются обобщающим случаем сферических координат. Вместо «настоящих» меридианов и параллелей, как в географических системах, используются меридианы и параллели условные, наиболее удобно расположенные относительно маршрута полета.

В ортодромических системах осями являются две ортодромии, перпендикулярные друг другу в начале системы координат. В зависимости от того, как направлены эти оси и где расположено начало системы координат, различают две их группы.

а) Главноортодромические.

Начало обычно размещается в ИПМ, а одну из осей, называемую *главной ортодромией*, направляют вдоль маршрута. Например, так, чтобы она проходила и через КПМ, либо вблизи всех ППМ. Главная ортодромия является экватором такой условной сферической системы координат. Вторая ось направляется вправо от направления полета.

Координаты могут быть выражены как в линейной мере (в километрах), так и в угловой мере, аналогично широте и долготе.

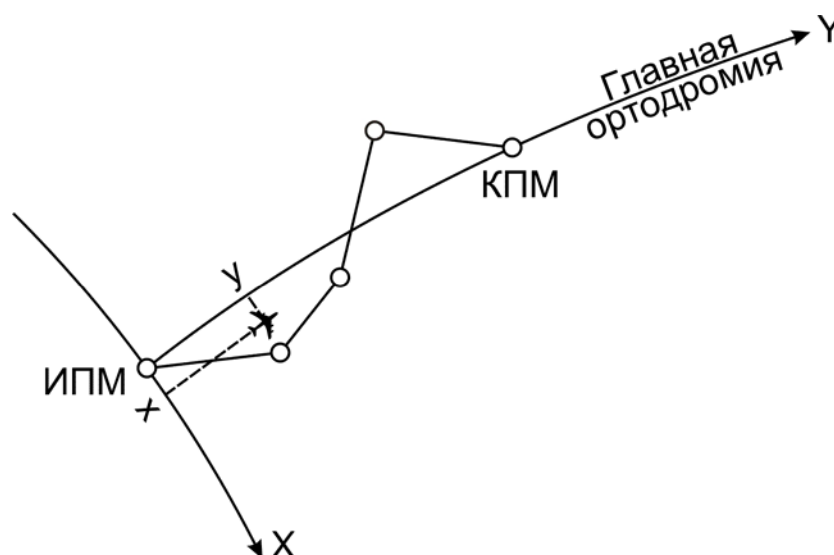


Рис. 2.14. Главноортодромическая система координат.

Преимущество главноортодромической системы состоит в том, что она используется одна на весь маршрут. Можно заранее рассчитать в этой системе координаты ППМ и близко расположенных радиомаяков, определять МС. Недостаток же ее заключается в том, что по значениям координат, например X и Y , невозможно судить непосредственно о расположении ВС относительно ЛЗП. Даже при точном следовании по маршруту обе координаты будут изменяться, поскольку маршрут имеет изломы и участки маршрута, как правило, не совпадают ни с одной из осей. Вместе с тем, такие системы координат применяются в пилотажно-навигационных комплексах некоторых типов ВС. Система координат такого типа может использоваться и при внемаршрутных полетах, когда полеты выполняются в ограниченном районе, например, при выполнении авиационных работ. В этом случае начало системы координат располагают в одной из точек этого района (например, на аэродроме вылета), а оси направляют по меридиану и перпендикулярно к нему (по касательной к параллели).

б) *Частноортодромическая система координат..*

Эта система координат для каждого участка маршрута своя. Одна из осей (ось S) направляется по ЛЗП данного участка в направлении полета, а вторая ось (ось Z) – вправо от нее.

В зависимости от того, где расположено начало системы координат, различаются два варианта таких систем.

В первом случае начало системы координат, то есть точка, где обе координаты равны нулю, располагается в начальном ППМ данного участка маршрута, то есть в том ППМ, от которого летит ВС (рис.2.15,а).

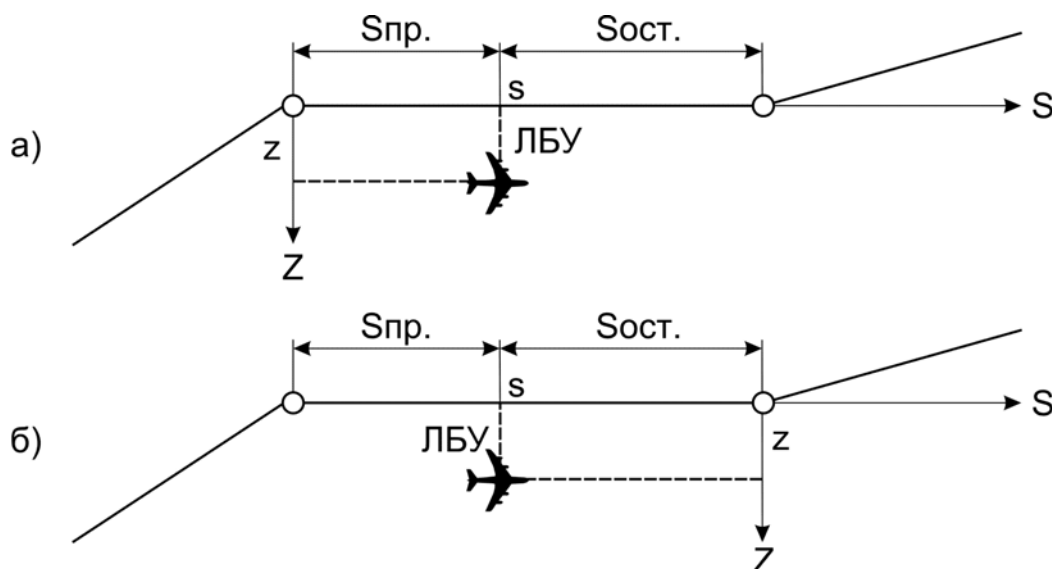


Рис. 2.15. Два варианта частноортодромических систем координат

В этом случае координата Z совпадает с *линейным боковым отклонением* (ЛБУ), а координата S – с пройденным от ППМ расстоянием.

ЛБУ – это расстояние от МС до ЛЗП, измеренное, разумеется по перпендикуляру к ЛЗП. Измеряется ЛБУ в километрах и считается положительным при отклонении вправо и отрицательным при отклонении влево, то есть знак ЛБУ соответствует знаку координаты Z . ЛБУ соответствует английский термин *cross-track error*, сокращенно обозначаемый как ХТЕ..

Пройденным расстоянием $S_{пр}$ называется расстояние между ППМ, от которого летит ВС, и проекцией МС на ЛЗП, то есть основанием упомянутого выше перпендикуляра. Обратите внимание, что $S_{пр}$ измеряется вдоль ЛЗП и вовсе не является длиной пути ВС от ППМ до текущего МС. Если ВС развернется в середине участка и вернется в ППМ, $S_{пр}$ будет равно нулю, независимо от того, какое расстояние пролетело ВС.

Такой выбор системы координат удобен для экипажа. Если он знает Z и S , то он знает, насколько ВС уклонилось от ЛЗП и насколько он удалился от ППМ. Зная длину участка маршрута, легко определить и *оставшееся расстояние* $S_{ост}$. Очевидно, что для точного следования по ЛЗП необходимо стремиться выдерживать $Z=0$.

Во втором случае (рис.2.15, б) начало системы координат находится в конечном ППМ участка на котором летит ВС. Координата Z по-прежнему соответствует ЛБУ, а координата S является отрицательной и равной по абсолютной величине оставшемуся расстоянию. Это тоже удобно. При выполнении полета S , оставаясь, отрицательной, увеличивается, то есть уменьшается по абсолютной величине. Момент, когда S станет равной нулю, будет соответствовать пролету ППМ.

Существуют такие автоматизированные навигационные системы, выдающие экипажу S и Z , в которых сам экипаж может выбрать, какой вариант расположения начала системы частноортодромических координат будет использоваться. Но большинство современных ВС оборудовано системами, в которых однозначно предусмотрен второй из рассмотренных вариантов.

3. Полярная система координат.

Полярные координаты объекта (самолета, радиостанции, ориентира и т.д.) определяются относительно какой-либо заранее оговоренной или подразумеваемой точки (как бы полюса этой системы координат). Этой точкой обычно бывает радиомаяк или самолет. Разумеется, нельзя говорить о полярных координатах радиомаяка относительно самого радиомаяка или о координатах самолета относительно самого себя. Поэтому, когда говорят о полярных координатах ВС, начало координат подразумевается в другой точке (обычно, радиомаяке), и наоборот, полярные координаты радиомаяка могут быть указаны относительно самолета.

Координатами в полярной системе являются *пеленг* (*bearing*) и *дальность* (*distance*).

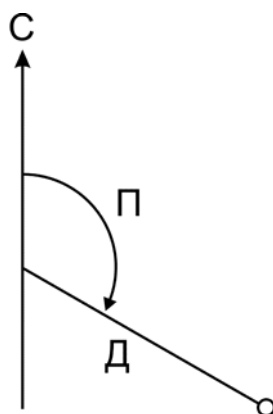


Рис. 2.16. Полярная система координат

Дальность D – расстояние от начала системы координат до объекта (точки). Различают *дальность наклонную* L (или НД), измеренную по прямой от радиомаяка до рассматриваемой точки (например, до ПМС), и *горизонтальную* D (или ГД), от радиомаяка до точки на земной поверхности под самолетом, то есть до МС. Наклонная дальность всегда больше горизонтальной, а совпадает с ней, когда рассматриваемая точка (например, самолет) находится на поверхности земли. Наклонная дальность непосредственно измеряется радионавигационными системами. Горизонтальная дальность используется для определения МС на карте.

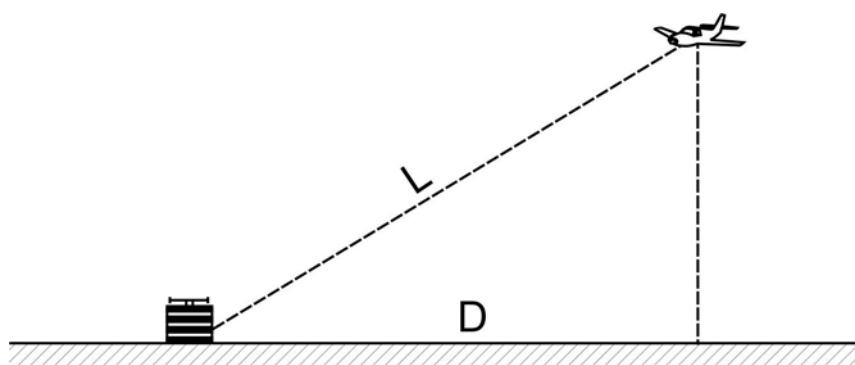


Рис. 2.17. Наклонная и горизонтальная дальности

Пеленг (П) – угол в горизонтальной плоскости между направлением, принятым за начало отсчета и направлением на объект. Отсчитывается по часовой стрелке и измеряется от 0° до 360° . Если объект находится к северу, его пеленг 0° , если к востоку – 90° , к югу 180° , а к западу 270° .

Часто вместо специфического навигационного термина «пеленг» используется общепринятое (например, в географии) слово «азимут». Это одно и то же.

2.7. Определение направлений

Определение и оперирование направлениями играет в навигации очень большую роль. Пеленги, путевые углы, курсы – все это *направления (directions)*, поэтому очень важно не только знать определения этих понятий, но и представлять их образно (наглядно), уметь оперировать ими, то есть переходить от одних направлений к другим.

Целесообразно представлять себе направление не как угол в общепринятом геометрическом смысле (фигура из двух сторон и угол между ними), а как именно «направление» – некоторый луч, направленный в пространстве в какую-либо сторону и не обязательно привязанный к какой-либо точке (началу координат).

Два направления считаются одинаковыми (совпадающими) если определяющие их лучи параллельны и направлены в одну сторону. Если лучи параллельны, но направлены в противоположные стороны, направления называют обратными (противоположными). Например, на рис. 2.18 векторы А и В имеют одинаковые направления, а А и С – противоположные. Можно также ввести условно договоренность, что некоторое направление D *больше* направления Е в том случае, если вектор Е для совмещения с D нужно поворачивать *по часовой стрелке*. Естественно, речь идет о повороте в ту сторону, в которую этот поворот будет короче. Короче говоря, какое направление «правее», то есть «более по часовой стрелке», то и больше. Например, на том же рисунке $D > E > B$, $C > D$.

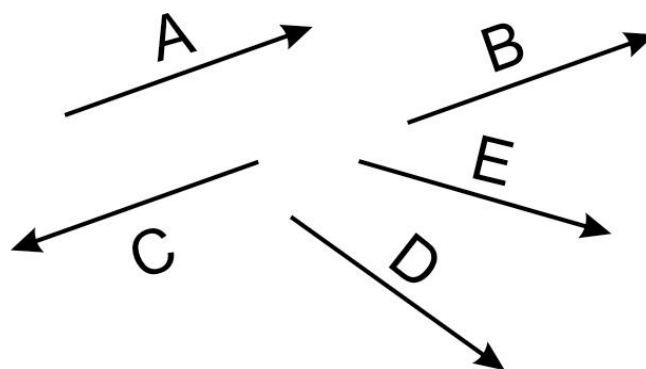


Рис. 2.18. Направления

Для *количественного* выражения направлений необходимо ввести какое-либо *направление начала отсчета* и измерять направление углом, между этим опорным направлением и данным. В навигации по традиции углы отсчитываются *по часовой стрелке* от опорного направления и измеряются от 0° до 360° (см. выше определение пеленга). Отметим следующие достаточно очевидные факты.

1) Два одинаковых направления имеют одинаковую числовую меру независимо от того, от какого опорного направления они отсчитываются – лишь бы от одного и того же. Так на рис.2.19 направления A и B имеют одинаковую численную меру (выражаются одинаковыми углами), если их отсчитывать как от опорного направления C_1 , так и от C_2 .

2) Если к какому либо направлению прибавить или вычесть из него 360° , само *направление от этого не изменится* - куда в пространстве было направлено, туда и осталось. Изменилось лишь численное выражение этого угла. Это все равно, что измерять температуру по Цельсию или по Фаренгейту – количество градусов разное, а сама температура та же самая, ни теплее, ни холоднее.

Поскольку в полной окружности 360° , то и направление 30° , и 390° , и 750° ($750=360 \cdot 2 + 30$) – это одно и то же направление. Разумеется, нет смысла оперировать значениями, превышающими 360° , и, если такое значение получилось в процессе расчетов, необходимо его «нормировать» – перейти в диапазон $0-360^\circ$.

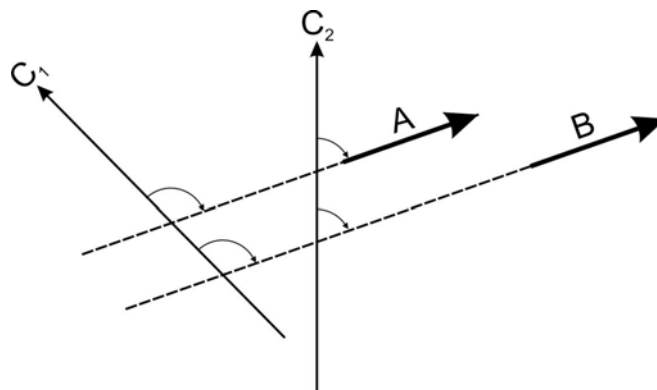


Рис.2.19. Направления начала отсчета

3) Иногда удобно для практических расчетов оперировать и отрицательными углами. В этом случае угол, отсчитываемый по часовой стрелке, считается положительным, а против часовой стрелки – отрицательным. Одно и то же направление может быть выражено как положительное (отсчитываемое по часовой стрелке), так и отрицательное (отсчитываемое против часовой стрелки), как показано на рис. 2.20 . Понятно, что сумма абсолютных величин численных значений этих направлений составляет 360° . Например, $+120^\circ$ - это то же самое, что -240° , а $-37^\circ = +323^\circ$. Необходимо легко и быстро уметь переходить от положительных значений к отрицательным и обратно, поскольку это существенно упрощает выполнение многих навигационных расчетов.

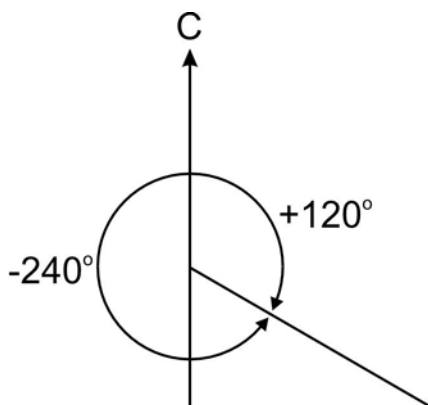


Рис.2.20. Положительный и отрицательный отсчет направлений

4) Численное выражение обратного (противоположного) направления отличается от исходного на 180° . По существу безразлично, прибавить или вычесть 180° . Просто при не очень удачном выборе одного из этих двух вариантов может получиться отрицательное значение, которое при необходимости можно выразить положительным значением, или значение, превышающее 360° которое затем можно «нормировать».

Например, если имеется направление 146° и необходимо найти обратное, то получим

$$146 + 180 = 326.$$

Если бы мы вместо того, что бы прибавить 180, неудачно вычли это же число, то получили бы

$$146 - 180 = -34.$$

Но направление -34 это то же направление, что и 326. ($-34 + 360 = 326$).

В другом примере, если бы мы захотели получить направление, обратное направлению 250° и неудачно прибавили 180, то получили бы:

$$250 + 180 = 430.$$

После нормирования получим $430 - 360 = 70$. Этот результат получили бы сразу, если бы не прибавили, а вычли 180.

$$250-180=70.$$

Обратите внимания: если к направлению прибавить или вычесть 180, получаем другое направление в пространстве, противоположное исходному.

Полезно иметь в виду и такой очевидный факт, что если некоторое направление дважды развернуть на 180° , получим то же самое исходное направление.

Очень важно научиться быстро в уме находить обратные направления. Конечно, на первых порах при выполнении этой операции человек выполняет арифметическое действие прибавления или вычитания, то есть считает в уме. Но практика показывает, что после некоторой тренировки человек просто запоминает, какое направление какому обратному соответствует. Так зачем считать каждый раз одно и то же, если потом все равно результаты сами собой запомнятся? Не лучше ли их выучить с самого начала? Тем более, что запоминать-то надо не так и много. Ведь можно обратить внимание, что после прибавления или вычитания 180° , последняя цифра угла не изменяется: $317-180=137$, $34+180=214$ и т.д.

Следовательно, необходимо запомнить только *пары десятков* градусов.

0 – 180, 10 – 190, 20 – 200, 160 – 340, 170 – 350.

Но и из этих пар, некоторые наверняка уже запомнены: 0 – 180, 90 – 270. Таким образом, запомнить, оказывается, нужно всего 16 пар.

Поэтому опытный пилот или штурман переводит направления в противоположные следующим образом.

Дано 295° . В паре с 290° состоит 110° (это уже выучено), последняя цифра не изменяется, значит обратное направление 115° .

Перечисленные рекомендации позволяют существенно упростить многие навигационные расчеты. Например, необходимо вычислить сумму двух направлений: $236^\circ+353^\circ$. «Прямой» математический расчет дает $236+353=589$. Приходится нормировать: $589-360=229$.

Но можно сосчитать и по-другому, выразив один из углов как отрицательный ($353=-7$). Получим

$$236+(-7)=229.$$

Результат тот же, но не пришлось оперировать большими числами.

Еще пример: $198^\circ+264^\circ$. Прямым расчетом получаем $198+264=462=462-360=102$.

Это же можно сосчитать так: *каждое* из слагаемых развернем на 180° – сумма (результатирующее направление) от этого не изменится, так как мы к ней просто прибавили (или вычли) 360, дважды развернувшись в обратную сторону. Тогда легко получим $18+84=102$.

2.8. Магнитное склонение и правило учета поправок

В навигации в качестве начала отсчета выбирают различные направления. В географии, как и во многих других науках, азимут (пеленг) отсчитывают от северного направления географического меридиана. В навигации любой географический меридиан (дугу большого круга проходящую через полюсы) называют *истинным меридианом*, а измеренные от него направления истинными. Например, истинный пеленг самолета (ИПС), истинный курс (ИК) и т.д. Поэтому определение ИПС можно дать такое.

Истинный пеленг самолета – это угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана и направлением на самолет.

В этом определении о «северном направлении» упоминается потому, что в любой точке (кроме полюсов) меридиан направлен как в сторону северного полюса, так и в сторону южного. Начало полярной системы координат, то есть от какой точки берется направление на самолет, здесь не упоминается, но подразумевается в каждом конкретном случае. Так, если ИПС получен с помощью наземного радиомаяка, то подразумевается направление на самолет от этого радиомаяка.

Очень часто в навигации в качестве начала отсчета используется северное *направление магнитного меридиана*. Дело в том, что одним из древнейших навигационных приборов является магнитный компас, поэтому полученные с его помощью направления называются магнитными.

За северное направление магнитного меридиана в данной точке принимается направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли в данной точке. Это направление не совпадает с направлением истинного меридиана, поскольку магнитное поле Земли неравномерно.

Магнитное склонение ΔM – угол, заключенный между северным направлением истинного и магнитного меридианов в данной точке. Оно отсчитывается от истинного меридиана к востоку со знаком плюс, а к западу – с минусом.

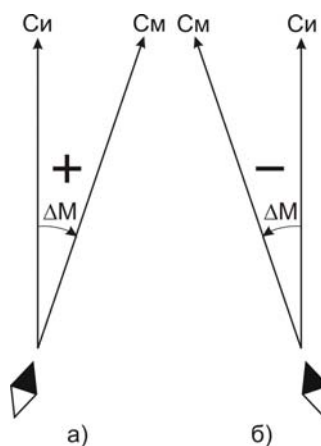


Рис. 2.21. Магнитное склонение

На английском языке для истинных величин используется прилагательное true, а для магнитных – magnetic. Например, true bearing. Магнитное склонение – magnetic variation или просто variation.

В различных точках Земли ΔM разное и может меняться от -180° до $+180^\circ$. Правда, очень большие значения наблюдаются, как правило, лишь в районе магнитных и географических полюсов.

Определить величину ΔM в любой точке можно с помощью аэронавигационных карт на которых нанесены линии, соединяющие точки с одинаковым магнитным склонением – *изогоны*. На аэронавигационных картах изогоны наносят пунктиром красного цвета, а на радионавигационных (маршрутных) – голубого.

Для того, чтобы узнать магнитное склонение в интересующем месте, нужно найти ближайшую к нему изогону. В районах магнитных аномалий (например, Курская магнитная аномалия) ΔM может значительно меняться на коротких расстояниях. В этом случае на картах, предназначенных для полетов на небольших высотах, в данном районе изогоны не проводят, а просто указывают, что это район аномалии и в каком диапазоне здесь может меняться ΔM . На высотах более 3000...5000 м аномалии уже не сказываются.

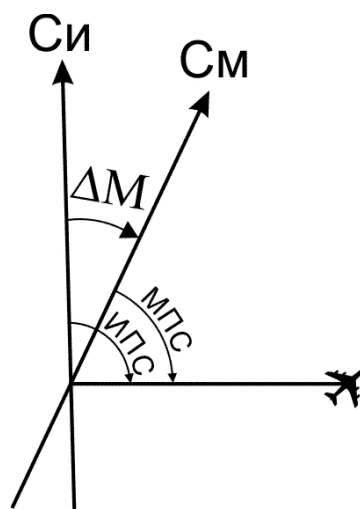


Рис. 2.22. Истинный и магнитный пеленги самолета

Если измерять одно и то же направление от истинного или магнитного меридиана, их численные выражения будут различными и отличаться на величину ΔM . Пилот и штурман должен безошибочно уметь переходить от одной системы отсчета к другой. Из рис. 2.22 (на этом рисунке ΔM изображено положительным) магнитный пеленг самолета (МПС) может быть найден по ИПС, и наоборот.

$$\begin{aligned} \text{МПС} &= \text{ИПС} - \Delta M \\ \text{ИПС} &= \text{МПС} + \Delta M \end{aligned}$$

Эти же формулы останутся справедливыми и в том случае, если ΔM отрицательно. Разумеется, в этом случае нужно пользоваться общепринятыми правилами математики (плюс на минус дает минус, минус на минус дает плюс и т.д.). Например,

$$\text{ИПС}=219^\circ, \Delta M=-5^\circ, \text{МПС}=219-(-5)=224.$$

Вообще, все величины, которые имеют знак (в том числе ΔM) в навигации *принято записывать со знаком, то есть плюс не пропускается*. Неправильно писать $\Delta M=5$, а правильно $\Delta M=+5$. Это как бы подтверждает, что знак именно плюс, а не что его, возможно, забыли написать.

В некоторых учебниках, чтобы напомнить о наличии знака у величины и необходимости его учета, эти же формулы записывают, например, так

$$\text{ИПС}=\text{МПС}+(\pm \Delta M).$$

Возможно, такая форма записи привилась с тех времен, когда летчиков для Красной Армии готовили из лиц с образованием семь классов. Сейчас, когда все имеют среднее образование и проходили в школе алгебру, напоминать о наличии у величины собственного знака явно излишне.

Таким образом, при переходе от МПС к ИПС магнитное склонение нужно прибавить, а при переходе от ИПС к МПС – вычесть. Разумеется, это правило справедливо и тогда, когда рассматривается не пеленг, а какое-либо другое направление – курс, путевой угол и т.п. Запомнить это правило, конечно, нетрудно, а если забыл – легко вспомнить, нарисовав что-то наподобие рис. 2.22 и выявив соотношения между направлениями, измеряемыми от истинного и магнитного меридианов.

Однако дело осложняется тем, что в качестве направлений начала отсчета используются и другие направления, называемые направлениями компасного, условного, опорного меридианов и т.д. Соответственно появляются и другие разновидности поправок, кроме ΔM , для перехода от одного меридиана к другому. И каждая из них может иметь свой знак. И здесь уже разобраться в «веере» меридианов не так и просто.

Вместе с тем переходить от меридиана к меридиану необходимо быстро и безошибочно. Для этого используется так называемое «*правило учета поправок в навигации*». Само слово «поправок» говорит о том, что мы используем их (поправки) для того чтобы «поправить» (уточнить, скорректировать) какое-либо неточное значение (обычно, показания прибора), чтобы получить более «истинное» (правильное, точное) значение. Может оказаться необходимым внести несколько поправок и не обязательно они связаны с неточностью приборов, а могут быть вызваны просто переходом от одного начала отсчета к другому (как в случае с ΔM).

После последовательного учета поправок измеренное (приборное) значение становится все более и более правильным, или, как говорят, более

«истинным». Правило учета поправок может быть сформулировано следующим образом.

При переходе от приборных величин к истинным поправки прибавляются, а при переходе от истинных к приборным – вычитаются.

Применительно к учету ΔM это правило может быть применено следующим образом. Магнитный меридиан как начало отсчета, конечно, является более «приборным», чем истинный. Поэтому при переходе от магнитных величин (пеленгов, курсов и т.п.) магнитное склонение необходимо прибавлять, а при переходе от истинных к магнитным – вычитать. Разумеется, прибавлять и вычитать с учетом собственного знака ΔM .

Сейчас, пока рассмотрена всего одна поправка (ΔM) полезность и удобство правила учета поправок не очевидны, но по мере того, как будут появляться новые виды поправок (и не только для угловых величин) «мощь» этого правила станет явной. Одно правило заменит десятки формул, предназначенных для перехода от одних величин к другим.

В англоязычных учебниках по навигации это правило приводится в следующем виде.

«Variation west – magnetic best. Variation east – magnetic least».

Дословно это означает: «Магнитное склонение западное – магнитный (курс, пеленг) лучше (в смысле – больше истинного). Магнитное склонение восточное – магнитный (курс, пеленг) наименьший (то есть, меньше истинного)».

2.9. Навигационные и пилотажные элементы

Пилотажные элементы. Навигация и пилотирование являются процессами управления движением ВС. Для того, чтобы описывать это движение используются величины, называемые навигационными и пилотажными элементами.

Пилотажные элементы – это скалярные величины, характеризующие угловое положение ВС в пространстве

Пространство трехмерно, поэтому ВС, как и любое тело, можно вращать вокруг трех перпендикулярных осей. Поэтому угловое положение ВС характеризуют три величины: крен, тангаж и курс (рис.2.23).

Крен (roll) χ – это угол между горизонтальной плоскостью и поперечной осью ВС.

Тангаж (pitch) – угол между горизонтальной плоскостью и продольной осью ВС. Если он положителен, «нос» ВС поднят вверх, а если отрицателен – вниз..

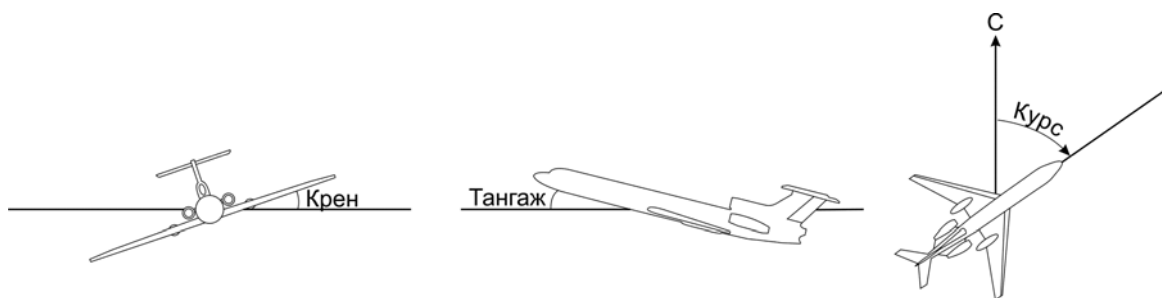


Рис. 2.23. Пилотажные элементы

Курс(heading) γ – угол в горизонтальной плоскости, заключенный между направлением, принятым за начало отсчета и проекцией на эту плоскость продольной оси ВС.

Если продольная ось ВС горизонтальна (тангаж равен нулю), то можно сказать проще, что курс – это угол, между направлением, принятым за начало отсчета и продольной осью самолета.

Измеряется курс, как и пеленг, по часовой стрелке от 0° до 360° . В качестве направления начала отсчета используется северное направление меридиана – истинного, магнитного или любого другого.

К пилотажным элементам можно отнести и производные перечисленных пилотажных элементов, то есть угловые скорости изменения крена, курса и тангажа, но они нам не понадобятся.

Навигационные элементы. *Навигационные элементы – скалярные величины, характеризующие положение и перемещение ВС в пространстве.* Соответственно они разделяются на навигационные элементы положения и навигационные элементы движения.

Навигационные элементы положения – это величины, которые показывают, в какой точке пространства находится ВС. Очевидно, что навигационные элементы положения это не что иное, как координаты ВС – в любой системе координат.

Навигационные элементы движения характеризуют, как перемещается ВС в пространстве. Это величины, описывающие скорость и ускорение ПМС. Правда, скорость и ускорение – величины векторные, то есть имеют модуль и направление. А ведь навигационные элементы в соответствии с приведенным определением должны являться скалярами. Однако, понятно, что вектор можно описать двумя скалярными величинами: модулем и углом, характеризующими его направление, либо компонентами (составляющими) вектора по осям координат.

Сами понятия движения и покоя относительны. Человек, летящий в самолете, относительно него неподвижен, а относительно земли движется. Точно так же и движение самолета можно рассматривать относительно воздушной массы, в которой выполняется полет и на которую ВС опирается, либо относительно Земли.

Скорость перемещения ВС относительно воздушной массы называется истинной воздушной скоростью (V_u). Иногда кратко ее называют просто истинной скоростью и обозначают просто V (если из-за этого не возникнет недоразумений, поскольку существуют и другие виды воздушных скоростей). По-английски эта скорость обозначается TAS (true airspeed).

Одним из навигационных элементов движения является модуль (абсолютная величина) этой скорости, который на большинстве этапов полета принято измерять в километрах в час, а при заходе на посадку – в метрах в секунду.

Другим навигационным элементом движения, связанным с этим вектором скорости, является угол, характеризующий его направление относительно меридиана. У самолетов истинная скорость направлена туда же, куда направлен вектор тяги двигателей (ведь именно из-за этой тяги самолет движется), то есть примерно по направлению продольной оси ВС.

На самом деле из-за несимметричности тяги направление истинной скорости не совсем совпадает с продольной осью ВС, составляя с ней угол, называемый *аэродинамическим углом сноса* (в аэродинамике используется термин «угол скольжения»). Но для самолетов этот угол на установившихся режимах полета мал и составляет доли градусов, поэтому в аэронавигации обычно не учитывается.

Другое дело для вертолетов. У них истинная скорость создается не непосредственно двигателями, а горизонтальной составляющей тяги несущего винта. Она может быть направлена в принципе в любую сторону – ведь вертолет может лететь и боком, и хвостом вперед. Даже в установившемся полете по маршруту вследствие особенностей аэродинамики вертолета аэродинамический угол сноса у вертолета может достигать значительных величин – до $4-5^\circ$, а при транспортировке груза на внешней подвеске и больших значений. В полете его необходимо определить и учитывать во всех навигационных расчетах.

Таким образом, можно считать, что вектор истинной воздушной скорости у *самолета* направлен по продольной оси самолета. Но это направление, измеренное относительно меридиана, есть не что иное, как курс самолета. Следовательно, курс является для самолета как пилотажным, так и навигационным элементом.

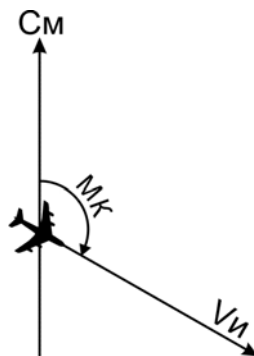


Рис. 2.24. Истинная воздушная скорость и магнитный курс

Перемещение самолета *относительно земли* характеризуется вектором полной скорости $W_{п.}$. В общем случае он направлен к горизонту под углом, называемым *углом наклона траектории* θ (vertical path angle).

Вектор полной скорости принято раскладывать на вертикальную и горизонтальную составляющие. Вертикальная составляющая называется *вертикальной скоростью* и обозначается V_v или V_y . Заметим, что вертикальное перемещение ВС относительно воздуха и относительно земли практически одинаково, если, конечно, самолет не попал в восходящий или нисходящий поток воздуха, что бывает не так часто.

На английском языке используются термины *rate of climb* (вертикальная скорость набора высоты) и *rate of descent* (вертикальная скорость снижения).

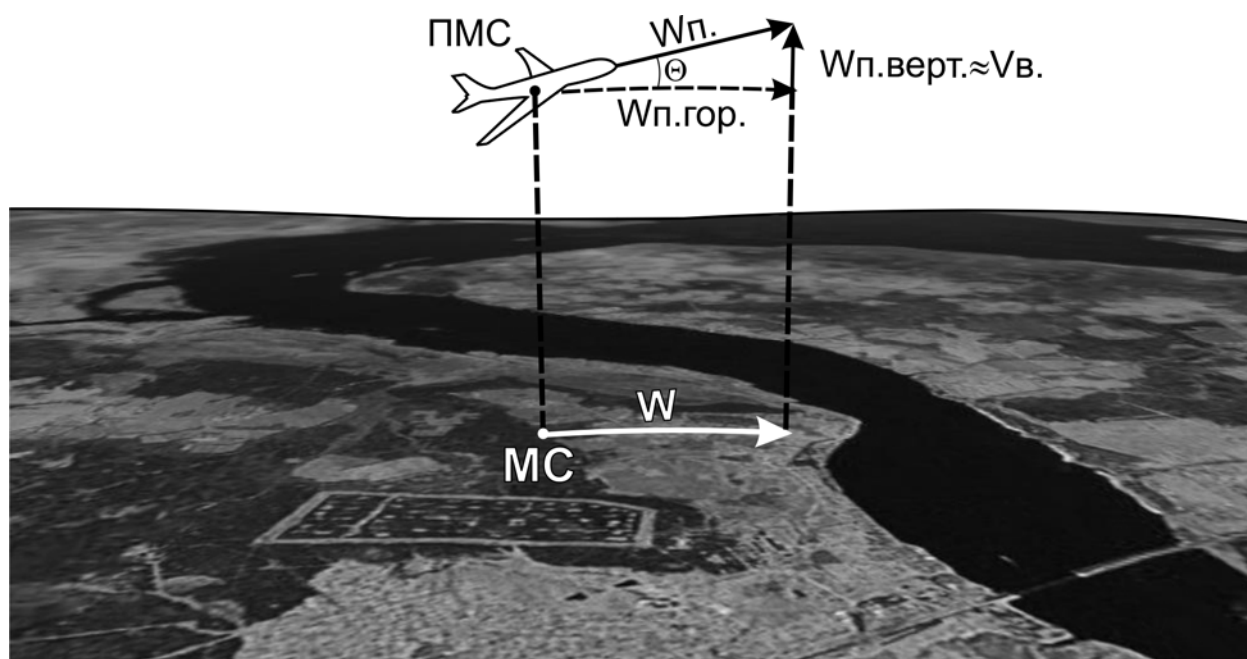


Рис.2.25. Полная, вертикальная и путевая скорости

Вертикальная скорость измеряется в метрах в секунду, а за рубежом иногда в футах в минуту ($1 \text{ м/с} = 197 \text{ ф/мин}$). Величина горизонтальной составляющей $W_{п.гор}$ практически совпадает с величиной полной скорости, поскольку для гражданских самолетов θ обычно не превышает $5-7^\circ$.

Для характеристики перемещения ВС относительно земли в горизонтальном направлении обычно используется скорость, называемая *путевой скоростью*.

Путевая скорость W (ground speed, GS) это скорость перемещения МС по земной поверхности.

Двигается в пространстве самолет (ПМС), соответственно перемещается и его проекция на земную поверхность (МС). Строго говоря, путевая скорость не совпадает с горизонтальной составляющей полной скорости $W_{п.гор}$ из-за кривизны Земли, поскольку МС перемещается по Земле, а ПМС –

на высоте. Но разница эта для всех высот, на которых выполняются полеты в авиации, совершенно незначительна и ею можно смело пренебречь. Можно считать, что путевая скорость это и есть скорость горизонтального движения ВС относительно Земли.

Направление вектора путевой скорости относительно меридиана называется фактическим путевым углом β_f (ФПУ). В зависимости от выбранного меридиана можно использовать фактический магнитный путевой угол (ФМПУ), фактический истинный путевой угол (ФИПУ) и другие его виды. Измеряются путевые углы, как и курсы и пеленги, по часовой стрелке от 0 до 360°.

По-английски ФПУ- это actual track angle, то есть дословно – угол фактической линии пути. На практике это выражение часто используют в сокращенном виде – actual track или просто track (ТК). Таким образом, слово track, обозначающее саму линию пути, может использоваться и в значении путевого угла, характеризующего направление этой линии пути.

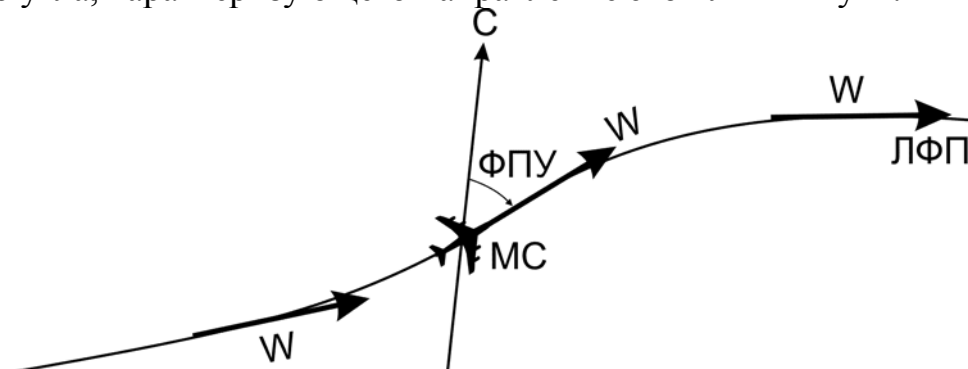


Рис. 2.26. Фактический путевой угол

Очевидно, что вектор путевой скорости W направлен по направлению ЛФП в данной точке (если ЛФП кривая, за ее направление принимается направление касательной к ней). Действительно, ведь за счет W место самолета и перемещается, описывая ЛФП. Поэтому ФПУ можно определить также как *угол, заключенный между северным направлением меридиана и направлением ЛФП в данной точке.*

2.10. Заданный путевой угол и условие полета по ЛЗП

ФПУ характеризует направление *фактического* перемещения ВС, куда он движется на самом деле. Но *должно* ВС перемещаться вдоль ЛЗП, значит по ней и должен быть направлен вектор путевой скорости. Поэтому можно ввести понятие *заданного* путевого угла.

Заданный путевой угол β_z (ЗПУ) – угол заключенный между северным направлением меридиана и линией заданного пути.

Он может отсчитываться от истинного (ЗИПУ), магнитного (ЗМПУ) меридианов или какого-либо другого направления, принятого за начало отсчета. Как и у других углов (пеленга, курса) диапазон его возможного изменения составляет от 0° до 360° .

На английский ЗПУ переводится как *desired track angle* (дословно – угол желаемой линии пути), или, сокращенно, *desired track (DTK)*.

Заданный путевой угол должен быть определен во время предварительной подготовки к полету и нанесен на полетную карту. На полетной карте наносятся заданные магнитные путевые углы (рис. 2.28).

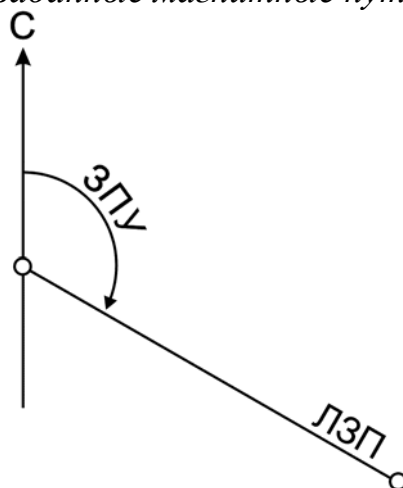


Рис. 2.27. Заданный путевой угол



Рис. 2.28. Нанесение ЗМПУ на полетной карте

Заданные путевые углы не зависят от местоположения и движения ВС, они во время полета остаются постоянными, если только почему-либо не изменился сам маршрут полета. Фактические же путевые углы экипаж может изменять, меняя курс.

Задача пилота и штурмана состоит в том, чтобы МС перемещалось по ЛЗП, то есть что бы фактическая линия пути совпадала с заданной. Для этого необходимо выполнение двух условий:

$$\text{ЛБУ}=0, \quad \text{ФПУ}=\text{ЗПУ}.$$

Выполнения только одного из этих двух условий недостаточно. Если в какой-либо момент времени самолет находится на ЛЗП ($\text{ЛБУ}=0$), но вектор путевой скорости не направлен по ЛЗП ($\text{ФПУ} \neq \text{ЗПУ}$), то уже в следующую

секунду самолет от нее уклонится. Если же $\Phi_{ПУ} = \lambda_{ПУ}$, но ВС не находится на ЛЗП, то оно будет лететь параллельно ей (рис. 2.29)..

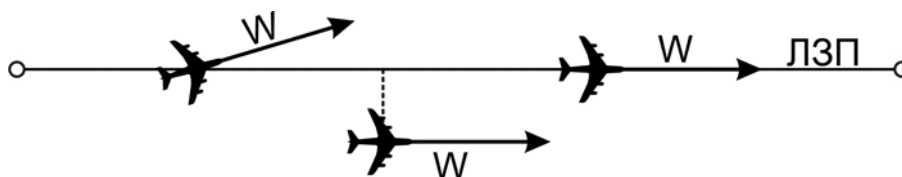


Рис. 2.29. Условие полета по ЛЗП

2.11. Авиационные карты

Карта – условное изображение земной поверхности, являющееся отображением поверхности земного эллипсоида на плоскость, построенное по определенному математическому закону, называемому проекцией карты.

В отличие от плана, который изображает небольшой участок местности (например, план здания или садового участка) и при построении которого поверхность Земли можно считать плоской, карта охватывает значительно большую территорию, на которой кривизной Земли пренебречь нельзя. Поверхность сферы, а тем более и эллипсоида, невозможно изобразить на плоскости без искажений. Изображение неизбежно будет где-то растянуто или сжато, либо будет иметь бесконечное количество разрывов.

Различают искажения расстояний между объектами, углов (пеленгов, путевых углов) и площадей. Избежать всех видов искажений одновременно, на одной и той же карте, невозможно, но можно выбрать такую проекцию, чтобы что-то одно передавалось без искажений – либо углы, либо расстояния (по какому-либо направлению), либо площади. В авиации распространены карты *равноугольные*, на которых углы на карте равны углам на местности. Это удобно, так как позволяет смело измерять пеленги и путевые углы на карте. Правда, при этом несколько искажаются расстояния, но проекции выбирают так, чтобы эти искажения были не очень велики.

Используют также карты, выполненные в *произвольных* проекциях, в которых есть искажения всех элементов карты, но проекция подбирается так, чтобы эти искажения были очень малы в пределах одного листа карты.

Одной из основных характеристик карты является *масштаб* (*scale*). Различают главный и частные масштабы. Прежде, чем отображать поверхность Земли на карте, необходимо ее уменьшить. Можно считать, что Земля сначала уменьшается до размеров глобуса, а затем уже «разворачивается» на плоскость.

Главный масштаб это отношение длины отрезка на глобусе к длине соответствующего ему отрезка на местности. Иными словами, это степень общего уменьшения Земли до размеров глобуса. Масштаб – это отношение

(дробь) и численно записывается, например, в виде 1:500000. Это означает, что единичному отрезку на глобусе (одному миллиметру, сантиметру, метру...) соответствует 500 тысяч таких же отрезков (соответственно, миллиметров, сантиметров...) на местности. Если необходимо для удобства выяснить, например, сколько в 1 сантиметре километров, нужно просто перевести количество сантиметров (500000) в километры. Очевидно, для этого нужно мысленно зачеркнуть в знаменателе дроби пять нулей (так как в 1 километре 100 000 сантиметров). Получится, что в 1 см 5 км (так называемый натуральный масштаб). Поскольку масштаб – это дробь, он считается тем крупнее, чем меньше знаменатель.

Главный масштаб одинаков для любой точки глобуса. Но при отображении поверхности глобуса на плоскость (карту) неизбежно возникают искажения – растяжения, сжатия и т.п. В каждой точке карты их характер будет различным. И даже в одной и той же точке искажения, например, длин будут разными по различным направлениям – на север, восток и т.д. Соотношение отрезков на карте и на глобусе характеризуется частным масштабом. Он различен в каждой точке карты и по каждому направлению.

На карте всегда обозначен главный масштаб и нужно помнить, что на самом деле в разных местах карты масштабы отличаются от него.

Для выполнения полетов по правилам полетов по приборам (ППП) обычно используются карты масштаба 1:2000000 (в 1 см 20 км). Для полетов по правилам визуальных полетов используются карты масштаба 1:1000000 (в 1 см 10 км) и 1:500000 (в 1 см 5 км). В некоторых случаях, например при съемочных полетах, когда требуется более высокая точность навигации, используются карты и более крупных масштабов (1:200000 и крупнее).

В качестве обзорной (вспомогательной или, как говорят, бортовой) карты могут использоваться карты и более мелких масштабов (например, 1:4000000).

На английском языке карты, используемые для навигации, обозначают общим термином *aeronautical charts*, в отличие от обычных географических карт, для которых используется термин *map*.

В авиации используются различные карты в зависимости от масштаба, проекции и нагрузки (то есть того, какая информация на ней нанесена).

1) *Аэронавигационные карты*. Эти карты похожи на обычные географические, но являются более подробными. Издаются обычно в масштабах 1:1000000 и 1:2000000. Проекция их по характеру искажений произвольная (называется видоизмененной поликонической, или, что то же самое, *международной* проекцией), но искажения в пределах листа карты малы и при измерениях на карте ими можно в большинстве случаев пренебречь. Из географической нагрузки на карту нанесены в основном те объекты, которые могут быть использованы для ориентировки: водные и лесные массивы, населенные пункты, шоссейные (красным цветом) и железные (черным) дороги и т.д. Из специальной аэронавигационной

нагрузки нанесены красными пунктирными линиями изогонны, соединяющие точки с одинаковым магнитным склонением.

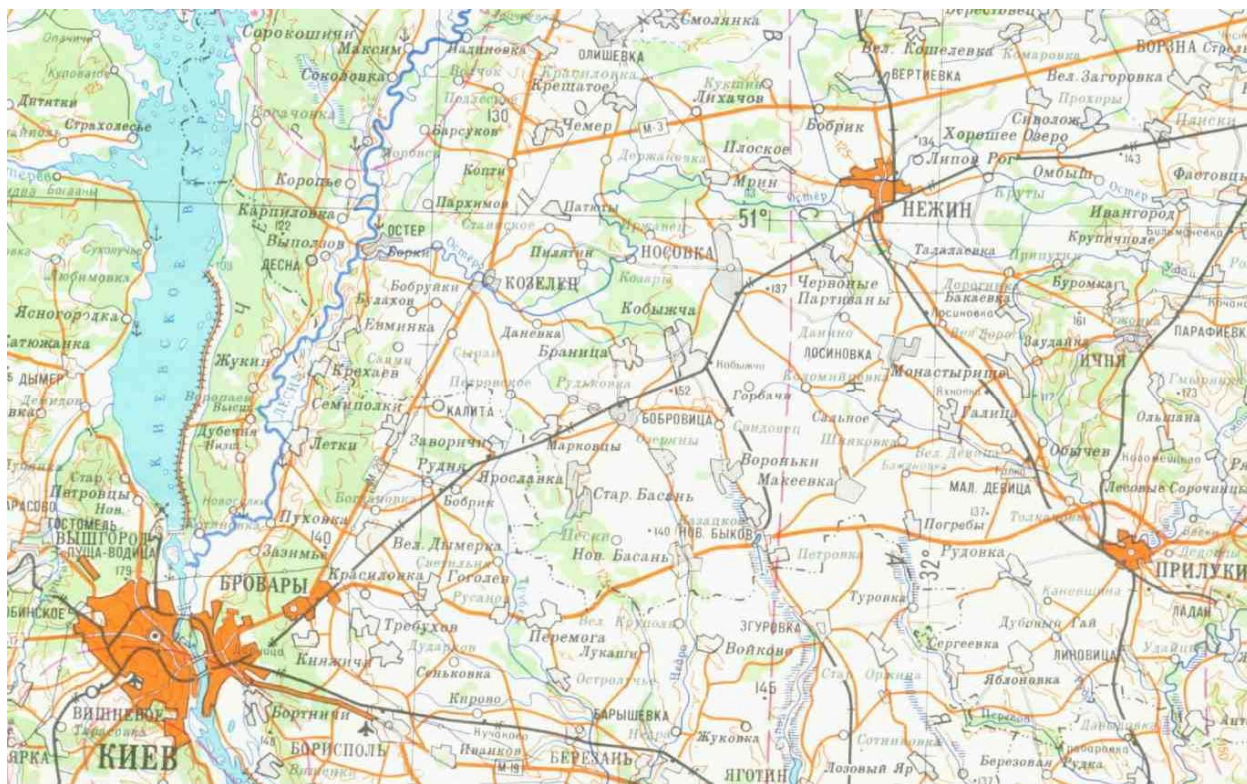


Рис. 2.30. Фрагмент аэронавигационной карты

2) *Радионавигационные* (или *маршрутные*) карты выполнены в равноугольной проекции в масштабе 1:2000000. Предназначены эти карты для полетов по приборам и поэтому географической нагрузки на них немного: моря, крупные и средние реки и населенные пункты, основные озера и дороги. Мелких ориентиров на них нет. Но зато нанесено много *аэронавигационной информации*: координаты пунктов маршрута, расстояния и путевые углы, данные наземных радиотехнических средств навигации (координаты, частоты, позывные, время работы) и многое другое. Радионавигационные карты являются уже не столько картами, сколько документами аэронавигационной информации.

3) *Маршрутные карты*, выпускаемые зарубежными фирмами, имеют такое же предназначение, но выпускаются в разных масштабах, несут больше аэронавигационной нагрузки и, конечно, используют другие условные знаки. Наибольшее распространение получили карты, выпускаемые корпорацией Джеппесен (Jeppesen), которая является мировым лидером по обеспечению аэронавигационной информацией.

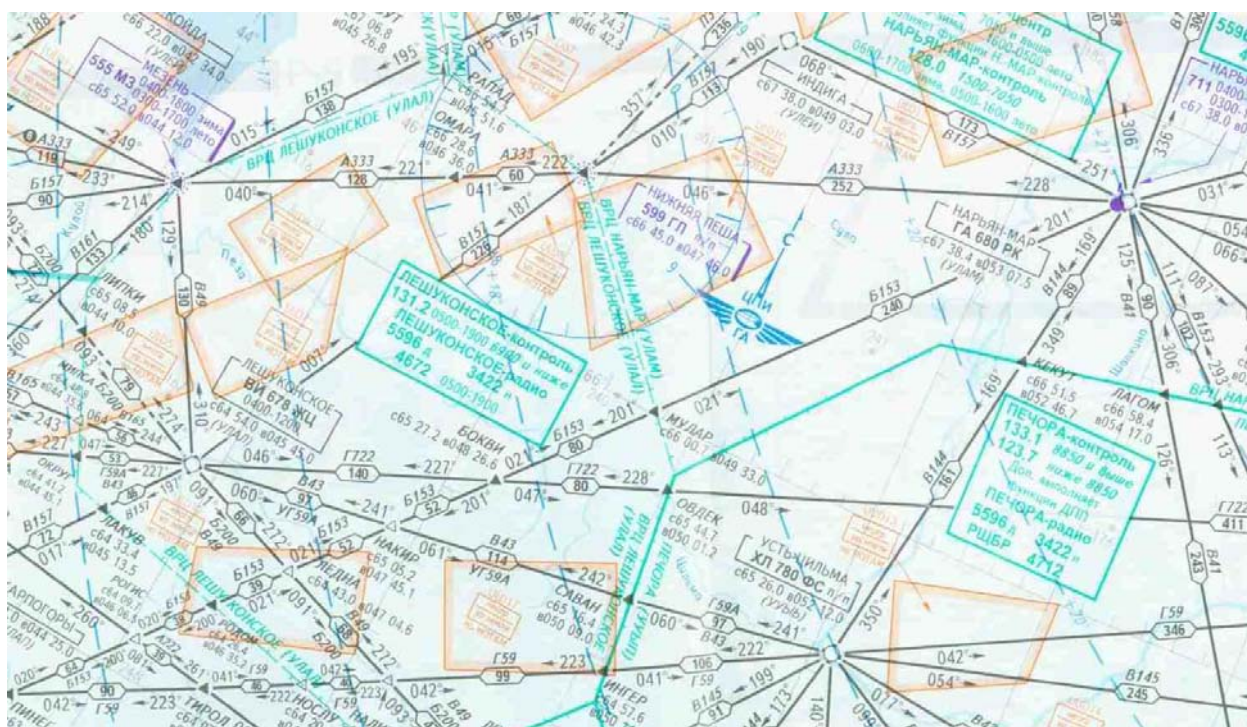


Рис. 2.31. Фрагмент радионавигационной карты

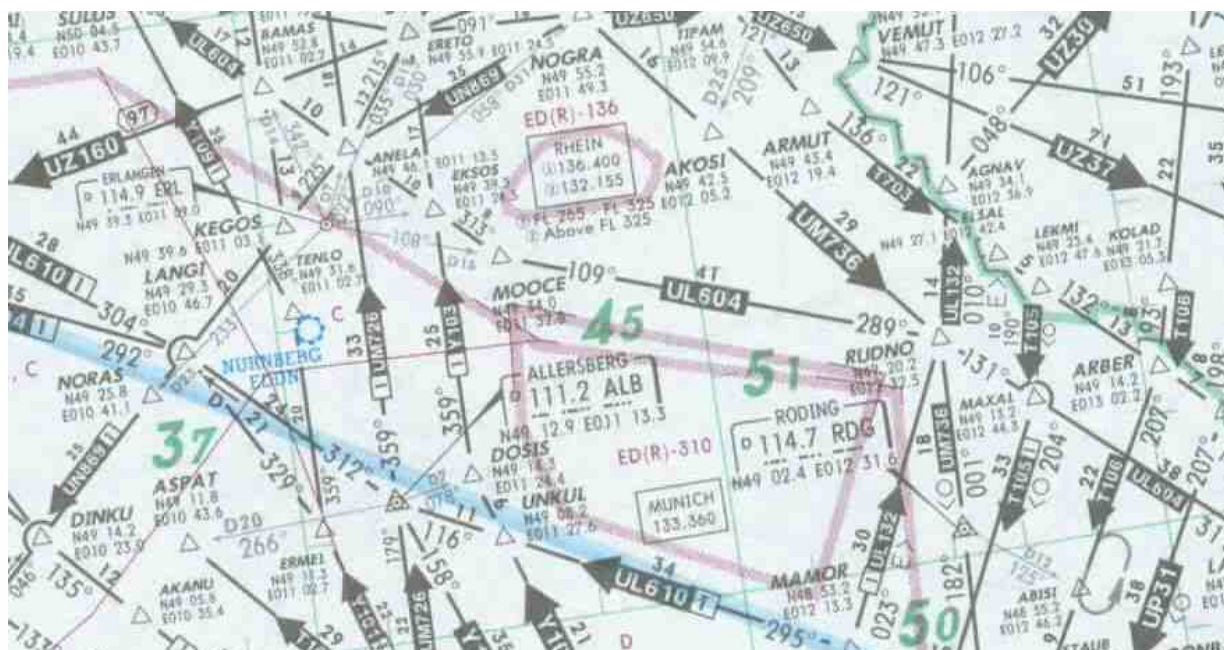


Рис. 2.32. Фрагмент маршрутной карты фирмы Джеппесен

2.12. Расчет элементов разворота

Любое изменение курса ВС, даже на несколько градусов, в авиации называется разворотом. При переходе с одного участка маршрута на другой, при пролете ППМ, ВС не может развернуться на новое направление полета мгновенно. При отсутствии ветра и при постоянном крене курс во время разворота меняется равномерно (угловая скорость разворота постоянна) и ВС выполняет полет по дуге окружности с радиусом, называемым *радиусом разворота*.

Радиус разворота R и угловая скорость ω_p разворота зависят от выдерживаемого крена и скорости ВС, причем R пропорционален квадрату скорости.

$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \chi}, \quad (2.5)$$

$$\omega_p = \frac{g \operatorname{tg} \chi}{V}, \quad (2.6)$$

где V – истинная воздушная скорость;
 g – ускорение свободного падения;
 χ – угол крена.

Так, например, при развороте с креном 20° самолет Ан-2 ($V=50$ м/с=180км/ч) будет иметь радиус разворота 700 м, а Ту-154 ($V=250$ м/с=900км/ч) 17,5 км.

Время разворота зависит от угла разворота ($УР, \Delta\beta$), то есть разности начального и конечного курсов, которая, если пренебречь ветром, равна разности ЗПУ на первом и втором участках маршрута.

Рассчитать время разворота легко из следующих соображений. Если бы самолет выполнял разворот на 360° , то пролетел бы полную окружность длиной $2\pi R$ за время $2\pi R/V$. Очевидно, что если угол разворота составляет $\Delta\beta^\circ$, то время разворота составит

$$t_p = \frac{\Delta\beta^\circ}{360^\circ} \frac{2\pi R}{V} = \frac{\Delta\beta^\circ}{180^\circ} \frac{\pi R}{V}. \quad (2.7)$$

Для того, чтобы вписаться в новую ЛЗП, необходимо начать разворот не над ППМ, а на некотором расстоянии от него, называемом *линейным упреждением разворота* (ЛУР).

По-английски эта величина называется turn anticipation, что дословно можно перевести как «предвосхищение разворота».

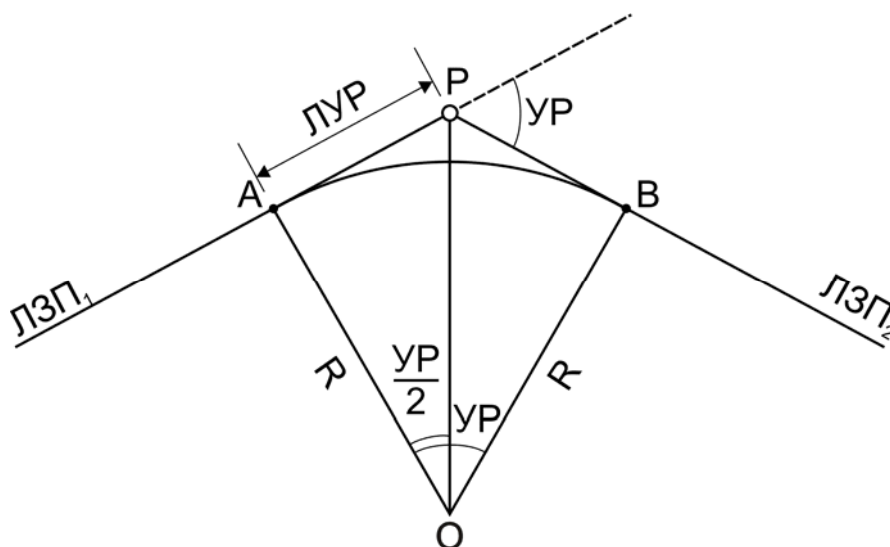


Рис. 2.33. Радиус и линейное упреждение разворота

На рисунке видно, что угол АОВ равен $\Delta\beta$, то есть углу разворота $УР$ (углы с взаимно перпендикулярными сторонами), а прямоугольные треугольники АОР и ВОР равны. Тогда из треугольника АОР можно найти, что

$$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{УР}{2}. \quad (2.8)$$

Расчет радиуса и линейного упреждения разворота в полете может быть выполнен с помощью калькулятора или на навигационной линейке НЛ-10М. При расчете на калькуляторе следует обращать внимание на размерность подставляемых в формулы (2.6) и (2.7) исходных данных. Поскольку ускорение свободного падения имеет размерность м/с^2 ($g=9,8 \text{ м/с}^2$), то и скорость необходимо подставлять не в километрах в час, а в метрах в секунду.

При расчете радиуса разворота и ЛУР по НЛ-10М используются ключи, представленные на рис. 2.34 и 2.35. Основные сведения о НЛ-10М и ее использовании приведены ниже в главе 4 данного учебного пособия.

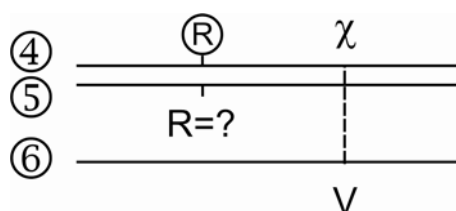


Рис. 2.34. Расчет радиуса разворота

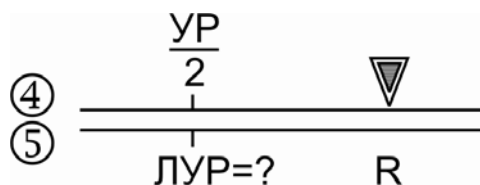


Рис. 2.35. Расчет линейного упреждения разворота

Иногда, при использовании систем счисления пути бывает необходимо найти еще две величины – боковое (БУР) и продольное (ПУР) упреждения разворотов. На рис. 2.36 это соответственно отрезки АС и СР.

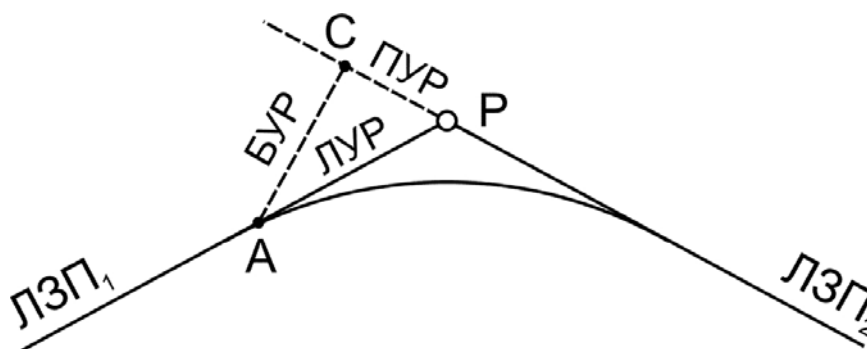


Рис. 2.36. Боковое и продольное упреждения разворота

Из треугольника АСР можно найти

$$\text{БУР} = \text{ЛУР} \sin \text{УР},$$

$$\text{ПУР} = \text{ЛУР} \cos \text{УР}.$$

Возникает естественный вопрос: как рассчитать радиус разворота при наличии ветра? Первое, что приходит в голову - использовать для расчета не истинную скорость ВС, а путевую. Но в процессе разворота в каждой точке траектории путевая скорость будет разной, поскольку меняется направление движения по отношению к направлению ветра. Да и сама траектория на развороте по этой причине не будет являться окружностью. Это будет сложная кривая, имеющая разную кривизну в каждой точке. Поэтому говорить о каком-либо постоянном радиусе разворота при наличии ветра не имеет смысла. Можно лишь попытаться определить в некотором смысле среднее значение радиуса, при использовании которого для расчета ЛУР будет достигнута наибольшая точность. Поскольку эта задача является непростой, на практике обычно рассчитывают элементы разворота по истинной скорости.

3. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ ВОЗДУШНОГО СУДНА

3.1. Ветер и его характеристики

ВС не падает на земную поверхность благодаря подъемной силе, которая возникает у самолета на крыле вследствие его движения, у вертолетов – из-за вращения несущего винта, а у дирижаблей и воздушных шаров – благодаря действию закона Архимеда. Таким образом, ВС «опирается» на воздух и не имеет непосредственной связи с землей. Но воздушные массы атмосферы практически всегда находятся в движении, которое вызвано различием температуры и давления в различных районах земной поверхности. Причины и характер такого движения изучает метеорология.

Воздушные массы перемещаются как в горизонтальном направлении, параллельно земной поверхности, так и в вертикальном, меняя свою высоту. Конечно, и вертикальное перемещение воздуха имеет для авиации важное значение и может быть опасным. Например, попадание ВС в нисходящий воздушный поток (опускающуюся воздушную массу) может привести к резкой потере высоты ВС и столкновению с земной поверхностью («воздушная яма»). Но аэронавигация рассматривает главным образом *горизонтальное перемещение воздуха* и влияние его на траекторию ВС.

Ветер (wind) – это горизонтальное перемещение воздушных масс. В каждой точке пространства в данный момент времени имеется определенное направление (direction) и скорость (velocity) ветра, которые образуют вектор ветра, обозначаемый U или u . Скорость ветра u , то есть модуль вектора U , в авиации принято измерять при полете по маршруту в километрах в час (км/ч), а при заходе на посадку и при вылете – в метрах в секунду (м/с).

Направление ветра можно характеризовать одной из следующих двух взаимосвязанных величин.

Навигационное направление ветра (δ_n или НВ) – угол, заключенный между северным направлением меридиана и направлением перемещения воздушной массы (куда дует ветер).

Таким образом, НВ – это просто направление вектора U . В приведенном определении не указан вид меридиана, поскольку в общем случае навигационное направление может отсчитываться от любого из используемых в навигации меридианов (истинного - $\delta_{n, и}$, магнитного $\delta_{n, м}$, опорного $\delta_{n, о}$) – как удобно штурману или пилоту. Но чаще всего под навигационным направлением ветра понимают направление, измеряемое от *магнитного* меридиана, поскольку путевые углы участков маршрута на карте, посадочные путевые углы и многие другие величины являются магнитными. В данном учебном пособии под δ_n по умолчанию будет пониматься именно такое магнитное направление, если не оговорено иное.

Метеорологическое направление ветра δ – угол, заключенный между северным направлением *истинного* меридиана и направлением, откуда

перемещается воздушная масса (откуда дует ветер). Очевидно, что это направление противоположно направлению вектора $\vec{U}$. Оно отсчитывается *только* от истинного меридиана. Нетрудно запомнить, почему это именно так. Ведь метеорологов не интересует, куда движется воздушная масса, для них важнее *откуда* она пришла и что несет с собой (тепло из Африки или холод из Арктики). И когда по радио мы слышим, что «ветер южный», это означает, что воздушная масса движется с юга на север. А от истинного меридиана это направление измеряют потому, что это обычный географический меридиан. Прочих, чисто навигационных меридианов (магнитных, опорных и т.п.), метеорологи знать не обязаны.

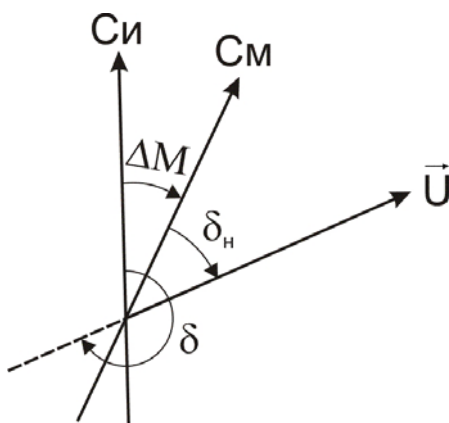


Рис. 3.1. Навигационное и метеорологическое направления ветра

Направления куда и откуда дует ветер, являются геометрически противоположными. Но значения навигационного и метеорологического направлений ветра не различаются ровно на 180° , ведь они отсчитываются от разных меридианов. Из рис. 3.1. можно видеть, что эти два направления связаны следующими формулами

$$\delta = \delta_n \pm 180^\circ + \Delta M \quad (3.1)$$

$$\delta_n = \delta \pm 180^\circ - \Delta M \quad (3.2)$$

На практике вместо этих формул удобнее пользоваться правилом учета поправок: при переходе от приборных величин (в данном случае от навигационного направления, являющегося магнитным) к истинным величинам (метеорологическому направлению, измеряемому от истинного меридиана) магнитное склонение прибавляется, а при переходе от метеорологического направления к навигационному – вычитается. Разумеется, надо не забыть еще «развернуть» направление на 180° .

В обыденной жизни мы часто встречаемся с ветром и думаем, что имеем о нем хорошее представление. К сожалению, оно обычно является неверным или неполным с точки зрения влияния ветра на движение ВС.

Если у земли ветер обычно бывает порывистым, может резко менять скорость и направление, то с подъемом на высоту перемещение воздушной массы становится все более плавным и регулярным. Это связано с тем, что нерегулярность ветра сказывается лишь в так называемом слое трения, простирающемся примерно до высоты 1000 м над землей, где на движение воздушной массы влияет рельеф, неравномерный нагрев земной поверхности и другие факторы. На больших высотах изменение скорости и направления ветра становится более плавным. Скорость ветра с высотой, как правило, увеличивается, а его направление поворачивает вправо. Но в конкретной метеорологической обстановке может быть, конечно, любой другой характер его изменения.

В большинстве случаев скорость ветра на высотах, на которых выполняются полеты, составляет 40...120 км/ч, но, конечно, бывает и больше и меньше. При очень маленьких скоростях ветер характеризуется как «неустойчивый», поскольку и его направление может непредсказуемо меняться. Вблизи тропопаузы, разделяющей тропосферу и стратосферу, иногда наблюдаются струйные течения – воздушные потоки шириной несколько сотен километров, а длиной – до нескольких тысяч. В струйных течениях скорость ветра может составлять 200-300 км/ч и более. Отмечались отдельные случаи, когда она была 700-800 км/ч.

Ветер влияет на движение ВС совсем не так, как, скажем, на идущего по дороге в бурю человека. Человеку ветер мешает идти или, наоборот, помогает, если дует в спину, сдувает его с пути, а человек сопротивляется ветру, упираясь ногами в дорогу и цепляясь руками за предметы. Легкого человека скорее сдует, чем тяжелого. Если ветер дует, например, справа, то человек это очень хорошо ощущает, хотя бы уже потому, что правый бок мерзнет.

С самолетом по-другому. Ему нечем «цепляться» за землю, он полностью опирается на воздушную массу и перемещается вместе с ней, если она движется. Подобно воздушному шару, неподвижному относительно воздуха и перемещающемуся вместе с ним, полностью повторяют движение воздушной массы также и самолет, и вертолет. Но у них, в отличие от воздушного шара, имеется, кроме того, еще и скорость движения относительно воздуха вследствие наличия тяги, создаваемой двигателями.

Ветер не «сдувает» воздушное судно как человека, а *полностью переносит его* в ту же сторону и с такой же скоростью, с какой перемещается воздушная масса. Большой и маленький, легкий и тяжелый самолет переносятся воздушной массой одинаково. Пассажиры воздушного шара не ощущают никакого ветра, даже если шар уносит ураганом. Точно так же равномерный ветер не создает никаких сил, действующих на самолет. Разумеется, он влияет на траекторию его движения относительно земли, но это влияние носит не динамический, а чисто кинематический характер: движение ВС относительно земли складывается из его движения относительно воздушной массы и движения самой воздушной массы (ветра).

3.2. Навигационный треугольник скоростей

ВС движется относительно воздушной массы с истинной воздушной скоростью V , воздушная масса относительно земли - со скоростью U . Поэтому скорость перемещения ВС относительно земной поверхности (полная скорость) $W_{\text{п}}$ является векторной суммой этих скоростей. При горизонтальном движении ВС его полная скорость практически совпадает с путевой скоростью. Поэтому можно записать векторное соотношение

$$\mathbf{W} = \mathbf{V} + \mathbf{U}. \quad (3.3)$$

В математике сумма векторов строится графически как диагональ параллелограмма, сторонами которого являются слагаемые векторы (рис.3.2). Но не обязательно строить весь параллелограмм. Ведь у параллелограмма стороны попарно равны и параллельны, а диагональ разбивает его на два равных треугольника. Поэтому достаточно построить один такой треугольник, чтобы получить диагональ – сумму векторов. Чтобы сделать это, необходимо из конца первого слагаемого вектора, построить второй слагаемый вектор. Соединив начало первого вектора с концом второго получим вектор суммы (рис. 3.2).

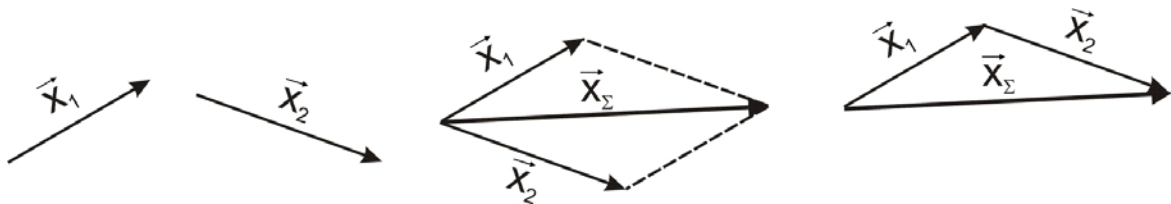


Рис. 3.2. Сложение векторов по правилам параллелограмма и треугольника

Применив такой подход к векторам V и U , получим векторный треугольник, называемый *навигационным треугольником скоростей* (рис. 3.3).

Навигационный треугольник скоростей (НТС) – векторный треугольник, образованный векторами истинной воздушной, путевой скоростей и вектором ветра.

Конфигурация навигационного треугольника скоростей может быть различной. Ведь векторы V и U могут быть направлены в любую сторону. Но соединены в треугольник они должны быть вполне определенным образом (рис.3.4). Ведь навигационный треугольник скоростей отражает то, что V и U складываются, образуя путевую скорость W как их сумму. Формула (3.3) является векторной записью этого треугольника и наоборот – навигационный треугольник скоростей является графическим выражением формулы.

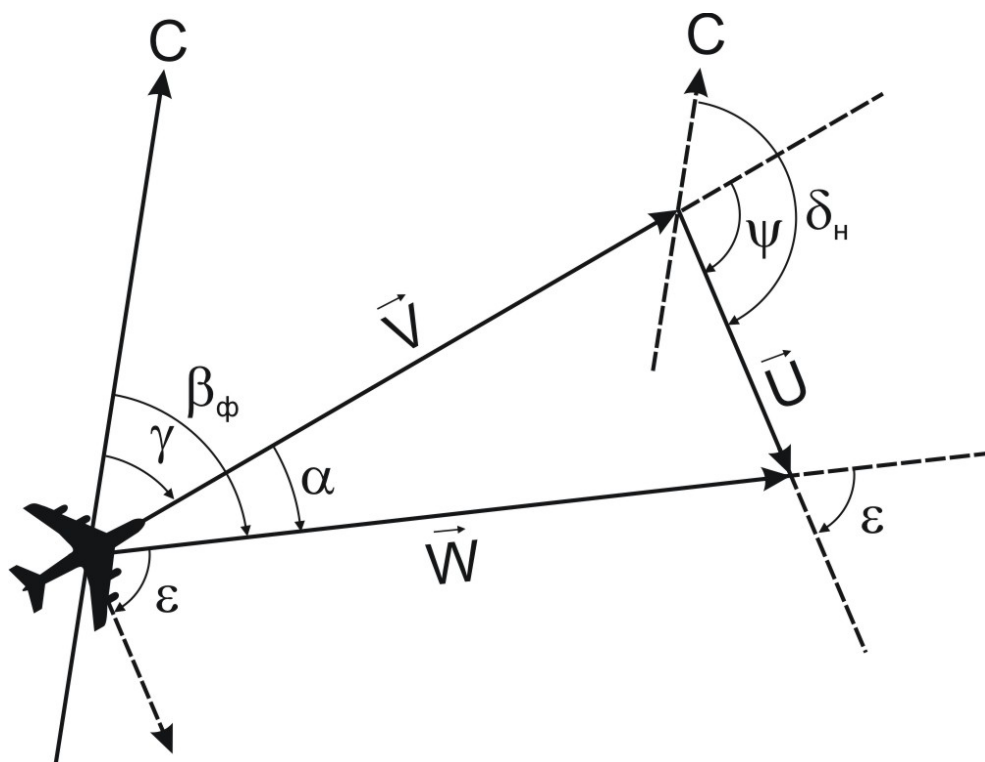


Рис. 3.3. Навигационный треугольник скоростей

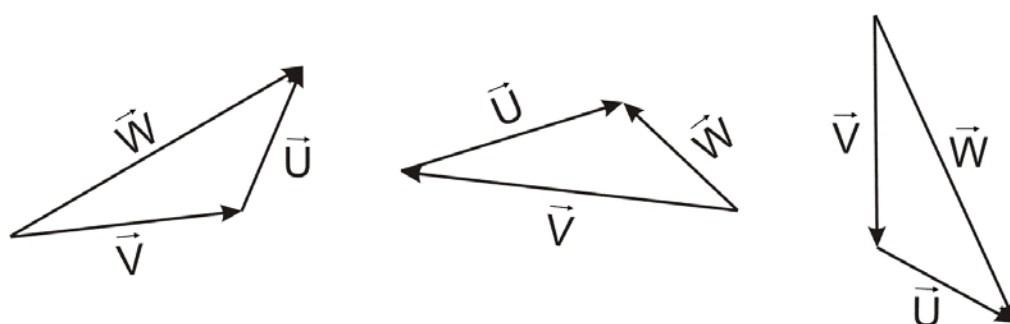


Рис. 3.4. Некоторые возможные конфигурации навигационного треугольника скоростей

На рис. 3.3 изображен НТС в той конфигурации, в которой его обычно изображают для ознакомления с его элементами. Элементами НТС называют его стороны, углы между ними, а также углы, которые характеризуют направление сторон треугольника (векторов скоростей) относительно меридиана.

На рисунке изображены многие элементы, которые уже рассматривались ранее:

- *курс* γ – угол между северным направлением меридиана и вектором $\vec{V}$ (как упоминалось выше, его принято считать у самолетов направленным по продольной оси ВС);

- *фактический путевой угол* β_{Φ} - угол между северным направлением меридиана и вектором $\mathbf{W}$;

- *навигационное направление ветра* δ_n – угол между северным направлением меридиана и направлением вектора $\mathbf{U}$.

Конечно, элементами НТС являются и модули всех трех скоростей.

Но, кроме этих элементов, появляются и новые, характеризующие углы между векторами.

Одним из таких элементов, самым важным для понимания влияния ветра на полет ВС, является угол ветра.

Угол ветра (UB, ϵ) – угол, заключенный между вектором путевой скорости $\mathbf{W}$ и вектором ветра $\mathbf{U}$.

Его принято отсчитывать от вектора $\mathbf{W}$ по часовой стрелке от 0° до 360° . Однако на практике при решении некоторых навигационных задач его удобнее считать изменяющимся от 0° до $\pm 180^\circ$.

Необходимо обратить внимание, что UB измеряется именно между направлениями, куда направлены векторы $\mathbf{W}$ и $\mathbf{U}$ (на рисунке эти направления показаны пунктиром). Поэтому неправильно было бы показать UB как внутренний угол треугольника, расположенный между этими же векторами: ведь тогда это будет это угол между направлениями, *противоположными* направлениям $\mathbf{W}$ и $\mathbf{U}$. В данной конфигурации НТС этот угол, конечно, численно равен UB , но в других конфигурациях это может оказаться и не так.

Не следует путать направление ветра (δ_n) и угол ветра (ϵ). В то время как δ_n характеризует, куда дует ветер *относительно меридиана* (на север, восток и т.д.), угол ветра показывает, куда дует ветер *относительно направления полета* (вправо, влево, вперед, назад и т.д.).

Курсовой угол ветра (KUB, ψ) – угол заключенный между вектором истинной скорости $\mathbf{V}$ и вектором ветра $\mathbf{U}$.

Отсчитывается аналогично углу ветра: от направления, куда направлен вектор $\mathbf{V}$, до направления вектора $\mathbf{U}$ по часовой стрелке от 0° до 360° (иногда от 0° до $\pm 180^\circ$). Название этого элемента (*курсовой угол*) подсказывает, от какого направления он измеряется: ведь вектор $\mathbf{V}$ направлен по продольной оси самолета, по линии *курса*.

Полезно запомнить, что, если измерять UB и KUB в диапазоне от 0° до $\pm 180^\circ$, то они всегда имеют одинаковый знак, да и по абсолютно величине отличаются друг от друга незначительно – на величину угла сноса.

Угол сноса (UC, α) – угол, заключенный между векторами истинной $\mathbf{V}$ и путевой $\mathbf{W}$ скоростей.

Отсчитывается UC от направления вектора $\mathbf{V}$, которое в свою очередь совпадает с направлением продольной оси ВС. В отличие от UB и KUB он всегда измеряется в диапазоне от 0° до $\pm 180^\circ$: вправо (по часовой стрелке) с плюсом, влево (против часовой стрелки) с минусом. По-английски угол сноса – drift angle или кратко просто drift (снос).

Название этого элемента отражает его физический смысл. Продольная ось самолета направлена в одну сторону (в направлении вектора V), но летит ВС относительно земной поверхности несколько в другую сторону (в направлении вектора W). То есть ветер как бы *сносит* ВС с того направления полета, куда направлен нос ВС. Так самолет и перемещается с отвернутой от ЛФП на угол сноса продольной осью (рис. 3.4).

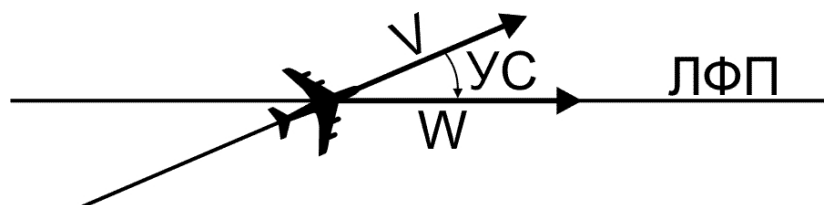


Рис. 3.4. Угол сноса

Поскольку скорость ветра обычно меньше (а часто - в несколько раз меньше), чем скорость самолета, то абсолютная величина УС как правило невелика – единицы градусов. Лишь для тихоходных ВС или при очень сильном ветре УС может достигать 10-20°.

3.3. Соотношения между элементами навигационного треугольника скоростей

НТС – это обычный треугольник, поэтому к нему можно применить любые известные из тригонометрии формулы для установления связей между его элементами – углами и сторонами.

Элементы НТС, да и любые навигационные величины, могут быть обозначены латинскими и греческими буквами (ϵ , β_ϕ , α и т.д.), либо русскими аббревиатурами (УВ, ФПУ, УС и т.п.). В аэронавигации и в данном учебном пособии все эти обозначения используются как равноправные.

Рассмотрим наиболее важные из соотношений навигационного треугольника скоростей.

Основным элементом треугольника, от которого в значительной степени зависят все остальные, является угол ветра. Он может быть найден из следующего соотношения, очевидного из рис. 3.3:

$$УВ = НВ - ФПУ, \quad (3.4)$$

или, что то же самое

$$\epsilon = \delta_n - \beta_\phi$$

Если НТС решается во время подготовки к полету, когда фактического путевого угла еще нет (ведь самолет еще не летит), то вместо него используется *заданный* путевой угол на том основании, что для полета по ЛЗП (а именно для этого и рассчитывается УВ) фактический ПУ должен быть равен заданному.

При расчете по формуле (3.4) УВ может оказаться отрицательным или превысить 360°. В этом случае его легко привести в диапазон от 0° до 360°. Впрочем, как будет показано ниже, в этом может и не быть необходимости.

Если известны курс К и ФПУ, то легко найти угол сноса УС

$$УС = ФПУ - К, \quad \alpha = \beta_{\phi} - \gamma. \quad (3.5)$$

и наоборот, по известному УС найти ФПУ:

$$ФПУ = К + УС, \quad \beta_a = \gamma + \alpha. \quad (3.6)$$

При расчете по этим, как и по другим аналогичным формулам необходимо помнить, что УС имеет свой собственный знак, который учитывается по правилам алгебры.

Например, если ФПУ=357°, УС= -5°, то

$$К = ФПУ - УС = 357 - (-5) = 357 + 5 = 362 = 362 - 360 = 2°.$$

Подробно описанное здесь элементарное вычисление необходимо научиться легко и быстро выполнять в уме.

Конечно, использованная сейчас формула расчета курса по известному УС вовсе не предназначена для использования ее в полете. В этом нет необходимости, поскольку фактический курс можно просто посмотреть на компасе. Но эта формула может быть применена, например, при расчете *заданного* курса, то есть курса, который необходимо выдерживать пилоту, чтобы ВС летело в заданном направлении (чтобы ФПУ был равен ЗПУ).

Курсовой угол ветра КУВ и угол ветра УВ связаны простым соотношением:

$$КУВ = УВ + УС, \quad \psi = \varepsilon + \alpha. \quad (3.7)$$

Если и УВ и КУВ измерять не в диапазоне от 0° до 360°, а от -180° до +180°, то УВ и КУВ всегда будут иметь одинаковый знак, совпадающий со знаком УС. Это означает, что при расчете по данной формуле можно пользоваться абсолютными величинами и считать будет легче. Например, УВ=330, УС= -5. Тогда при формальном расчете получим:

$$КУВ = 330 + (-5) = 325.$$

Но КУВ=330=-30.

Тогда, складывая модули (абсолютные величины) УВ и УС, получим:

$$30+5=35.$$

Разумеется, полученный КУВ также имеет знак минус. Но $-35=325$, следовательно, ответ получен тот же: КУВ=325.

При решении НТС часто используется теорема синусов, которая гласит, что в любом треугольнике отношение стороны к синусу противолежащего угла есть величина востоянная.

В НТС напротив УС лежит вектор ветра U , а против вектора истинной скорости V лежит угол, равный УВ (рис. 3.3). Напротив вектора путевой скорости лежит угол, не имеющий специального названия. Обозначим его Δ . Тогда

$$\frac{\sin \varepsilon}{V} = \frac{\sin \alpha}{U} = \frac{\sin \Delta}{W}.$$

Из рисунка нетрудно видеть, что $\Delta=180^\circ - \psi$.

Также можно вспомнить известный из тригонометрии факт, что:

$$\sin (180^\circ - \psi) = \sin \psi.$$

и учесть, что

$$\psi = \varepsilon + \alpha.$$

Тогда

$$\frac{\sin \varepsilon}{V} = \frac{\sin \alpha}{U} = \frac{\sin(\varepsilon + \alpha)}{W}. \quad (3.8)$$

Данные объяснения основывались на конфигурации НТС, приведенной на рис.3.3, но можно показать, что данная формула справедлива при любой конфигурации (при любом УВ).

Из нее можно получить полезное соотношение для определения угла сноса

$$\sin \alpha = \frac{U}{V} \sin \varepsilon, \quad (3.9)$$

или, что то же самое:

$$\sin YC = \frac{U}{V} \sin YB.$$

Путевая скорость может быть найдена различными способами. Например, из рис.3.5, на котором также изображен НТС, можно заметить, что длина отрезка ОС (то есть модуль W) складывается из длин отрезков ОВ и ВС, являющихся соответственно проекциями на направление W векторов истинной скорости V и ветра U .

$$W = OB + BC = V \cos \alpha + U \cos \varepsilon. \quad (3.10)$$

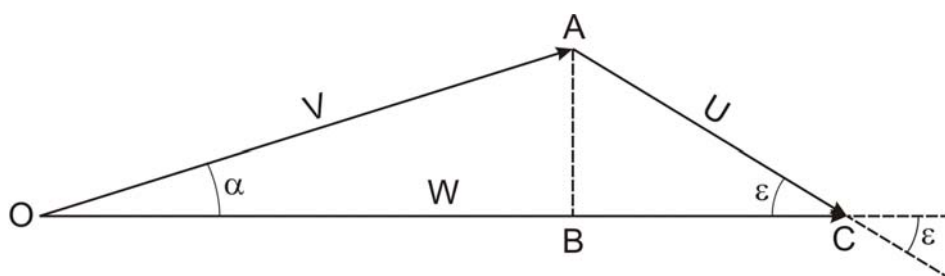


Рис. 3.5. К выводу соотношений в треугольнике скоростей

Поскольку UC обычно невелик, то $\cos \alpha \approx 1$ и тогда можно использовать приближенное соотношение:

$$W \approx V + U \cos \varepsilon. \quad (3.11)$$

3.4. Зависимость угла сноса и путевой скорости от угла ветра

Важнейшим элементом НТС является угол ветра, который равен разности навигационного направления ветра и фактического путевого угла. Один и тот же угол ветра может иметь место при различных направлениях векторов W и U , поскольку важно их *взаимное положение*, а не ориентация относительно меридиана.

Рассмотрим некоторые частные случаи конфигурации НТС.

1) Предположим, что курс K (γ), то есть направление вектора V , и навигационное направление ветра $НВ$ (δ_n) совпадают. Тогда такое же направление ФПУ (β_ϕ) будет иметь и вектор путевой скорости W . Навигационный треугольник «вырождается», превращаясь в одну линию. Но соотношения между векторами остаются теми же самыми (рис.3.6, а). В этом

случае $УВ=0$, $УС=0$, $КУВ=0$. При этом $ФПУ=K$. Поскольку векторы V и U направлены по одной линии, их можно складывать просто алгебраически:

$$W = V + U.$$

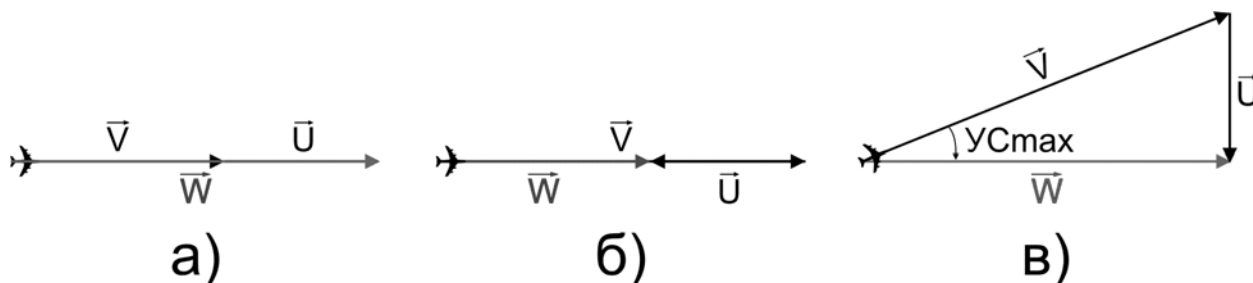


Рис. 3.6. Частные случаи навигационного треугольника скоростей

2) Пусть K и $НВ$ имеют противоположные направления, то есть различаются на 180° (рис. 3.6,б). В этом случае векторы также лежат на одной прямой, но направления W и V совпадают, а направление U им противоположно.

В этом случае $УВ = 180^\circ$, $КУВ = 180^\circ$, $УС = 0$, $ФПУ = K$. Путевая скорость может быть рассчитана алгебраически, но уже как разность истинной скорости и скорости ветра.

$$W = V - U.$$

3) Направление ветра перпендикулярно направлению вектора путевой скорости. Ветер может дуть слева или справа, при этом $УВ$ будет соответственно 90° (как на рис. 3.6, в) или 270° . Угол сноса при этом по модулю будет максимальным ($УС_{\max}$) – в первом случае положительным, во втором отрицательным. Это следует из формулы (3.9), поскольку наибольшее по модулю значение $\sin УВ = \pm 1$ будет иметь место как раз при этих значениях $УВ$.

Нетрудно рассчитать этот максимальный угол сноса. Из формулы (3.9) можно получить

$$\sin УС_{\max} = \pm \frac{U}{V}.$$

Эту формулу для практического применения можно упростить, учитывая, что синусы малых углов равны самим углам, выраженным в радианах. А чтобы $УС$ по формуле получался все же в градусах, надо радианы умножить на 57,3 или, приближенно на 60. Тогда

$$\sin \gamma_{\text{макс}} \approx \gamma_{\text{макс}} \text{ (рад)};$$

$$\gamma_{\text{макс}}^{\circ} \approx \pm 60 \frac{U}{V}. \quad (3.12)$$

По этой формуле можно рассчитать, какой может быть самый большой угол сноса (в градусах) при данной истинной скорости самолета и данной скорости ветра. Например, при $V=500$ км/ч и $U=100$ км/ч, получим $\gamma_{\text{макс}}=\pm 12^{\circ}$. Это значит, что какими бы ни были курс и направление ветра, угол сноса не превысит 12° .

Поскольку γ невелик, то гипотенуза данного НТС (то есть V , см рис. 3.6,в) будет не сильно отличаться от катета (W). То есть путевая скорость будет приблизительно равна истинной ($W \approx V$).

Нетрудно показать, что *точное* равенство V и W будет иметь место при γ меньшем 90° (или при большем 270°) на величину $\gamma/2$.

Если в полете с постоянной истинной скоростью при постоянном ветре самолет выполнит разворот на 360° , то в таком же диапазоне (от 0° до 360°) будет изменяться и ФПУ, и, следовательно, γ .

То же самое произойдет, если ВС будет лететь с постоянным курсом, но ветер, сохраняя свою скорость, будет менять свое направление от 0° до 360° .

Рассмотрим как будут меняться γ и W при изменении γ на 360° .

На рис. 3.7 в точке А изображен самолет, а отрезок АО – вектор его истинной скорости V . С этим вектором складывается вектор ветра U (отрезок ОВ). При изменении направления ветра (а значит и γ) на 360 , конец вектора ветра (точка В) опишет окружность. Во всех его положениях вектор путевой W скорости будет представлен отрезком АВ.

Соответственно γ – это угол между АВ и ОВ, а γ – между АО и АВ. Из рис. 3.7 можно видеть, как меняется γ при повороте вектора ветра, то есть при изменении γ .

При расположении текущей точки В в положении В₁ (строго попутный ветер) $\gamma=0$, $\gamma=0$, $W=V+U$. Поворот ветра по часовой стрелке приводит к увеличению γ , который будет здесь положительным, а W будет уменьшаться.

Максимальный $\gamma=+\gamma_{\text{макс}}$ будет достигнут при $\gamma=90^{\circ}$ (боковой ветер), когда ОВ окажется перпендикулярным АВ (положение В₂). Очевидно, при этом АВ будет являться касательной к окружности. Как уже отмечалось, путевая скорость при этом будет приближенно равна истинной.

При дальнейшем увеличении γ (вращении вектора ветра) угол сноса, оставаясь положительным, по модулю начнет уменьшаться. Путевая скорость будет продолжать уменьшаться (теперь она уже меньше истинной).

В положении В₃ $\gamma=180^{\circ}$, $\gamma=0$, $W=V-U$. Это строго встречный ветер.

При дальнейшем вращении ветра γ уже больше 180° , γ станет отрицательным (сносит влево) и будет возрастать по модулю. Путевая

скорость будет расти. В точке B_4 (она симметрична точке B_2) $UB=270^\circ$, $UC=-UC_{\text{макс}}$, $W \approx V$.

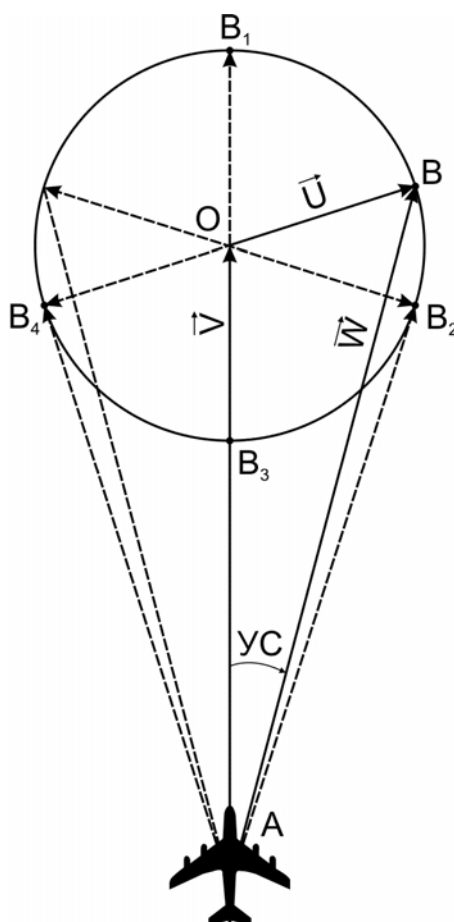


Рис. 3.7. Изменение UC и W в зависимости от угла ветра

Дальнейшее вращение приводит к уменьшению отрицательного UC по модулю и продолжению возрастания W до ее максимального значения в точке B_1 .

Таким образом, при изменении UB на 360° угол сноса сначала возрастает до максимального положительного значения, затем уменьшается до 0 (при встречном ветре), затем становится отрицательным и возрастает до $-UC_{\text{макс}}$, а затем уменьшается по модулю до 0° . Значение UC изменяется приблизительно по синусоидальному закону. Приблизительно а не точно потому, что по синусоиде изменяется не сам UC , а его синус в соответствии с формулой (3.9). Но для малых углов, как уже отмечалось, сам угол и его синус примерно равны и изменяются пропорционально. Это и дает основание говорить о примерно синусоидальном законе изменения UC (рис. 3.8,а)..

Таким образом $UC=0$ при $UB=0^\circ$ и 180° , а максимальное значение (положительное и отрицательное) принимает при $UB=90^\circ$ или 270° .

Путевая скорость также изменяется примерно по синусоидальному закону. Точнее – по косинусоидальному, потому что максимальное ее значение $(V+U)$ имеет место при $UB=0$, а минимальное $(V-U)$ при $UB=180^\circ$.

График ее изменения приведен на рис. 3.8 б. Обратите внимание, что на графике $W=V$ не при $УВ=90^\circ$ (или 270°), а при несколько меньшем (соответственно большем) $УВ$.

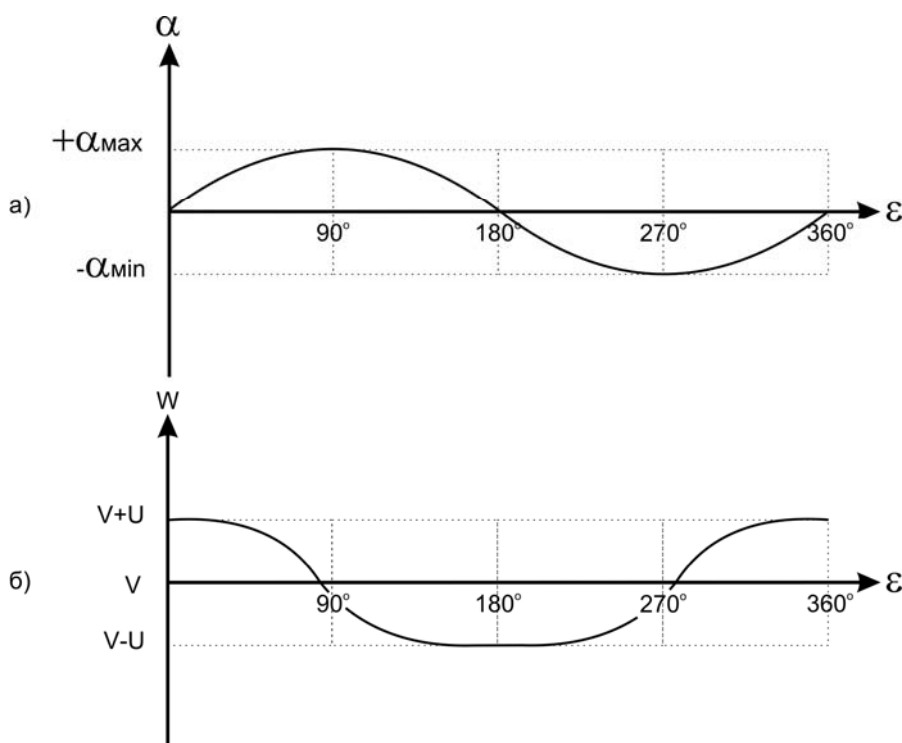


Рис. 3.8. Графики зависимости УС и W от угла ветра

На рис. 3.9 изображен вектор путевой скорости W и четыре положения вектора ветра U . Угол между ними, отсчитываемый от W по часовой стрелке, это угол ветра. Из вышеизложенного можно сделать вывод, что УС положителен (сносит вправо) при $0^\circ < УВ < 180^\circ$ (ветер дует вправо), и наоборот, УС отрицателен (сносит влево) при $180^\circ < УВ < 360^\circ$ (ветер дует влево).

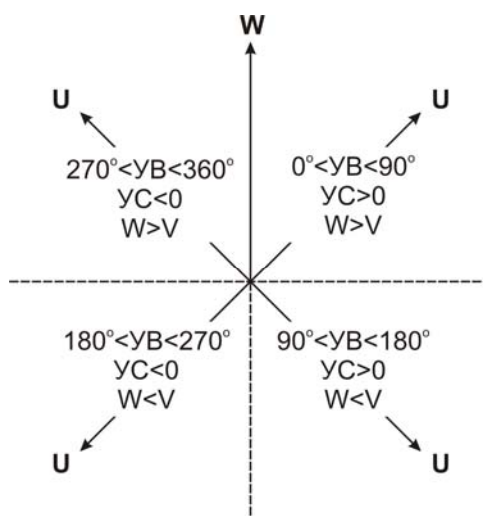


Рис. 3.9. Знак угла сноса и соотношение путевой и истинной скоростей

Путевая скорость больше истинной ($W > V$) когда ветер дует вперед ($270^\circ < \text{УВ} < 90^\circ$) и меньше истинной при $90^\circ < \text{УВ} < 270^\circ$.

Для летной практики важно хорошо представлять себе, при каких УВ снос положительный или отрицательный и когда путевая скорость больше или меньше истинной.

3.5. Решение навигационного треугольника скоростей

Способы решения навигационного треугольника скоростей. Во время подготовки и выполнения полета экипажу часто приходится решать навигационный треугольник скоростей. Решить треугольник – значит найти неизвестные его элементы по другим, известным. Действительно, некоторые навигационные элементы (например, курс, истинная скорость) могут быть измерены с помощью приборов в полете, другие, например, скорость и направление ветра, могут быть получены от метеослужбы в аэропорту. Тогда неизвестные, но необходимые для навигации, параметры можно определить, используя взаимосвязь элементов НТС.

Самый наглядный, но не самый удобный способ решения НТС – графический. Можно с помощью транспортира и линейки на листе бумаги в выбранном масштабе нарисовать меридиан и известные элементы НТС (например, векторы V и U) так, чтобы их расположение (величина и направление относительно меридиана) соответствовали условиям задачи. Тогда, достроив НТС до конца (в приведенном примере – дорисовав W), можно просто измерить линейкой величину путевой скорости, а транспортиром – угол сноса, ФПУ и любые другие элементы.

На практике в полете НТС, конечно, не рисуют. Его элементы рассчитывают с помощью специальных приспособлений, называемых счетным штурманским инструментом. В нашей стране на протяжении многих десятилетий в качестве такого инструмента используется навигационная линейка НЛ-10М. Устройство и правила пользования НЛ-10 описаны в главе 4.

В данном учебном пособии рассматриваются способы решения навигационных задач на НЛ-10М. Разумеется, эти задачи можно решать и на калькуляторе по формулам, приведенным в соответствующих главах.

В навигации принято выделять четыре типовые задачи решения навигационного треугольника скоростей. Наиболее часто приходится решать первые две из них, которые и будут здесь подробно рассмотрены.

Расчет путевой скорости и угла сноса по известному ветру. Такая задача решается во время предполетной подготовки, когда пилот (штурман) рассчитывает навигационные элементы и заполняет штурманский бортовой журнал – его левую часть, содержащую предполетные расчеты. Для каждого участка маршрута (от ППМ до ППМ) необходимо рассчитать УС и курс,

который будет при данном ветре обеспечивать полет по ЛЗП, путевую скорость и время полета.

Длинный маршрут может содержать 10, 20 и даже 50 участков. И для каждого из них необходимо рассчитать все эти элементы. Поскольку время на предполетную подготовку ограничено, понятно, что решать эту задачу нужно быстро и, конечно, правильно.

Исходными данными для задачи являются следующие величины.

- *Истинная воздушная скорость V* . Для каждого типа ВС из его Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) примерно известно, какая истинная скорость V будет иметь место на данной высоте полета по маршруту.

- *Заданный путевой угол*. Он может быть измерен на карте, а на радионавигационных картах магнитные путевые углы (ЗМПУ) уже напечатаны для каждого участка маршрута.

- *Направление и скорость ветра*. Эти данные экипаж получает во время метеоконсультации в аэропорту. Ветер по маршрутам, по которым выполняются полеты из данного аэропорта, включают в специальный бланк, находящийся в штурманской комнате аэропорта. Направление ветра в нем приводится метеорологическое.

- *Длина участка маршрута*. Она необходима для расчета времени полета на участке маршрута и может быть измерена или уже напечатана на карте.

- *Магнитное склонение*. Оно определяется по карте с помощью изогон и необходимо только для перевода метеорологического направления ветра в навигационное.

В данном учебном пособии в числовых примерах будем, как правило, опускать единицы измерения (размерность) навигационных величин, поскольку они в навигации общеприняты и предполагаются известными (расстояния – км, скорость – км/ч, время – минуты, угловые величины – градусы).

Рассмотрим порядок решения задачи на примере со следующими исходными данными:

$$V = 400$$

$$\text{ЗМПУ} = 232$$

$$\delta = 290$$

$$U = 70$$

$$S = 164$$

$$\Delta M = -4$$

Необходимо найти:

- магнитный курс, при выдерживании которого ВС будет лететь по ЛЗП,
- путевую скорость,
- время полета на участке маршрута.

Решение задачи.

1) *Рассчитывается навигационное направление ветра*

$$\delta_n = \delta \pm 180^\circ - \Delta M = 290 - 180 - (-4) = 114.$$

2) *Рассчитывается угол ветра.*

Из НТС известно, что $УВ = \delta_n - \text{ФМПУ}$. Во время предполетной подготовки, когда решается эта задача, самолет еще не летит и, конечно, никакого *фактического* путевого угла (ФМПУ) еще не существует. Но ведь смысл данной задачи заключается в расчете такого курса, чтобы самолет следовал по ЛЗП, то есть, чтобы выполнялось условие $\text{ФМПУ} = \text{ЗМПУ}$. Поэтому в данной задаче угол ветра может быть как

$$УВ = \delta_n - \text{ЗМПУ} = 114 - 232 = -118 = 242.$$

Очевидно, что при таком $УВ$ ветер дует влево и назад относительно направления полета. Следовательно, $УС$ должен быть отрицательным (будет сносить влево), а путевая скорость получится меньше истинной.

3) *Находят угол сноса и путевую скорость с использованием теоремы синусов (3.8). Из нее следует*

$$УС = \arcsin\left\{\frac{U}{V} \sin УВ\right\},$$

$$КУВ = УВ + УС,$$

$$W = V \frac{\sin КУВ}{\sin УВ}.$$

Расчет по этим формулам можно выполнить как на калькуляторе, так и на НЛ-10М.

При решении задачи на калькуляторе необходимо вводить данные и нажимать функциональные клавиши (их обозначения будем приводить в кавычках) в следующем порядке:

$$70 \llcorner 400 \llcorner x \llcorner 242 \llcorner \sin \llcorner = \llcorner F \llcorner \llcorner \sin \llcorner$$

Калькулятор выдаст значение угла сноса, которое необходимо округлить до целых градусов (потому что на компасе отсчитать курс с точностью до долей градуса невозможно). В данном примере получится -9° . Угол сноса оказался отрицательным, чего и следовало ожидать.

Курсовой угол нужно рассчитать в уме, не забывая о знаке УС.

$$КУВ = 242 + (-9) = 233$$

Далее рассчитывается путевая скорость W:

$$400 \llcorner x \llcorner 233 \llcorner \sin \llcorner \llcorner 242 \llcorner \sin \llcorner \llcorner =$$

Калькулятор выдаст 362 (округлено до одного км/ч). Как и следовало ожидать, путевая скорость оказалась меньше истинной.

При описании расчетов на НЛ-10М обычно используются небольшие рисунки шкал и устанавливаемых на них значений, описывающие алгоритм решения. Эти рисунки (схемки) принято называть «ключами» для решения задачи на НЛ-10.

На рис. 3.10 изображен ключ для определения УС и W. Кстати, этот ключ выгравирован и на самой НЛ-10.

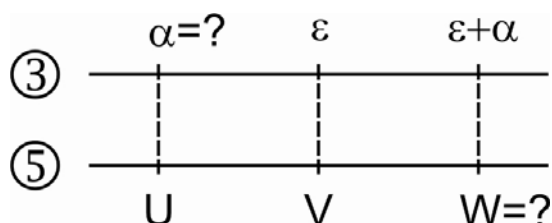


Рис. 3.10. Определение угла сноса и путевой скорости (ключ)

Для его использования на шкале 5 (нумерация и названия шкал приведены в главе 4) визиркой устанавливается значение V и перемещением движка под визирную линию подводят значение УВ на шкале 3 (синусов). Затем визирка перемещается на значение U по шкале 5 и напротив нее по шкале 3 отсчитывается УС.

После этого в уме определяется $КУВ=УВ+УС$, на его значение передвигается визирка (по шкале 3) и напротив нее по шкале 5 отсчитывается W. Разумеется, при расчете на НЛ-10М будут получены значения УС и W, близкие к тем, которые получены на калькуляторе.

Необходимо сделать несколько полезных замечаний, касающихся расчета на линейке. Во-первых, если УВ оказался больше 180° , его невозможно установить на шкале линейки. В этом случае этот же угол нужно представить как отрицательный: $242 = -118$. На шкале устанавливают 118. Знак на линейке, конечно, не устанавливают, но помнят, что УВ с минусом. Кстати это автоматически означает, что и УС будет отрицательным.

Во-вторых, если УС оказался меньше 5 его придется отсчитывать по шкале 4 (тангенсов). Это объясняется тем, что синусы и тангенсы малых углов примерно равны.

В-третьих, складывать УВ (точнее, то его значение, которое устанавливается на шкале, в нашем примере 118) и УС можно по модулю, невзирая на знаки. Это следует из того, что, если УВ представлен лежащим в диапазоне от -180° до $+180^\circ$, то знаки УВ и УС всегда одинаковы.

В-четвертых, нужно помнить, что хотя УС и принято в ответе округлять до градуса, для расчета КУВ желательно его использовать более точно (учесть доли градуса). В противном случае W может быть определена с погрешностью. Особенно это важно, когда УС мал.

4) *Рассчитывают курс следования*, который обеспечит выполнение полета по ЛЗП.

Из НТС следует, что $МК = ФМПУ - УС$. Поскольку для выполнения полета необходимо, чтобы ФМПУ был равен ЗМПУ, то

$$МК = ЗМПУ - УС.$$

Для рассматриваемого примера

$$МК = 232 - (-9) = 241.$$

е) *Рассчитывают время полета на участке.*

Расчет выполняется по путевой скорости. Очевидно, что:

$$t = \frac{S}{W}.$$

При расчете на калькуляторе непосредственно по этой формуле время будет получено в часах, поскольку W измеряется в километрах в час. Чтобы получить время, как это требуется, в минутах, необходимо полученный результат умножить на 60 (количество минут в часе).

На НЛ-10М расчет времени выполняется с помощью ключа, изображенного на рис.4.8, по которому время получается в минутах.

Определение ветра в полете. В рассмотренной выше задаче предполагалось, что ветер уже известен. Действительно, если задача решается во время предполетной подготовки, то используются прогностические скорость и направление ветра, полученные от метеорологов. Однако, прогноз погоды по маршруту может быть неточен и фактический ветер может значительно отличаться от прогностического. Поэтому одной из первых задач, которые решает экипаж после занятия заданной высоты, это определение фактических направления и скорости ветра.

Ветер можно определить разными способами, на основе использования различных исходных данных: по двум углам сноса на различных курсах, по двум путевым скоростям и т.д. В гражданской авиации в транспортных

полетах экипаж не имеет возможность произвольно менять курс только для того, чтобы измерить на этих курсах УС. Ведь ВС должно лететь по заданному маршруту. Поэтому в гражданской авиации получил распространение способ определения ветра по путевой скорости и углу сноса, измеренным на одном курсе.

Исходными данными для решения задачи являются следующие величины

- *Курс полета*. Курс может быть определен в полете с помощью курсовых приборов (компасов).

- *Истинная воздушная скорость*. Должна быть рассчитана по измеренной в полете приборной воздушной скорости.

- *Путевая скорость*;

- *Угол сноса*.

Путевая скорость и угол сноса могут быть непосредственно измерены в полете бортовым оборудованием (например, доплеровским измерителем скорости и сноса), или определены одним из способов, которые будут рассмотрены далее.

Необходимо *найти* направление и скорость ветра.

Математические соотношения, необходимые для решения данной задачи, могут быть получены с помощью рис. 3.5 на котором изображен НТС с вершинами, обозначенными буквами О, А и С.

Пусть В - проекция точки А на вектор путевой скорости. Тогда из треугольника АВС

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{AB}{BC}. \quad (3.13)$$

Из треугольника ОАВ

$$AB = V \sin \alpha.$$

В свою очередь

$$BC = OC - OB = W - V \cos \alpha.$$

Величина, соответствующая отрезку ВС, называется *продольной составляющей ветра*. Это проекция вектора ветра на линию фактического пути (направление вектора W).

Поскольку скорость ветра обычно меньше (а часто - в несколько раз меньше), чем скорость самолета, то абсолютная величина УС, как правило, невелика – единицы градусов. Лишь для малоскоростных ВС или при очень сильном ветре УС может достигать 10-20°.

Косинусы малых углов близки к единице. Поэтому с достаточно высокой точностью можно считать, что:

$$V \cos \alpha \approx V.$$

Погрешность за счет такого допущения обычно не превышает погрешностей измерения W и V . Например, если $V=500$ км/ч, а угол сноса 5° , то $\cos 5^\circ = 0,996$, $V \cos \alpha = 498$ км/ч. Погрешность (2 км/ч) в несколько раз меньше цены деления на шкале указателя скорости. Поэтому при практическом расчете ветра обычно принимают:

$$BC=OC-OB=W-V \cos \alpha \approx W-V = U_{\text{экв}}.$$

Разность путевой и истинной скоростей называется *эквивалентным ветром* и будет рассмотрена ниже.

Подставив полученные выражения для AB и BC в формулу (3.13), получим:

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{V \sin \alpha}{U_{\text{экв}}},$$

откуда

$$\frac{\sin \alpha}{U_{\text{экв}}} = \frac{\operatorname{tg} \varepsilon}{V}. \quad (3.14)$$

Также в соответствии с рис. 3.5 из треугольника OAB можно записать

$$AB=V \sin \alpha,$$

а из треугольника ABC

$$AB=U \sin \varepsilon.$$

Приравняв эти выражения и поделив обе части соотношения на произведение VU , получим

$$\frac{\sin \alpha}{U} = \frac{\sin \varepsilon}{V}. \quad (3.15)$$

Полученные выражения (3.14) и (3.15) легко реализуются на калькуляторе и на НЛ-10М.

Ключ для решения задачи на навигационной линейке представлен на рис. 3.11 в виде двух частей. На шкале 5 визирка устанавливается на $U_{\text{экв}}$ и движок перемещается так, чтобы с ним совпало значение $УС$ на шкале 3 (синусов). Затем визирка перемещается на значение V по шкале 5 и напротив него по шкале 4 (тангенсов) отсчитывается так называемый *острый угол ветра* ε^* . Дело в том, что на шкале тангенсов невозможно установить угол более 90° (а точнее – даже более 85°). Да и калькулятор, при выполнении операции взятия арктангенса, выдает *главное значение* угла, то есть не превышающее по модулю 90° . Это значение и называют острым углом ветра.

Затем (вторая часть ключа) движок перемещается так, чтобы на это же место (то есть напротив V) было установлено это же значение полученного ε^* , но уже по шкале синусов. Вернув визирку на значение $УС$ по шкале синусов, напротив него по шкале 5 можно отсчитать скорость ветра U .

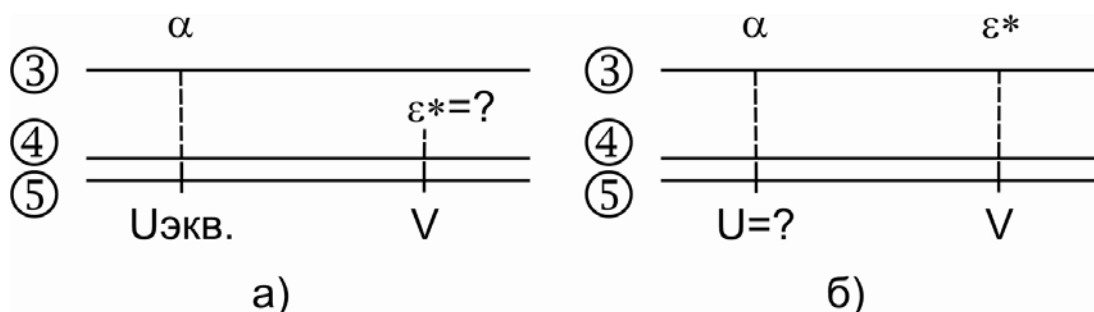


Рис. 3.11. Определение ветра

Таким образом, скорость реального ветра U уже найдена и теперь необходимо определить навигационное направление ветра. Полученный на НЛ-10 угол ε^* является острым, то есть меньше 90° , поскольку в таких пределах оцифрована шкала тангенсов. Это острый угол между линией фактического пути (направлением вектора W) и линией, вдоль которой дует ветер. На рис.3.12 для примера показан угол ветра и острый угол ветра для случая, когда ветер дует влево назад.

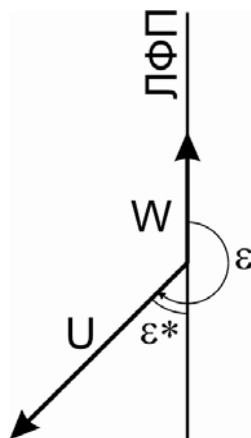


Рис. 3.12. Угол ветра и острый угол ветра

С помощью острого угла ветра ε^* легко определить навигационное направление ветра. При этом целесообразно опираться не на чисто формальные правила и формулы, а на здравый смысл и пространственное представление.

Первоначально необходимо определить направление полета, то есть фактический путевой угол β_{ϕ} , поскольку именно от этого направления отсчитывается ε . Очевидно, что

$$\beta_{\phi} = \gamma + \alpha_{..}$$

Затем необходимо определить (с точностью до четверти) в каком направлении дует ветер относительно направления полета – вперед или назад, влево или вправо. Это ключевой момент в решении задачи, но он не представляет сложности.

Если путевая скорость W больше воздушной скорости V , то есть относительно земли ВС движется быстрее, чем относительно воздушной массы, значит ветер попутный, «помогает» полету, то есть дует вперед. В противном случае ($W < V$) ветер дует назад, то есть является встречным.

Если УС положительный (ВС сносит вправо), то и ветер дует вправо относительно направления полета. Ведь именно из-за ветра появляется снос. Если же $УС < 0$, самолет сносит влево, то и ветер дует влево. На рис.3.13 изображены четыре возможных случая направления ветра (вперед-вправо, вперед-влево, назад-вправо, назад-влево).

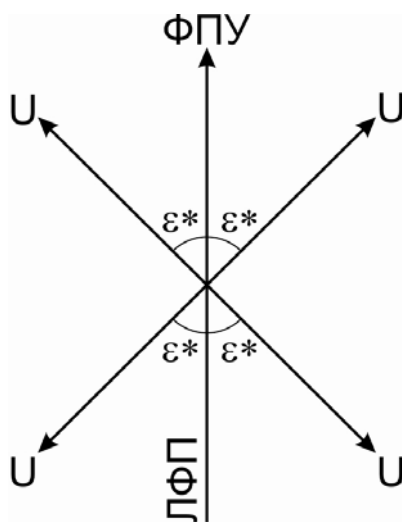


Рис. 3.13. Возможные направления ветра относительно ЛФП

Острый угол ветра ε^* отсчитывается от ЛФП, а определить необходимо навигационное направление ветра δ_n , то есть куда он дует *относительно меридиана*. Сделать это можно, опираясь на значение фактического путевого угла.

Если ветер дует вперед, то навигационное направление ветра больше или меньше ФПУ на величину ε^* . Численные значения всех направлений возрастают при их повороте по часовой стрелке. Поэтому, если ветер дует относительно ЛФП (направления вектора W) вправо, то δ_n больше ФПУ на величину ε^* , а если ветер дует влево, то меньше на эту же величину.

Если же ветер встречный (дует назад), то опираться следует не на ФПУ, а противоположное ему направление ($\text{ФПУ} \pm 180^\circ$), поскольку именно от него отсчитывается в данном случае острый угол ветра. Если сносит вправо, то вектор ветра лежит от этого направления против часовой стрелки и ε^* необходимо вычесть. При правом сносе вектор ветра лежит «более по часовой стрелке», чем направление ($\text{ФПУ} \pm 180^\circ$), и его нужно прибавить.

Полученное таким образом навигационное направление ветра будет отсчитываться от того же меридиана (магнитного, истинного или опорного), от которого отсчитывался курс и, следовательно, фактический путевой угол.

По известному навигационному направлению ветра легко найти и метеорологическое направление δ (откуда дует ветер относительно истинного меридиана). Например, если навигационное направление отсчитывалось от магнитного меридиана, то для перехода к метеорологическому направлению его необходимо развернуть на 180° и учесть магнитное склонение (в соответствии с правилом учета поправок – прибавить):

$$\delta = \delta_n \pm 180^\circ + \Delta M.$$

Рассмотрим решение этой задачи на примере.

Дано:

$$V=680,$$

$$W=590,$$

$$MK=312,$$

$$UC=+8,$$

$$\Delta M = -4.$$

Найти: δ_n, δ, U .

Решение:

1) Находим эквивалентный ветер

$$U_{\text{экв}} = W - V = 590 - 680 = -90 \text{ км/ч.}$$

2) На НЛ-10М находим по ключу на рис. 3.11 острый угол ветра ε^* и скорость ветра U :

$$U=130 \text{ км/ч, } \varepsilon^*=46^\circ.$$

3) Находим ФМПУ:

$$\Phi_{МПУ} = \Phi_{МК} + \Phi_{УС} = 312 + 8 = 320^\circ.$$

4) Поскольку $W < V$, то ветер дует назад. Поскольку $\Phi_{УС} > 0$, то ветер дует вправо. Следовательно, вектор ветра лежит во II четверти (см.рис. 3.13). В этом случае острый угол ветра ε^* отсчитывается от направления, противоположного направлению W , то есть от направления

$$\Phi_{МПУ} \pm 180 = 320 - 180 = 140.$$

Поскольку вектор ветра расположен от этого направления в сторону против часовой стрелки, то направление ветра будет *меньше* на величину ε^* :

$$\delta_n = 140 - 47 = 93.$$

5) Метеорологическое направление ветра:

$$\delta = 93 + 180 - 4 = 269.$$

3.6. Эквивалентный ветер

Для решения некоторых навигационных задач удобно использовать понятие эквивалентного ветра.

Эквивалентный ветер $U_{эkv}$ – это условный ветер, направление которого совпадает с линией пути, а скорость его такова, что он создает такую же путевую скорость, что и реальный ветер в данном районе полетов.

Если реальный ветер является *строго попутным (встречным)*, то он увеличивает (уменьшает) скорость перемещения ВС относительно земли по сравнению с воздушной скоростью ровно на величину своей скорости. Но, как правило, реальный ветер дует под углом к линии пути. Тем не менее, он также изменяет путевую скорость, но на меньшую величину, зависящую от угла ветра. Например, если скорость реального ветра $U = 100$, но дует он под углом $\varepsilon = 60^\circ$, то он увеличивает W по сравнению с V примерно на 50 км/ч. Вот эта величина увеличения (уменьшения) скорости и называется эквивалентным ветром. Действительно, если бы ветер был строго попутным, то, чтобы создать такую же путевую скорость, он должен иметь скорость 50 км/ч. Тогда бы он был равнозначным (эквивалентным) реальному ветру с точки зрения влияния на путевую скорость.

Таким образом, эквивалентный ветер это просто разность путевой и истинной воздушной скоростей:

$$U_{эkv} = W - V.$$

Эквивалентный ветер – это скалярная величина. Очевидно, что она имеет знак: «плюс» при попутном ветре и «минус» при встречном.

Значение эквивалентного ветра для авиации обусловлено тем, что с его помощью легко определить путевую скорость. Действительно, если известен $U_{\text{экв}}$, то, зная истинную скорость, можно сразу определить:

$$W = V + U_{\text{экв}}.$$

Графически величину эквивалентного ветра можно проиллюстрировать с помощью навигационного треугольника скоростей (рис. 3.14).

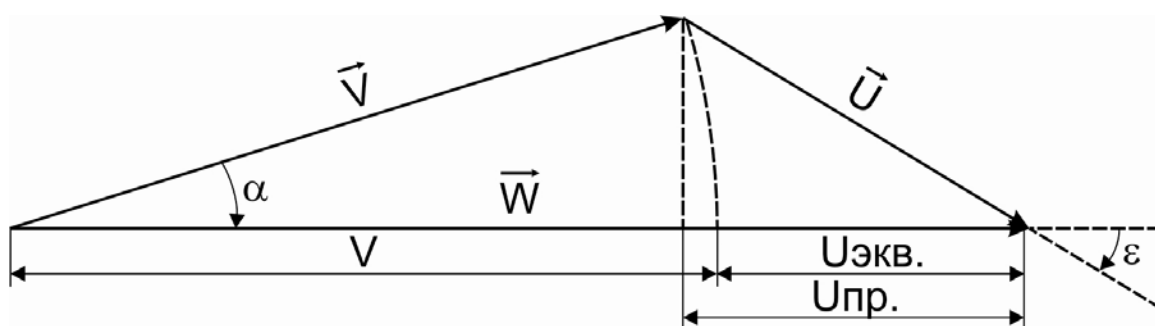


Рис. 3.14. Эквивалентный ветер

Чтобы графически получить разность W и V , необходимо наложить V на W . Если считать, что векторы W и V представляют собой стержни, скрепленные в точке O , то можно вращать V до наложения его на W . Тогда разность длин двух отрезков и будет являться $U_{\text{экв}}$.

Эквивалентный ветер отличается от продольной составляющей ветра $U_{\text{пр}}$ (см. рис. 3.14), но разность их не велика, поскольку угол сноса обычно мал и сама V не сильно отличается по величине от своей проекции..

Величина эквивалентного ветра может быть рассчитана по формуле

$$U_{\text{экв}} = U \cos \varepsilon - \frac{U^2}{2V} \sin^2 \varepsilon. \quad (3.14)$$

Первое слагаемое в правой части этой формулы представляет собой продольную составляющую ветра $U_{\text{пр}}$, то есть проекцию ветра на линию пути. Второе слагаемое обычно мало и им часто пренебрегают. В этом случае

$$U_{\text{экв}} \approx U \cos \varepsilon.$$

Как видно из формулы (3.14), эквивалентный ветер зависит не только от скорости реального ветра U и угла ветра ε , то есть угла, под которым дует ветер к линии пути, но и от истинной скорости воздушного судна V . Это означает, что если через одну точку пространства в одном и том же

направлении последовательно пролетят два ВС с разными истинными скоростями, то эквивалентный ветер у них будет разный. Чем меньше истинная скорость, тем больше будет «прибавка» путевой скорости по сравнению с истинной.

Таким образом, в одной и той же точке пространства при одном и том же реальном ветре может существовать бесконечно много эквивалентных ветров. Во-первых, в зависимости от направления полета (угла ветра), а во-вторых, в зависимости от истинной скорости ВС, пролетающего через эту точку.

Хотя эквивалентный ветер зависит от трех величин (U , ε , V), но его зависимость от истинной скорости слабая. Просто потому, что V входит во второе слагаемое в формуле, которое само по себе мало. Поэтому на практике для определения эквивалентного ветра составляют таблицы, по которым можно определить $U_{\text{экв}}$ в зависимости от U и ε . Таблицы рассчитывают для определенного значения V , но они пригодны и для других близких скоростей. Диапазон скоростей, для которого пригодна таблица, указывают в ее заголовке. В табл.3.1 приведена таблица $U_{\text{экв}}$ для ВС с истинными скоростями 100-300 км/ч, а в табл. 3.2 – 700-900 км/ч.

Таблица 3.1

Эквивалентный ветер
(для ВС с истинными скоростями 100-300 км/ч)

Угол ветра, °		Скорость ветра, км/ч									
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
0	360	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
10	350	10	20	29	39	49	59	69	78	88	98
20	340	9	19	28	37	46	55	64	73	82	91
30	330	9	17	25	34	42	50	58	65	73	80
40	320	8	15	22	29	36	42	49	55	61	66
50	310	6	12	18	23	28	33	38	42	46	50
60	300	5	9	13	17	20	23	26	28	30	31
70	290	3	6	8	10	12	13	13	13	13	12
80	280	1	3	3	3	3	2	0	-2	-4	-7
90	270	-0	-1	-2	-4	-6	-9	-12	-16	-20	-25
100	260	-2	-4	-7	-11	-15	-19	-24	-29	-35	-42
110	250	-4	-8	-12	-17	-23	-28	-35	-41	-49	-56
120	240	-5	-11	-17	-23	-30	-37	-44	-52	-60	-69
130	230	-7	-13	-21	-28	-36	-44	-52	-61	-70	-79
140	220	-8	-16	-24	-32	-41	-50	-59	-68	-77	-87
150	210	-9	-18	-27	-36	-45	-54	-64	-73	-83	-93
160	200	-9	-19	-28	-38	-48	-57	-67	-77	-87	-97
170	190	-10	-20	-30	-40	-49	-59	-69	-79	-89	-99
180		-10	-20	-30	-40	-50	-60	-70	-80	-90	-100

Эквивалентный ветер используется при решении таких задач подготовки и выполнения полетов, в которых имеет значение не столько направление ветра, сколько его влияние на путевую скорость, время полета по маршруту. Например, при определении количества топлива, необходимого для выполнения полета, учитывается *средний эквивалентный ветер* $U_{\text{экв.ср}}$ по участкам маршрута. Ведь даже при постоянном реальном ветре на каждом i -ом участке маршрута эквивалентный ветер $U_{\text{экв.}i}$ будет различным, поскольку различаются заданные путевые углы и, следовательно, углы ветра.

Таблица 3.2

Эквивалентный ветер
(для ВС с истинными скоростями 100-300 км/ч)

Угол ветра, °		Скорость ветра, км/ч									
		20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0	360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
10	350	20	39	59	79	98	118	138	157	177	196
20	340	19	37	56	75	93	112	130	148	167	185
30	330	17	34	51	68	85	102	118	135	151	167
40	320	15	30	45	60	74	88	102	116	130	143
50	310	13	25	37	49	61	72	83	93	104	114
60	300	10	19	28	37	45	53	61	68	75	81
70	290	7	13	19	24	29	33	37	41	44	46
80	280	3	6	8	10	11	12	12	12	12	10
90	270	-0	-1	-2	-4	-6	-9	-12	-16	-20	-25
100	260	-4	-8	-13	-18	-23	-30	-36	-43	-51	-59
110	250	-7	-15	-23	-31	-40	-49	-59	-69	-79	-90
120	240	-10	-21	-32	-43	-55	-67	-79	-92	-105	-119
130	230	-13	-26	-40	-54	-68	-82	-97	-112	-128	-143
140	220	-15	-31	-47	-63	-79	-96	-112	-129	-146	-164
150	210	-17	-35	-53	-70	-88	-106	-124	-143	-161	-179
160	200	-19	-38	-57	-76	-95	-114	-133	-152	-172	-191
170	190	-20	-39	-59	-79	-99	-118	-138	-158	-178	-198
180		-20	-40	-60	-80	-100	-120	-140	-160	-180	-200

При определении среднего эквивалентного ветра необходимо учитывать, что длина участков может быть существенно различной и, следовательно, различным будет влияние разных $U_{\text{экв.}i}$ на среднюю путевую скорость по маршруту.

Точный расчет может быть выполнен по формуле:

$$U_{\text{экв.ср}} = \frac{\sum_{i=1}^n S_i U_{\text{экв.}i}}{S_{\text{общ}}},$$

где S_i – длина i -го участка;

$S_{\text{общ}}$ – общая длина маршрута, то есть сумма длин участков.

Для упрощенного расчета по этой формуле в уме длину одного из коротких участков можно принять за условную единицу.

При составлении расписания полетов авиакомпании учитывается средний эквивалентный ветер по каждому маршруту в зависимости от сезона (весна, лето, зима, осень). Он рассчитывается с использованием статистических метеорологических данных. С учетом этого эквивалентного ветра по истинной скорости ВС рассчитывается средняя путевая скорость, а по ней определяется среднее время полета по маршруту. Оно и указывается в расписании полетов. Это же время используется и для других целей, например, планирования закупок авиатоплива авиакомпанией.

4. СЧЕТНЫЙ ШТУРМАНСКИЙ ИНСТРУМЕНТ

4.1. Навигационная линейка НЛ-10М

Принцип работы логарифмической линейки. В полете и перед полетом любому члену летного экипажа, занимающемуся навигацией, приходится решать различные вычислительные задачи. Многие из них необходимо уметь решать устно, в уме, а для решения более сложных используются специальные устройства, называемые общим термином «счетный штурманский инструмент».

В России в качестве такого инструмента наиболее часто используется навигационная линейка НЛ-10М. По принципу своего устройства она аналогична обычной логарифмической линейке, но более приспособлена для решения именно навигационных задач.

Обычная логарифмическая линейка (slide rule) до появления электронных калькуляторов была одним из основных вычислительных средств в науке и технике. С ее помощью производились расчеты и для строительства первых ГЭС, и для запуска искусственных спутников Земли.

Прежде, чем рассмотреть принцип действия обычной, то есть не навигационной, а универсальной линейки, обратим внимание на то, что даже с помощью двух обычных сантиметровых измерительных линеек можно складывать и вычитать числа. Для этого эти линейки нужно расположить так, чтобы ноль первой линейки совпадал с первым слагаемым (числом a) на второй линейке. Тогда напротив второго слагаемого (числа b), установленного на первой линейке, можно отсчитать на второй линейке сумму ($a+b$). На рис. 4.1 ноль первой линейки установлен на число 3 (первое слагаемое) и можно отсчитать результат его сложения с любыми числами, например, числом 4.

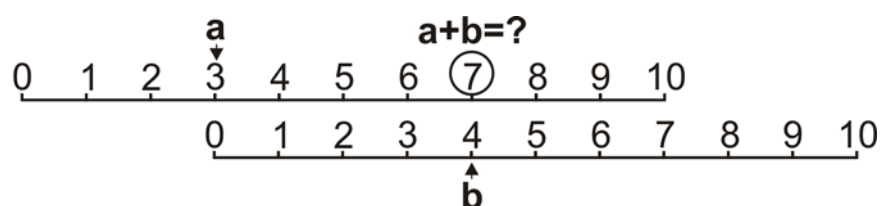


Рис. 4.1. Сложение чисел с помощью обычных линеек

Нетрудно догадаться, что в данном случае суммирование чисел заменяется механическим сложением отрезков с длинами a и b . Считать ничего не нужно. Необходимо только правильно установить шкалы друг относительно друга и прочесть готовый результат.

По похожему принципу устроена и логарифмическая линейка, но предназначена она не для сложения и вычитания, а для умножения и деления. Такая линейка могла появиться только после изобретения Джоном Непером

логарифмов (XVII век). Идея ее создания формировалась под влиянием нескольких ученых того времени, но в виде, наиболее похожем на современный, логарифмическую линейку предложил Вильям Отред (1575-1660), которого можно считать ее изобретателем (рис. 4.2)



Рис. 4.2. Изобретатель логарифмической линейки Вильям Отред

Работа линейки основана на известном свойстве логарифмов: логарифм произведения чисел равен сумме логарифмов этих чисел. Соответственно, и наоборот - логарифм частного равен разности логарифмов:

$$\begin{aligned} \log(ab) &= \log a + \log b, \\ \log(a/b) &= \log a - \log b. \end{aligned}$$

Идея логарифмической линейки состоит в том, чтобы заменить умножение чисел сложением отрезков, длины которых равны логарифмам этих чисел. Для этого шкалы линейки следует сделать не равномерными, как у измерительной линейки, а логарифмическими. Это означает, что, например, число 2 наносят не на расстоянии, равно двум единицам (например, сантиметрам) от начала шкалы, а на расстоянии равном логарифму числа 2. Десятичный логарифм 2 равен 0,301. На шкале откладывают отрезок такой длины, но у соответствующего деления пишут 2. Затем откладывают отрезок, равный логарифму числа 3 и пишут возле него число 3 и т.д. Таким образом получают логарифмические шкалы, как , например, на рис. 4.3, где изображены две сдвинутые друг относительно друга шкалы.

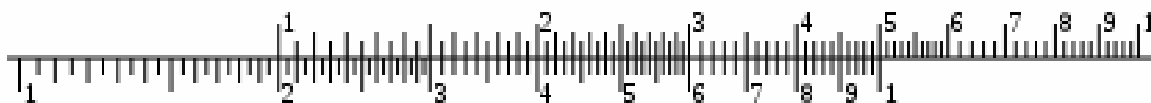


Рис. 4.3. Логарифмические шкалы

Собственно логарифмическая линейка и представляет собой как минимум две шкалы (а обычно гораздо больше), которые можно сдвигать относительно друг друга. Фрагмент обычной логарифмической линейки изображен на рис. 4.4.

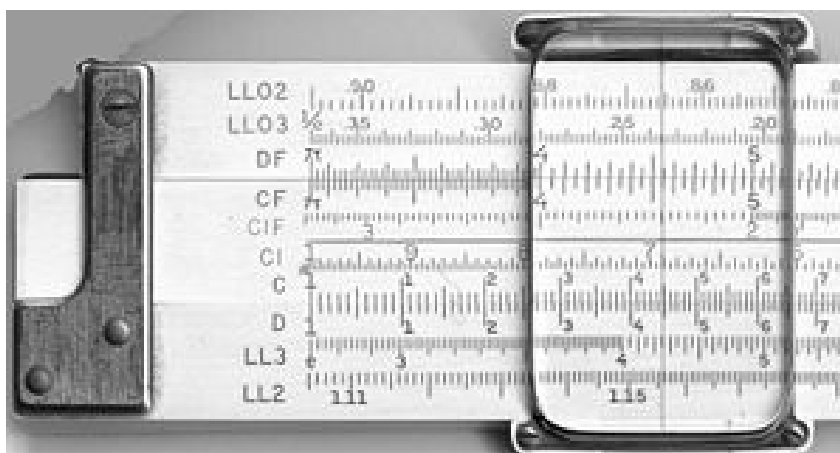


Рис. 4.4. Фрагмент универсальной логарифмической линейки

Подвижная часть линейки называется *движком*, а неподвижная – *основанием* или *корпусом* линейки. И на основании, и на движке нанесены различные логарифмические шкалы. Для того, чтобы было удобно устанавливать и отсчитывать числа, вдоль линейки перемещается *визирка* из стекла или прозрачной пластмассы, на которой нанесена визирная линия. Она облегчает совмещение чисел на разных шкалах, особенно, если эти шкалы расположены не рядом.

Необходимо обратить внимание на следующие особенности логарифмических шкал.

1) Логарифмическая шкала начинается с числа 1, а не с числа 0, как у обычной измерительной линейки. Это объясняется тем, что логарифм единицы равен нулю. Ведь на шкале откладываются отрезки, равные логарифмам чисел, но надписаны сами числа.

2) Шкала является неравномерной, поскольку логарифмическая функция нелинейная. Можно видеть (рис. 4.3), что расстояние между делениями, обозначенными 2 и 3, меньше, чем между делениями 1 и 2. Расстояние между 9 и 10 совсем небольшое.

3) Цена нанесенных на шкале более мелких делений различна в разных местах шкалы. Например, интервал от 4 до 5 разделен на десять более мелких делений, а между 8 и 9 – всего на пять. Это означает, что здесь каждое деление соответствует двум единицам более младшего разряда. Интервал же от 1 до 2 разделен на десять делений, но каждое из них разделено еще пополам более короткими рисками. Каждая такая половинка содержит пять единиц еще более мелкого разряда.

Пользование линейкой невозможно без умения правильно определять цену деления и устанавливать числа на шкале.

Умножение на логарифмических шкалах выполняется так же, как выполнялось рассмотренное выше сложение на равномерных шкалах. На рис. 4.3 начало первой шкалы (число 1) установлено на первый сомножитель (им здесь является число 2), а напротив второго сомножителя на первой шкале можно прочесть по второй шкале результат его умножения на 2. Например, напротив числа 3 стоит 6, напротив 4 стоит 8 и так далее.

Из рис.4.3 видно, что если бы мы захотели умножить число 2 например, на 7, то в том положении шкал которое изображено на рисунке, это сделать бы не удалось. Результат умножения оказался бы за пределами шкалы. В таких случаях необходимо, как говорят, «перебросить» одну из шкал, то есть сдвинуть ее так, чтобы напротив первого сомножителя (числа 2) была установлена не единица в начале шкалы, а единица в конце шкалы (иногда вместо единицы там написано 10). В этом случае ответ окажется между цифрами 1 и 2 на нижней шкале. Если посчитать количество более мелких делений от единицы до полученного ответа, то их окажется четыре. Таким образом, первая цифра ответа – 1, а вторая – 4. то есть получается 14.

Следует помнить важную вещь: *на линейке устанавливаются не сами числа, а только значащие цифры чисел.* Это значит, что одно и то же место на шкале соответствует, например, и числу 14, и числу 0,14, и числу 1400, и числу 0,00014... То есть на нули перед первой ненулевой цифрой, и на нули после последней ненулевой цифры можно не обращать внимания. Поэтому умножение, например, 2 на 3, 2000 на 0,03 или 0,002 на 0,3 - все это соответствует одному и тому же положению шкал.

На линейке почти всегда можно получить две-три значащие цифры числа, а если в конкретном месте линейке размеры делений крупные, то при хорошем глазомере можно примерно получить и четвертую цифру. Линейка – не калькулятор, который точно выдает все цифры ответа. На ней результат оказывается, как правило, приближенным. Это, конечно, не значит, что не следует стремиться устанавливать и отсчитывать числа аккуратно и возможно точнее.

При чисто математических расчетах может вызвать затруднение вопрос: а какое все же число получилось в ответе? Во всех перечисленных случаях последнего примера ответ на шкале будет представлять собой значащую цифру 6. Но что это: просто 6, или 600, или 0,0006 ? Для решения этого вопроса в принципе существуют формальные правила, которые здесь приводить не будем. Практически удобнее поступить следующим образом: округлить сомножители настолько сильно, до таких «грубых» значений, чтобы их умножение можно было легко выполнить в уме. Порядок полученного «грубого» значения и будет таким же, как у правильного точного ответа.

Например, если умножалось 450 на 0,3, то можно округлить 450 до 100, а 0,3 округлить до 0,1. Нетрудно сосчитать, что $100 \times 0,1 = 10$. На шкалах

линейки получатся значащие цифры «1», «3», «5». Следовательно, ответ 13,5 (ближе всего к округленному ответу 10), а не 1350 и не 0,00135.

Необходимо заметить, что такого рода проблемы возникают только при решении довольно абстрактных математических задач. При решении *навигационных* задач обычно проблем нет. Если пилот рассчитывал путевую скорость и получил на линейке число 3, то и так ясно, что скорость 300 км/ч, а 3, не 30 и не 3000.

На логарифмической линейке можно не только делить и умножать. На ней много шкал и некоторые построены таким образом, что откладываются не просто логарифмы чисел, а логарифмы каких либо элементарных функций этих чисел, например, синусов, квадратов, экспоненциальных функций. Поэтому на линейке легко выполнять операции и с этими функциями, например, умножить число на тангенс какого-либо угла.

Шкалы навигационной линейки НЛ-10М. Навигационная линейка отличается от обычной универсальной логарифмической линейки тем, что шкалы ее более приспособлены для решения именно навигационных задач. Впервые в СССР идея навигационной линейки была предложена в 1923 г. конструктором В.Г.Немчиновым, а в 1928 г. штурман авиации Черноморского флота Л.С.Попов сконструировал первую навигационную линейку. На ней было совсем мало шкал и, следовательно, с ее помощью можно было решать не так много видов навигационных задач.

Но линейка совершенствовалась, появлялись ее новые модификации (НЛ-7,8,9,10) с дополнительными шкалами. Уже в 1939 г. на линейке было 12 шкал, а последняя модификация НЛ-10М содержит 17 шкал.

Линейка имеет лицевую и обратную стороны (рис. 4.5) и состоит из трех частей: основания (корпуса), движка и визирки. Каждая шкала имеет название и номер, позволяющий легко на нее сослаться.

В данной главе будут рассмотрены только некоторые, самые часто используемые шкалы линейки. Использование других шкал будет рассмотрено в последующих главах по мере необходимости решения различных навигационных задач.

Наиболее часто используемыми являются шкалы с первой по пятую (рис. 4.5). Рассмотрим их более подробно.

Шкала 1, называемая шкалой расстояний и скоростей, состоит из трех декад. Декада – это часть логарифмической шкалы от одной единицы шкалы до другой единицы. Или, что то же самое, до десятки, поскольку нули на логарифмической шкале не имеют значения. На обычной логарифмической линейке нанесена всего одна декада. В этом ее неудобство, поскольку приходится «перебрасывать движок», когда результат расчета выходит за пределы шкалы.

На шкале 1 НЛ-10М нанесено подряд три декады. Они отличаются друг от друга только оцифровкой. Первая декада от 1 до 10, вторая от 10 до 100, третья от 100 до 1000. Поскольку нули в принципе не играют роли, то

это три одинаковые декады. Они абсолютно равноценны, хотя и несколько различаются в градуировке мелких делений.

Такое устройство шкалы позволяет перебрасывать движок гораздо реже. Ведь если результат расчета вышел за пределы одной декады, то он попал на шкалу следующей.

Шкала 5 является абсолютно такой же, как и шкала 1. Если установить визиркой какое-либо число на шкале 1, оно же окажется установленным на шкале 5.

Шкала 2 называется шкалой времени, но, конечно, на ней можно устанавливать не только время. Вторая (средняя) декада этой шкалы полностью идентична средней декаде шкалы 1. В первой декаде совпадают только оцифрованные деления, а более мелкие – нет. Здесь каждое деление разбито не на 10 частей, а на 6. Ведь это шкала *времени*, а в минуте 60 (а не 100) секунд, в часе 60 минут. Такое построение шкалы позволяет удобно отсчитывать на ней время. Ответ получится сразу в минутах и секундах, а не в минутах и десятых долях минуты.

Третья декада шкалы 2 также построена так, чтобы было удобно работать с временными величинами. В том месте шкалы, где на шкале 1 стоит число 120, на шкале 2 стоит цифра 2. Напротив 180 стоит 3 и так далее. Это позволяет получать ответ в часах и минутах (или минутах и секундах). Ведь, например, 180 минут – это три часа.

Такое построение первой и третьей декад шкалы 2 удобно, если рассчитывается именно время. Если же на этих шкалах рассчитываются величины совсем другого рода, например, расстояния, то такое устройство шкал неудобно – ведь деления разделены на 6 частей.

Шкала 4 называется шкалой тангенсов и оцифрована в градусах от $0,5^\circ$ до 85° . Деления для углов меньших, чем десять градусов разделены на более мелкие минутные деления. Необходимо помнить, что в 1° содержится 60 минут ($60'$) и тогда легко определить цену деления. Например, интервал шкалы от 1° до 2° разделен на шесть делений. Следовательно, каждое деление содержит $10'$.

Шкала 3, нанесенная посередине движка, это шкала синусов. Она имеет двойную оцифровку. Начинается с 5° и увеличивается вправо до 90° по нижней части шкалы, а потом возрастает уже влево по верхней части шкалы до 175° . Таким образом, например, 15° и 165° – это фактически одно и то же место на шкале. Ничего удивительного в этом нет, поскольку

$$\sin \alpha = \sin (180 - \alpha).$$

На шкале синусов вблизи значения 90° деления расположены настолько близко, что не хватило места для их оцифровки. После значения 60° следующее оцифрованное значение уже 90° , а 70° и 80° не оцифрованы. В этом случае, чтобы найти нужное место на шкале, следует обращать

внимание на длину рисок, поскольку все десятиградусные риски одной длины.

Если угол, синус которого необходимо определить, составляет менее 5° , то для его определения следует пользоваться шкалой тангенсов (шкала 4). Это объясняется тем, что синусы и тангенсы малых углов очень близки и неразличимы в пределах точности линейки. Поэтому разработчики линейки решили, что нет необходимости наносить рядом две практически одинаковые шкалы.

Шкала 6 обозначена на линейке как «V:100». Это объясняется тем, что при определении радиуса разворота на ней устанавливается истинная скорость, выраженная в сотнях километров в час. На этой шкале нанесены значения, которые являются квадратными корнями из значений на шкале. Поэтому с помощью шкал 5 и 6 можно возводить числа в квадрат и извлекать корни.

Основные ключи для расчетов на НЛ-10М. Небольшие графические схемы, подсказывающие как решить ту или иную задачу на линейке, в авиации издавна называют «ключами». Ключ показывает, на каких шкалах следует устанавливать исходные данные, как шкалы должны быть сдвинуты друг относительно друга и где отсчитать ответ. В этой главе приведены только несколько самых распространенных ключей. Другие будут рассмотрены в последующих главах, а некоторые уже использовались в главах предшествующих..

1) *Умножение чисел.* Умножение можно выполнить на шкалах 1 и 2 в соответствии с ключом, изображенным на рис.

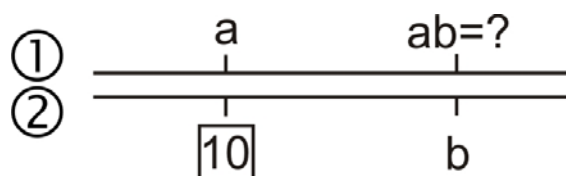


Рис. 4.6. Умножение чисел

В соответствии с этим ключом число 10 на шкале 2 линейки (оно обведено квадратом, чтобы легче найти) следует, сдвинув движок, установить на первый сомножитель a по шкале 1. Тогда напротив второго сомножителя b (на шкале 2) можно по шкале 1 отсчитать результат умножения ab ..

Число 10, обведенное в квадратик, является «единицей» (началом) второй декады шкалы. Вместо нее может использоваться и единица первой декады (написана как 1), или единица третьей декады (обозначена как 100 и тоже обведена прямоугольником).

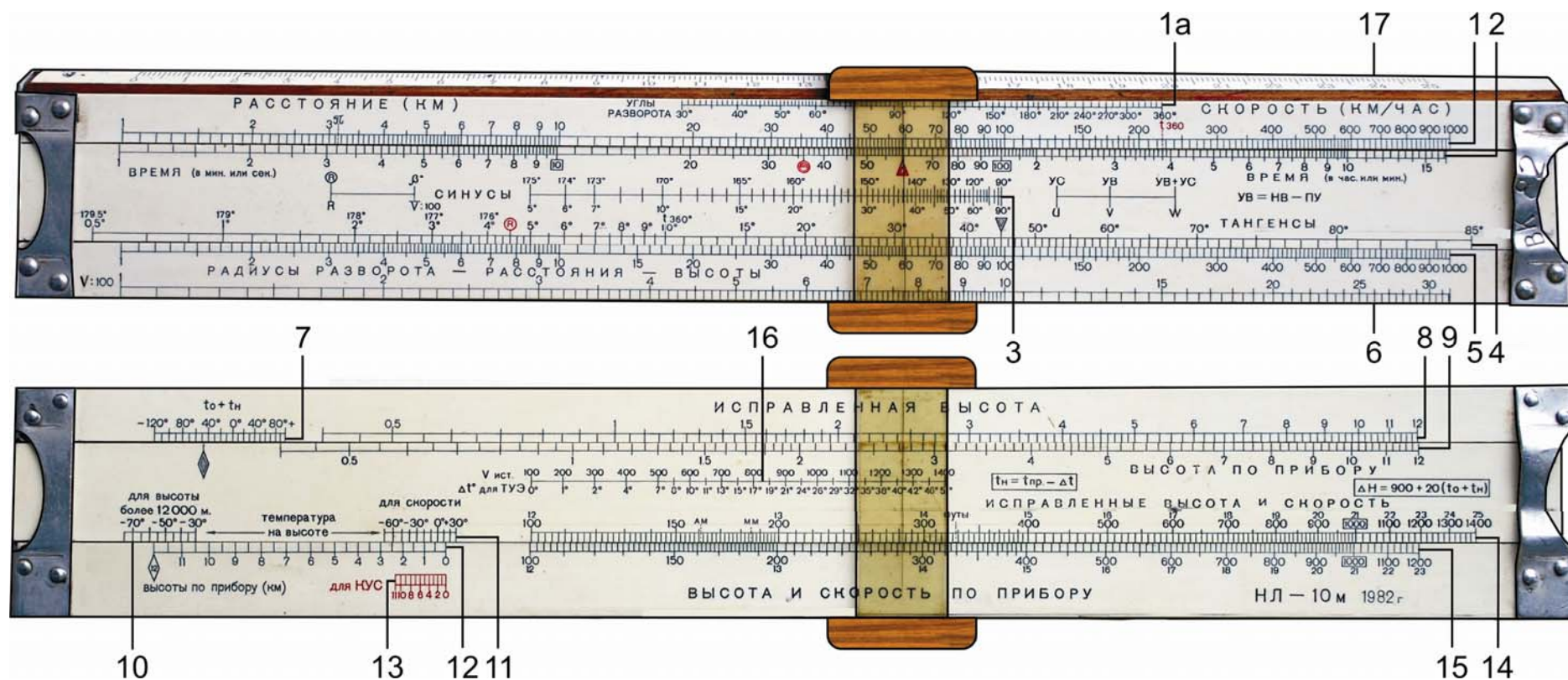


Рис. 4.5. Лицевая и обратная стороны навигационной линейки НЛ-10М

2) *Деление чисел.* Деление – операция обратная умножению. Ключ для ее выполнения изображен на рис. 4.7.

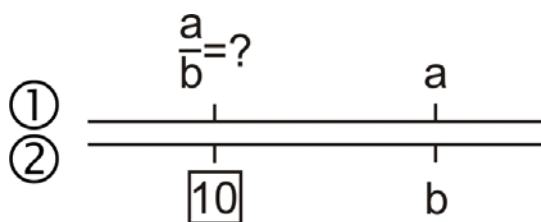


Рис. 4.7. Деление чисел

3) *Расчет расстояния, скорости, времени.* При решении навигационных задач часто требуется, зная скорость W и время t определить пройденное за это время расстояние S . Или наоборот, по скорости и известному расстоянию определить время полета. Либо определить скорость, зная, что ВС за определенное время прошло определенное расстояние. Соотношения, связывающие эти величины, всем известны:

$$S = Wt; \quad W = \frac{S}{t}; \quad t = \frac{S}{W}.$$

Таким образом, решение этих задач сводится к умножению или делению, выполнение которых на линейке уже рассмотрено выше. Но есть небольшая проблема, связанная с единицами измерения этих величин. В авиации в полете по маршруту принято расстояние измерять в километрах, скорость в километрах в час, а время – в минутах. Если просто в соответствии с приведенными формулами, например, расстояние поделить на скорость, то время получится, разумеется, в часах, а не в минутах, как требуется. Но полученные часы легко перевести в минуты – для этого на этих же шкалах нужно умножить время на 60.

Обе проведенные математические операции можно объединить одним ключом, изображенным на рис. 4.8.

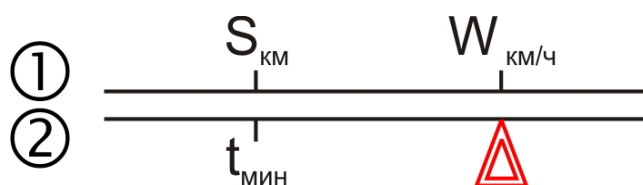


Рис. 4.8. Расчет расстояния, времени или скорости

Вместо числа 60 на шкале 2 стоит треугольник красного цвета, что облегчает использование ключа.

По данному ключу можно решать любую из трех перечисленных задач, то есть находить расстояние, или время, или скорость.

4) *Перевод скорости из километров в час в метры в секунду или обратно.* В километре 1000 метров, а в часе 3600 секунд. Поэтому, чтобы перевести скорость из м/с в км/ч, необходимо ее умножить на 3,6, получив количество метров, пройденных за час, а затем, чтобы получить километры, разделить на тысячу. В итоге получается, что нужно умножить на 3,6. На соответствующем этому числу месте шкалы 2 стоит красный полужакрашенный кружок.

Ключ для решения этой задачи изображен на рис.4.9. С его помощью можно как перевести скорость из м/с в км/ч, так и из км/ч в м/с.

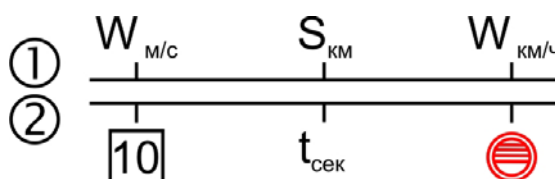


Рис. 4.9. Изменение единиц измерения скорости

С помощью этого же ключа также можно определить время по расстоянию или расстояние по времени. Для этого нужно установить скорость (десяткой в квадратике, если она выражена в м/с, или красным кружком, если она в км/ч). В этом случае напротив любого расстояния будет стоять соответствующее время. Но, в отличие от ключа на рис.4.8, в данном случае время будет выражено *в секундах*, а не в минутах.

Этот ключ удобен для расчета элементов захода на посадку, когда время полета на участках схемы захода короткое и для точного определения его лучше рассчитывать в секундах.

5) Умножение и деление числа на тригонометрическую функцию.

Для умножения любого числа a на синус или тангенс какого-либо угла α необходимо установить черный треугольник, нанесенный на шкале 4, на число a по шкале 5 и напротив значения угла α отсчитать на той же шкале 5 результат умножения, то есть $a \sin \alpha$. При умножении на синус угол следует установить на шкале синусов, а при умножении на тангенс – на шкале тангенсов (рис. 4.10)..

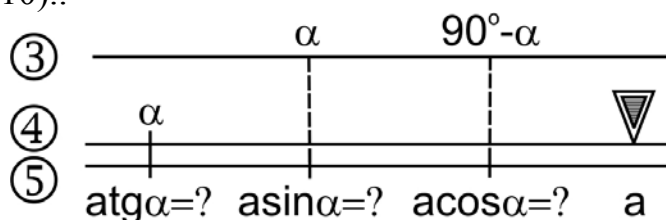


Рис. 4.10. Умножение на тригонометрическую функцию

Умножение числа на косинус угла также выполняется с помощью шкалы синусов. При этом используется известный факт, что косинус угла α равен синусу ($90^\circ - \alpha$). Следовательно, для умножения на косинус на шкале 3 нужно установить не сам угол, а его дополнение до 90° .

6) *Деление числа на тригонометрическую функцию.* Деление – операция обратная умножению. Найти частное от деления числа, например, на синус угла – это значит найти такое число, которое при умножении на синус даст исходное число.

Чтобы разделить число на тригонометрическую функцию необходимо совместить число на шкале 5 и значение угла (на шкале синусов или тангенсов, в зависимости от вида тригонометрической функции). Результат можно отсчитать напротив черного треугольника. На рис.4.11 показан ключ на примере деления на тангенс.

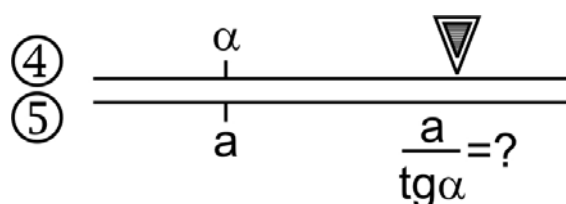


Рис. 4.11. Деление на тангенс

При делении на косинус на шкале устанавливается не сам угол, а его дополнение до 90° .

4.2. Прочие виды счетного штурманского инструмента

Ветрочет. Многие авиационные приборы и устройства имеют в качестве прообраза аналогичные технические средства, применяемые в морской навигации. В отличие от них ветрочет - специфически *авиационное* устройство. В том виде, в котором он наиболее широко использовался, ветрочет был сконструирован Б.В.Стерлиговым в 1927 г (рис. 4.12).

Ветрочет, в отличие от НЛ-10, предназначен для решения только одного класса задач – тех, которые связаны с решением навигационного треугольника скоростей. С помощью ветрочета не вычисляют, не считают. Это не вычислительное, а механическое устройство, которое позволяет графически решить треугольник скоростей, построив его с помощью своих подвижных составных частей.



Рис. 4.12. Ветрочет

Ветрочет состоит из трех частей: сектора, азимутального круга и линейки. Сектор является основанием прибора, на нем нанесена шкала углов сноса. Ноль этой шкалы стоит напротив курсовой черты, вдоль которой в секторе сделана прорезь. По этой прорези можно перемещать азимутальный круг. Местоположение центра круга можно зафиксировать винтом с барашком (с обратной стороны сектора). Азимутальный круг оцифрован от нуля до 360° и может вращаться. На линейке, прикрепленной к сектору винтом, нанесена шкала скоростей.

Азимутальный круг служит для установки курсов, путевых углов, направления ветра и других величин. Он изготовлен из материала, на котором можно рисовать карандашом, например, нанести вектор ветра, а затем легко стереть нарисованное.

Навигационный треугольник как бы моделируется путем соответствующего взаимного расположения частей ветрочета. Методика применения ветрочета для решения конкретных навигационных задач в данном учебном пособии не приводится, поскольку ветрочеты давно не производятся и не применяются в практике полетов.

Навигационные расчетчики. Шкалы навигационной линейки в принципе не обязательно должны быть прямолинейными, они могут быть и в виде окружности. Навигационный расчетчик представляет собой в определенном смысле навигационную линейку с круговыми шкалами, объединенную с модифицированным ветрочетом (рис. 4.13). С его помощью можно решать большое количество навигационных задач. Задачи по навигационному треугольнику скоростей, благодаря наличию ветрочета в центре расчетчика, решаются более просто и наглядно. Но решение некоторых других вычислительных задач подчас является более сложным из-за особенностей шкал. В нашей стране выпускался навигационный расчетчик комбинированный НРК-2, но он не нашел широкого распространения в летной практике. Основные причины этого – хрупкость пластмассовых частей прибора и привычка летного состава к простой и надежной навигационной линейке.

Навигационные калькуляторы. С появлением в 70-е годы электронных калькуляторов они стали использоваться и в авиации. За рубежом выпускается большое количество различных видов специализированных навигационных калькуляторов, некоторые из которых изображены на рис. 4.14-4.16. Калькуляторы имеют встроенные программы для решения различных видов навигационных задач. Пользователю необходимо только установить нужный режим и ввести исходные данные. В России пока (2010 г.) ни одно предприятие не организовало массовый выпуск подобных устройств.

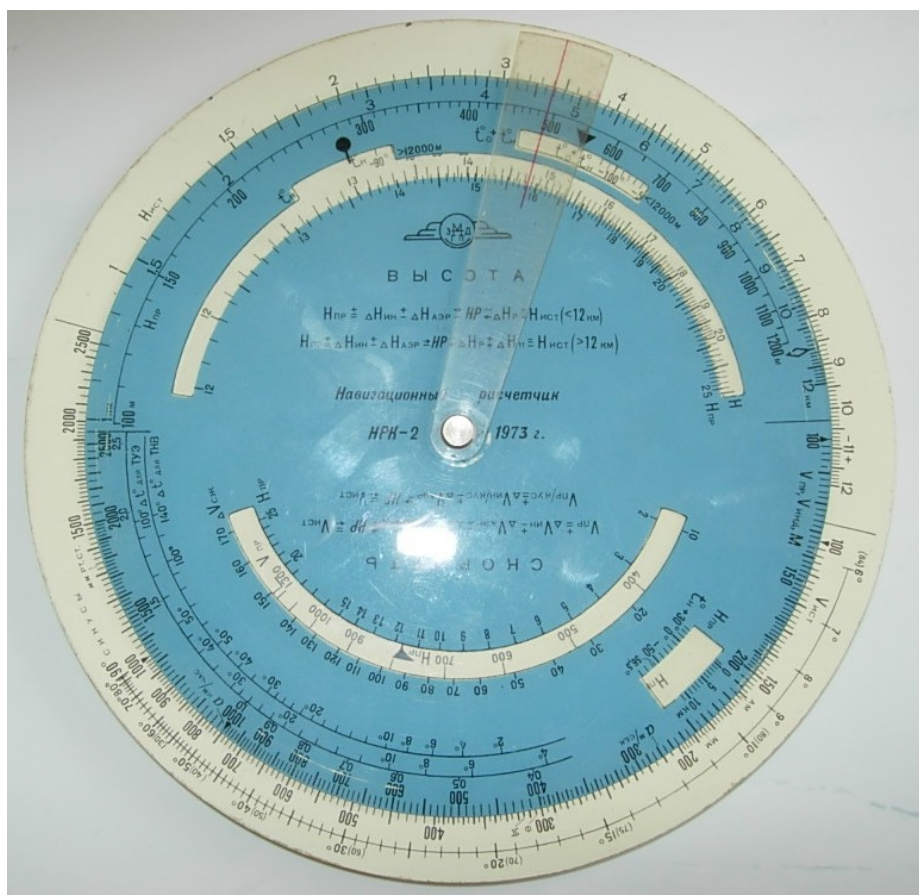
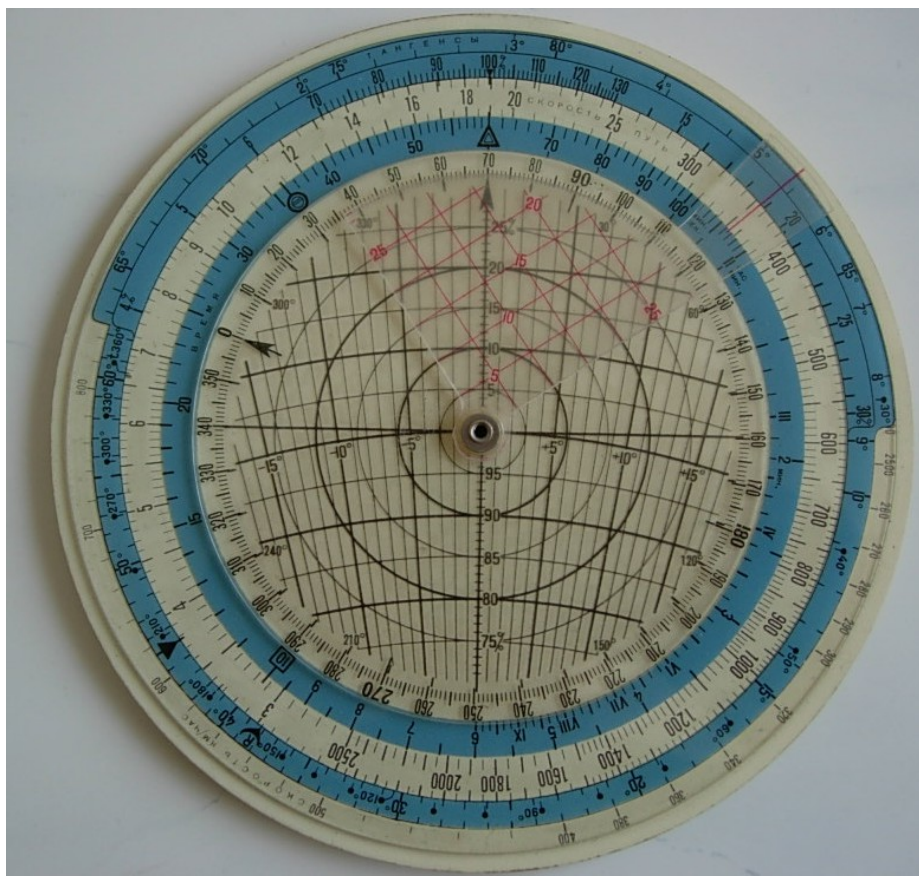


Рис. 4.13. Навигационный расчетчик НРК-2 (лицевая и обратная стороны)



Рис. 4.14. Навигационный калькулятор Тамая NC-99

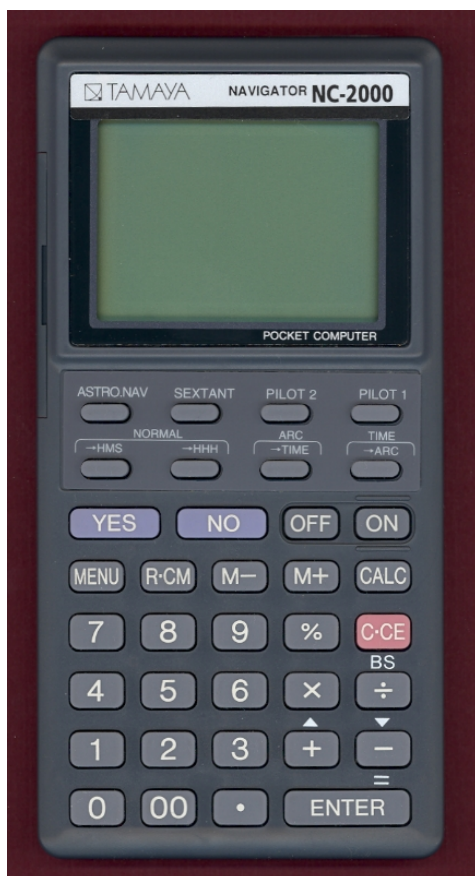


Рис. 4.15. Навигационные калькуляторы Тамая NC-2000 и Avstar

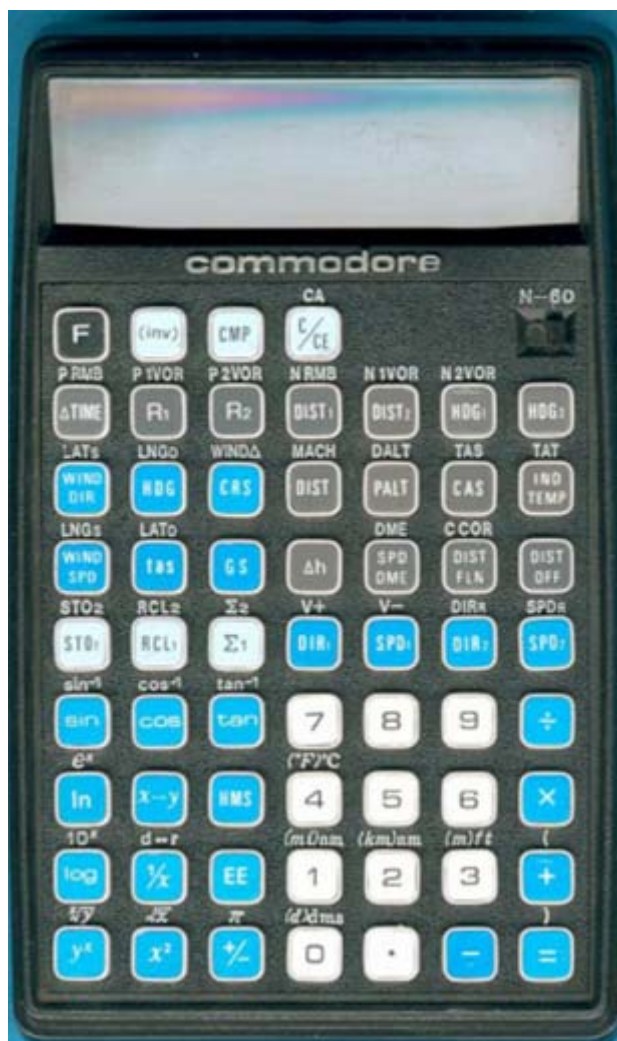
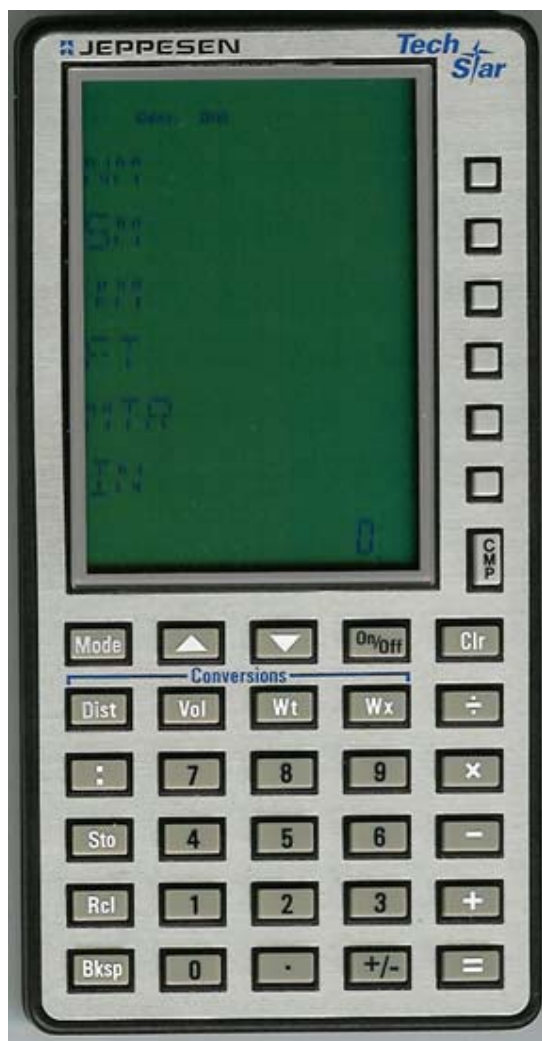


Рис. 4.16. Навигационные калькуляторы Techstar и Commodore

5. ИЗМЕРЕНИЕ КУРСА

5.1. Физические принципы измерения курса и виды курсовых приборов

Курс характеризует направление продольной оси ВС в горизонтальной плоскости, то есть показывает, куда направлен «нос» самолета. Он имеет большое значение для навигации, поскольку одновременно является и пилотажным, и навигационным элементом. Очевидно, что на борту ВС должны иметься навигационные средства для непрерывного измерения курса. Приборы для измерения курса называют *курсовыми приборами* или просто *компасами*.

Курс представляет собой угол в горизонтальной плоскости между направлением, принятым за начало отсчета и направлением проекции на эту плоскость продольной оси ВС. Для того, чтобы физически измерить этот угол с помощью технического устройства (компаса), необходимо знать оба эти направления. Очевидно, что направление продольной оси ВС всегда известно – ведь компас находится на борту. Следовательно, главная проблема заключается в том, чтобы в любой момент знать, как проходит направление начала отсчета, независимо от того, какое положение занимает самолет.

В зависимости от того, каким образом определяется направление начала отсчета, различают следующие физические принципы измерения курса и, соответственно, виды компасов.

1) *Магнитный принцип*. Основанные на нем курсовые приборы называют магнитными компасами. Направлением начала отсчета служит направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли, называемое северным направлением магнитного меридиана. Это направление непрерывно определяется чувствительным элементом магнитного компаса.

Магнитный компас является самым древним навигационным прибором. В литературе часто упоминается, что он был изобретен в Китае еще до нашей эры, но это утверждение у многих ученых вызывает сомнения. Точно известно, что в Европе магнитные компасы для морской навигации начали использоваться с XII века нашей эры и непрерывно совершенствовались.

2) *Гироскопический принцип*. Гироскоп – это быстро вращающееся тело. В соответствии с законами механики гироскоп стремится сохранять направление оси своего вращения в пространстве. В гироскопических компасах гироскоп помещают в специальное устройство – карданов подвес, который обеспечивает ему три степени свободы и дает возможность гироскопу сохранять свое направление, независимо от эволюций самолета (кренов, тангажа, разворотов). Направление горизонтально расположенной оси гироскопа и служит направлением начала отсчета при использовании гироскопических компасов.

3) *Астрономический принцип*. В вычислителе астрономического компаса непрерывно рассчитывается истинный курс. Для этого рассчитывается пеленг небесного светила (Солнца, Луны, звезды) в данный момент времени относительно меридиана места самолета и измеряется угол между продольной осью ВС и направлением на светило.

4) *Инерциальный принцип*. Инерциальные навигационные системы основаны на измерении ускорений ВС по трем осям системы координат и позволяют определять в полете большое количество различных навигационных параметров. Принцип их работы более подробно рассмотрен в главе 7 данного учебного пособия. С точки зрения измерения курса ВС инерциальные системы традиционного типа используют гироскопический принцип. В таких системах устройства для измерения ускорений – акселерометры - установлены на стабилизируемой с помощью точных гироскопов платформе, которая на протяжении всего полета сохраняет горизонтальное положение и сориентирована по меридиану. В этом случае не составляет проблемы измерить и отобразить на индикаторах угол между осью гироплатформы и продольной осью самолета, то есть курс.

Но в инерциальных системах нового поколения, бесплатформенных системах, курс определяется другим способом, что позволяет отнести его к отдельному принципу определения курса. В таких бесплатформенных системах непрерывно измеряется угловая скорость поворота ВС вокруг трех перпендикулярных осей, что позволяет в любой момент определить угол, на который повернута каждая ось (в том числе – продольная ось ВС) относительно первоначального положения. Поэтому, если в начальный момент времени курс был известен, то его можно расчетным путем определить и в любой последующий момент времени.

Независимо от принципа действия любой компас включает в себя чувствительный элемент и индикатор (указатель). Чувствительный элемент – это та часть компаса, которая непосредственно определяет направление начала отсчета курса. Индикатор предназначен для отображения измеренного курса экипажу и, как правило, представляет собой круговую шкалу, на которой напротив стрелки или специального индекса можно отсчитать курс.

Если чувствительный элемент и индикатор конструктивно совмещены, то такие компаса называют *совмещенными*. Разумеется, они размещаются в кабине экипажа, поскольку индикатор должен располагаться на приборной доске.

Если же индикатор находится в кабине экипажа, а чувствительный элемент в другом месте ВС, то компаса называют *дистанционными*. В настоящее время практически все курсовые приборы являются дистанционными.

5.2. Основные сведения о магнитном поле Земли

Принцип действия магнитных компасов основан на использовании магнитного поля Земли.

Как и у большинства других планет у Земли имеется магнитное поле. Предполагается, что оно вызвано конвективным перемещением в ядре планеты расплавленных металлических масс. Если эти массы имеют электрический заряд, то их движение представляет собой электрический ток, который, в соответствии с законами физики, и вызывает магнитное поле.

Магнитные силовые линии выходят и входят в поверхность Земли в точках, называемых геомагнитными полюсами (рис. 5.1). Эти полюса не совпадают с географическими полюсами и, кроме того, медленно перемещаются.

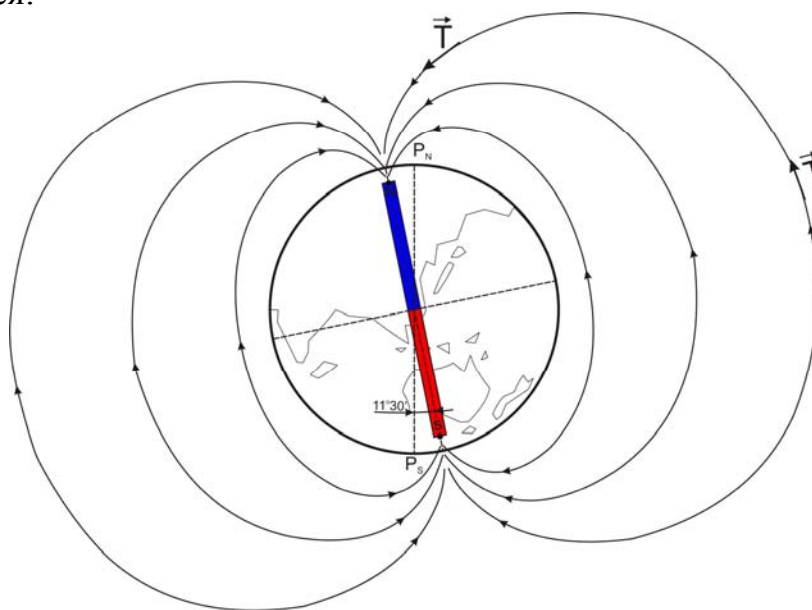


Рис. 5.1. Силовые линии магнитного поля Земли

Структура магнитного поля Земли является сложной. В первом приближении можно считать, что внутри планеты находится огромный магнит (диполь), ось которого наклонена к оси вращения Земли под углом примерно $11,5^\circ$. Этот условный диполь и создает примерно 70% магнитного поля. Однако региональные и местные магнитные аномалии вызывают искривление силовых линий в разных местах планеты.

В любой точке пространства магнитное поле можно характеризовать вектором его напряженности T . Этот вектор направлен по касательной к магнитной силовой линии в данной точке. Модуль его в системе СИ измеряется в амперах на метр (А/м), но часто в литературе приводятся значения и в единицах по старым системам: в эрстедах (Э) и гаммах (γ) Соотношение между этими единицами следующее:

$$1 \text{ Э} = 79,6 \text{ А/м}, \quad 1 \gamma = 10^{-5} \text{ Э}.$$

Гамма является просто более мелкой единицей измерения по сравнению с эрстедом и, следовательно, более удобной для описания магнитного поля Земли, поскольку напряженность его невелика. Действительно, в разных точках планеты она не превышает $0,6 \dots 0,7$ Э, а на территории России в среднем составляет $0,2 \dots 0,4$ Э. Для сравнения можно заметить, что самые сильные современные электромагниты создают напряженность $100\,000$ Э и более.

Часто интенсивность магнитного поля характеризуют также величиной магнитной индукции. *Магнитная индукция* B характеризует импульс напряжения, индуцируемый в пробном соленоиде (катушке) при помещении его в магнитное поле. Единицей измерения индукции является *Тесла* (Тл).

Напряженность поля в 1 гамму соответствует создаваемой ею в вакууме индукции величиной в 1 нанотеслу, то есть 10^{-9} Тл.

Поскольку вектор напряженности $\vec{T}$ направлен по касательной к силовым линиям, он в общем случае не лежит в плоскости горизонта и, вследствие искривления силовых линий, не совпадает с плоскостью географического меридиана. Если разместить в какой-либо точке начало прямоугольной системы координат и направить ось OX по меридиану на север, ось OY перпендикулярно к ней на восток, а ось OZ направить вниз, то вектор $\vec{T}$ можно разложить на горизонтальную составляющую $\vec{H}$ и вертикальную $\vec{Z}$ (рис. 5.2). Направление горизонтальной составляющей $\vec{H}$ является очень важным для аэронавигации, так как это направление и называют *северным направлением магнитного меридиана* в данной точке. Очевидно, что угол между осью OX (направлением истинного меридиана) и вектором $\vec{H}$ (направлением магнитного меридиана), есть не что иное, как *магнитное склонение* ΔM в данной точке.

Угол θ между горизонтальной плоскостью и направлением вектора напряженности $\vec{T}$ называется *магнитным наклонением*.

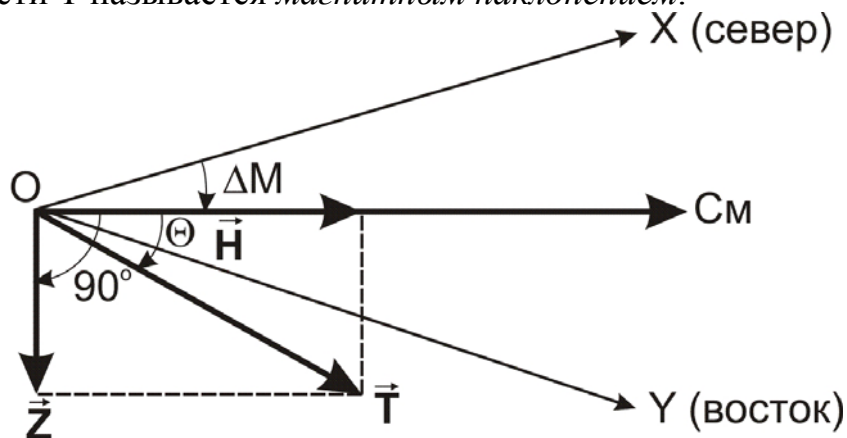


Рис. 5.2. Элементы земного магнетизма

Очевидно, что в магнитных полюсах, где силовые линии входят в Землю или выходят из нее, магнитное наклонение равно $+90^\circ$ и -90° . В районах магнитных полюсов вертикальная составляющая поля Z

максимальна, а горизонтальная составляющая H очень мала. Это имеет важное значение для аэронавигации. Ведь чувствительный элемент любого магнитного компаса реагирует именно на горизонтальную составляющую. Поэтому в полярных районах магнитные компасы работают неустойчиво.

В экваториальных районах, где силовые линии идут примерно параллельно к поверхности Земли, магнитноеклонение близко к нулю, а горизонтальная составляющая H наибольшая.

Подвешенная на острие иглы намагниченная стрелка обычного туристского компаса, которая и является его чувствительным элементом, под действием магнитного поля стремится занять положение, соответствующее направлению вектора T . А если заставить эту стрелку располагаться горизонтально, то она будет направлена по направлению вектора H .

Из-за неоднородности магнитного поля в разных местах планеты направление вектора H (северное направление магнитного меридиана) составляет разный угол (магнитноеклонение) с направлением истинного (географического) меридиана.

В земной коре в разных местах имеется большое количество намагниченных пород, которые вызывают искривления магнитных силовых линий. В таких районах, называемых *районами магнитных аномалий*, магнитноеклонение резко отличается по величине и знаку от значений, прилегающих к данному району. В Российской Федерации это районы Курской, Магнитогорской и других аномалий.

Из-за искривления силовых линий северный конец стрелки туристского компаса вовсе не показывает направление ни на географический, ни на магнитный полюсы. Это просто направление вектора напряженности именно в данной точке.

Как уже отмечалось, на аэронавигационных картах наносят линии (*изогоны*), соединяющие точки с одинаковым магнитнымклонением. Из-за неоднородности магнитного поля и магнитных аномалий изогоны могут быть довольно извилистыми. Местные аномалии оказывают влияние лишь до высот 3-4 тысячи метров, поэтому на больших высотах изогоны становятся более правильными, искривления менее выражены. На рис. 5.3 показана карта изогон для большей части территории планеты без учета местных аномалий.

Магнитное поле медленно меняется, соответственно изменяется и фактическое расположение изогон. Это необходимо учитывать при определении магнитногоклонения по аэронавигационным картам. На них всегда указано, на какой год (эпоху) нанесены изогоны. Эпохи устанавливаются кратными пяти годам (2000, 2005, 2010 г.г. и т.д.).

Магнитное поле Земли также подвержено нерегулярным и подчас сильным изменениям, вызванным главным образом воздействием Солнца. Во время так называемых магнитных бурь магнитноеклонение может непредсказуемо меняться на единицы и даже десятки градусов, что делает невозможным применение магнитных компасов.

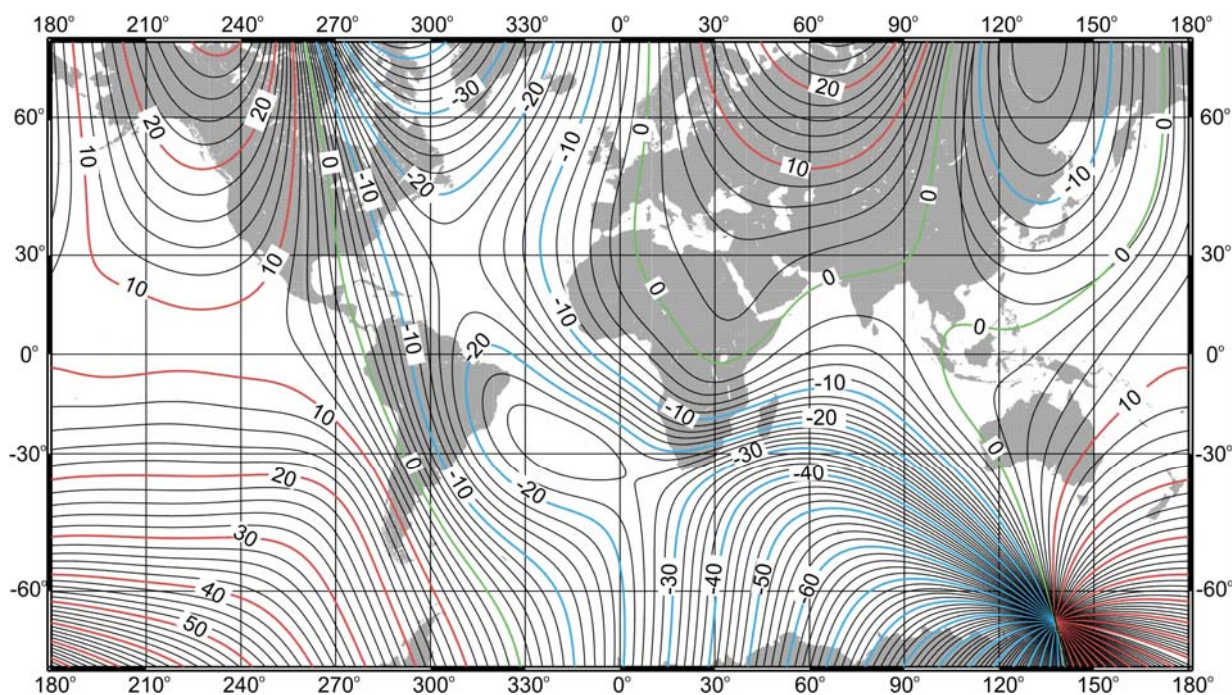


Рис. 5.3. Изогоны на карте мира

5.3. Понятие о девиации магнитного компаса

Магнитный компас предназначен для измерения магнитного курса, то есть угла между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета. Как уже отмечалось, северным направлением магнитного меридиана называют направление горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H в данной точке. Именно на эту составляющую и реагирует чувствительный элемент магнитного компаса.

Но компас расположен на ВС, которое имеет собственное поле. Оно вызвано намагниченными металлическими массами, входящими в состав конструкции ВС, а также электрическими токами, протекающими в многочисленных электрических цепях ВС. Обозначим вектор напряженности собственного поля самолета F . Очевидно, что в одной и той же точке пространства не могут одновременно существовать два магнитных поля, два вектора напряженности – Земли (H) и самолета (F). Эти два вектора векторно складываются, образуя некоторое суммарное, *резльтирующее* поле с вектором напряженности, который обозначим R (рис.5.4).

Естественно, что чувствительный элемент магнитного компаса и реагирует на это результирующее поле, поскольку только оно и существует в данной точке. И если разместить на самолете туристский компас, то его намагниченная стрелка встанет по направлению вектора R , то есть отклонится от настоящего направления магнитного меридиана. Это явление называется девиацией магнитного компаса. Девиация – означает отклонение.

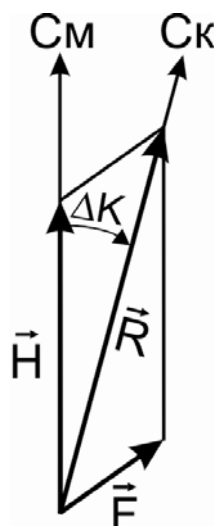


Рис. 5.4. Результирующий вектор магнитного поля

Поскольку направление $\mathbf{R}$ не совпадает с направлением магнитного меридиана (вектора $\mathbf{H}$), то и измеренный компасом курс не будет правильным – ведь он будет измерен от направления вектора $\mathbf{R}$.

В навигации для удобства любые направления начала отсчета углов называют *северным направлением* какого-то меридиана – истинного, магнитного... Поэтому и направление вектора $\mathbf{R}$ называют *северным направлением компасного меридиана*, а измеренный от него курс – *компасным курсом*.

Угол между векторами $\mathbf{H}$ и $\mathbf{R}$ также называют девиацией.

Девиация (deviation) ΔK – угол, заключенный между северными направлениями магнитного и компасного меридианов (рис. 5.5). Отсчитывается от северного направления магнитного меридиана к востоку с плюсом, а к западу с минусом. Соответственно, девиация теоретически может лежать в диапазоне $\pm 180^\circ$, хотя фактически имеет, конечно, гораздо меньшие значения.

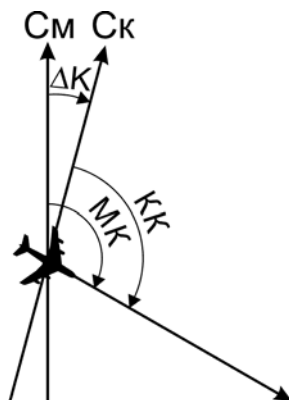


Рис. 5.5. Девиация

Таким образом, компасный курс (γ_k , КК), то есть то значение, которое показывает магнитный компас, не совпадает с магнитным курсом (γ_m , МК). то есть фактическим направлением продольной оси ВС относительно магнитного меридиана. Они отличаются на величину девиации:

$$\Delta K = MK - KK.$$

Очевидно, что если величина девиации ΔK известна, то, сняв показания магнитного компаса (МК), можно найти и магнитный курс:

$$MK = KK + \Delta K.$$

И наоборот, можно определить, какой КК необходимо выдерживать, чтобы МК был равен требуемому значению:

$$KK = MK - \Delta K.$$

Для того, чтобы не ошибиться со знаками при переходе от одного вида курса к другому, следует руководствоваться уже упоминавшимся правилом учета поправок в навигации: *при переходе от приборных величин к истинным поправки прибавляются, а при переходе от истинных к приборным – вычитаются*. Очевидно, что в данном случае самым приборным является компасный курс – ведь это и есть значение, непосредственно снимаемое с прибора. Магнитный курс по сравнению с ним является более правильным, более «истинным». Ну, а истинный курс, разумеется, более «истинный», чем магнитный, поскольку отсчитывается от географического (истинного) меридиана.

За рубежом для правильного учета девиации используется правило: «Deviation west – compass best. Deviation east – compass least».

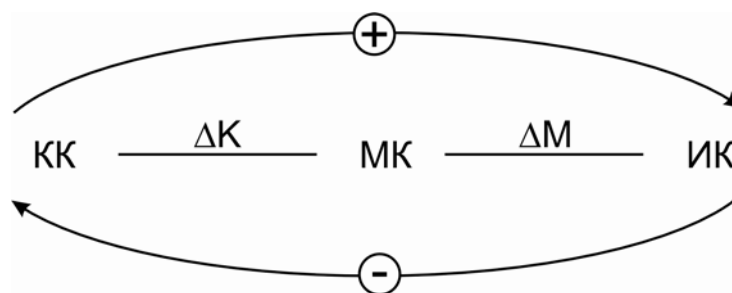


Рис. 5.6. Правило учета поправок

Важно помнить, что величина девиации зависит от курса самолета. Для каждого компаса в кабине экипажа имеется график или таблица, по которой пилот может определить величину девиации в зависимости от показаний компаса (компасного курса).

5.4. Устройство простейшего авиационного магнитного компаса

Ввиду присущих им недостатков магнитные компасы в чистом виде в современной авиации практически не используются в качестве основного средства измерения курса. Но на любом воздушном судне обязательно устанавливается простейший магнитный компас, используемый в качестве *резервного* или аварийного датчика курса. Он применяется при отказе основных курсовых приборов, а также для контроля правильности их показаний в целях своевременного определения отказа.

В отечественной авиации в качестве такого простейшего компаса, как правило, используется компас КИ-13 или компас другой модификации, но аналогичного принципа действия.

КИ-13 состоит из герметичного корпуса, с лицевой стороны которого имеется прозрачное «окошко». За окошком располагается курсовая нить, служащая для отсчета курса. Чувствительным элементом компаса служит расположенная внутри корпуса так называемая *картушка* в форме цилиндра или усеченного конуса, по окружности которой нанесена шкала курсов. Цена делений 5° , а оцифровка сделана через 30° . Следует отметить, что практически на всех типах шкал курсовых приборов оцифровка приведена в десятках градусов, то есть, например, надпись 27 означает 270.

На картушке закреплен поплавочный и два намагниченных стержня. Закрепленной в центре картушки шпилькой она опирается на подпятник, установленный на дне корпуса.

Принцип действия КИ-13 похож на принцип действия обычного туристского компаса, в котором чувствительным элементом является намагниченная стрелка, подвешенная на острие иглы и ориентирующаяся по направлению магнитного меридиана. Здесь роль стрелки играет картушка. Благодаря ее намагниченным стержням она должна быть все время ориентирована по направлению магнитного меридиана. Самолет вместе с корпусом прибора разворачивается, а картушка остается в прежнем положении, поэтому в окошке корпуса напротив курсовой нити меняются деления шкалы, по которой и отсчитывается курс.

Герметичный корпус прибора заполнен лигроином (это одна из фракций переработки нефти), который сглаживает колебания картушки и, в соответствии с законом Архимеда, уменьшает ее вес, а, следовательно, трение между шпилькой и подпятником.

В основании корпуса установлен так называемый *девиационный прибор*, который представляет собой просто два взаимно перпендикулярных постоянных магнита, которые позволяют уменьшить девиацию компаса. Вращая отверткой два винта с надписями С-Ю и В-З, можно перемещать магниты и добиться того, чтобы создаваемое ими магнитное поле полностью или частично компенсировало собственное поле самолета.



Рис. 5.7. Устройство КИ-13
(вид сбоку, верхняя часть корпуса вырезана)



Рис. 5.8. Внешний вид простейшего магнитного компаса

КИ-13, как правило, устанавливается перед лобовым стеклом кабины экипажа.

Основными достоинствами компаса являются:

- простота устройства и, следовательно, высокая надежность;
- отсутствие необходимости в электрическом питании для его работы (однако, компас может быть снабжен электрической подсветкой для использования в темное время суток).

Но компас имеет и немало недостатков:

- низкая точность даже в прямолинейном горизонтальном полете;
- большие погрешности при разворотах самолета (креновая и ускорительная девиации);
- невозможность сразу отсчитать курс после завершения разворота из-за колебательных движений картушки вследствие увлечения ее движущейся по инерции жидкостью;
- неустойчивая работа в полярных районах, где мала горизонтальная составляющая магнитного поля Земли (это относится ко всем видам магнитных компасов).

5.5. Основы теории девиации

Нормальная статическая девиация. Девиация, которая имеет место на горизонтально расположенном неподвижном самолете, называется *нормальной статической девиацией*. На каждом курсе для каждого экземпляра компаса она имеет вполне определенную величину, но включает в себя нескольких составляющих, характер которых проявляется по-разному в зависимости от вызывающих ее причин.

Различные источники на борту, вызывающие магнитное поле самолета, условно называют «железом», независимо от того, действительно ли они являются металлическими предметами или представляют собой электрические цепи, по которым протекает ток. «Железо» делится на «твердое» и «мягкое». Твердость и мягкость имеется в виду с точки зрения магнитных свойств, а не физической твердости, прочности.

К «*твердому железу*» относят такие металлические массы (например, сталь, легированная кобальтом или вольфрамом), которые трудно намагнитить, но которые, будучи намагниченными, сохраняют свою намагниченность. Вектор напряженности поля, создаваемого «твердым железом», поворачивается вместе с ВС при его развороте. Примером «твердого железа» является обычный магнит.

Обозначим через $\mathbf{F}$ вектор напряженности магнитного поля, создаваемого «твердым железом» на борту. Для простоты будем считать, что этот вектор оказался направлен вдоль продольной оси ВС. Этот вектор, складываясь с вектором напряженности магнитного поля Земли $\mathbf{H}$, образует результирующий вектор $\mathbf{R}$, как показано на рис. 5.9 (а). и будет иметь место некоторая девиация ΔK (угол между $\mathbf{H}$ и $\mathbf{R}$).

Если же ВС развернется на другой курс, то вместе с ним повернется и вектор напряженности «твердого железа» $\mathbf{F}$, который будет по-прежнему направлен по оси самолета. Но теперь, складываясь с вектором $\mathbf{H}$, он образует уже другой вектор $\mathbf{R}$, отличающийся как по величине, так и, самое главное, по направлению, рис. 5.9 (б). Девиация ΔK будет иметь уже другую величину и даже может изменить знак!

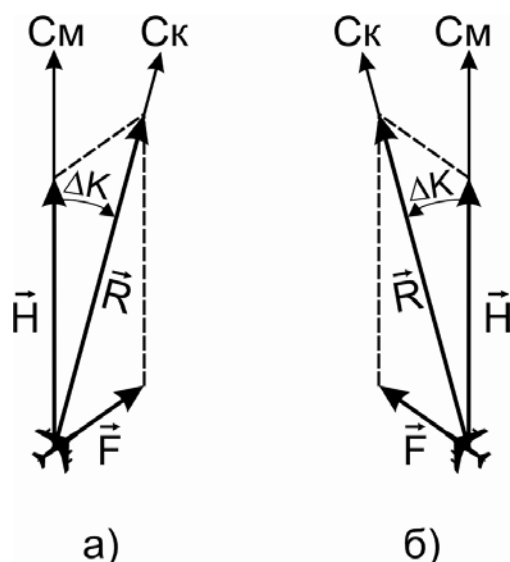


Рис. 5.9. Изменение девиации, вызванной «твердым» железом

Нетрудно убедиться, что при развороте ВС на 360° величина девиации ΔK будет изменяться по синусоиде, как показано на рис. 5.10. При этом ΔK дважды примет нулевое значение, как бы через каждый полукруг. Поэтому девиацию, вызываемую «твердым железом», называют *полукруговой девиацией*.

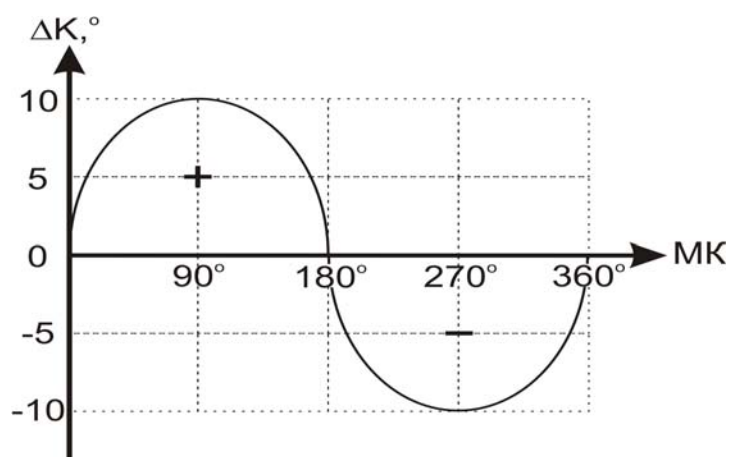


Рис. 5.10. График полукруговой девиации

Изменение полукруговой девиации в зависимости от курса является следствием того, что при развороте самолета меняется северное направление компасного меридиана (направление результирующего вектора $\mathbf{R}$). Таким образом, «компасный» меридиан это не какое-то фиксированное направление в пространстве или, тем более, линия на земной поверхности. Это условное понятие, введенное для удобства и единообразия в терминологии: истинный курс отсчитывается от истинного меридиана, магнитный – от магнитного меридиана, а компасный, следовательно, – от компасного. В зависимости от конкретного компаса и курса самолета направление компасного меридиана в одной и той же точке пространства различно. А если в этой точке нет компаса, то компасного меридиана просто не существует.

Можно заметить, что и магнитный меридиан не существует как таковой, то есть как некоторая линия. По крайней мере, в навигации речь всегда идет не о самом меридиане как линии, а о северном *направлении* магнитного меридиана в какой-либо точке, от которого отсчитываются курс, пеленг и другие углы.

Можно заметить, что величина полукруговой девиации зависит не только от курса, но и от величины горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H . Следовательно, величина девиации одного и того же компаса на одном и том же курсе в разных местах земного шара будет различаться, тем сильнее, чем больше в этих местах различается величина H . На рис.5.11 показано, что при одном и том же курсе BC величина ΔK будет разной при разных значениях H .

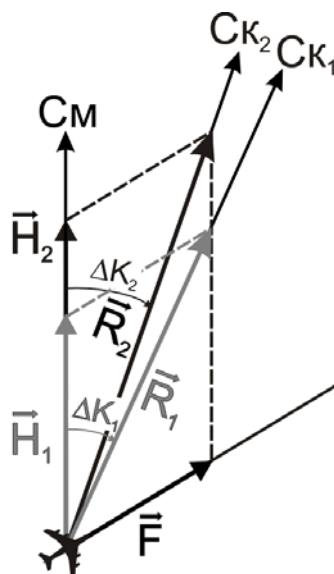


Рис. 5.11. Зависимость полукруговой девиации от напряженности магнитного поля Земли

Другая разновидность магнитных масс на самолете – так называемое «мягкое железо». Оно собственной постоянной намагниченности не имеет, а намагничивается внешним полем. Примером «мягкого железа» является обычное железо. Рассмотрим железный гвоздь. Сам он не намагничен, но если подержать его возле постоянного магнита, то он намагнитится. Если его повернуть на 180° , то он намагнитится в противоположном направлении.

Степень намагниченности «мягкого железа» зависит как от магнитных свойств самого материала, от напряженности внешнего поля и от расположения условного бруска «мягкого железа» по отношению к магнитным силовым линиям. Приблизительно можно считать, что вектор напряженности поля, создаваемого «мягким железом», является проекцией вектора внешнего поля H на ось бруска (рис. 5.12).

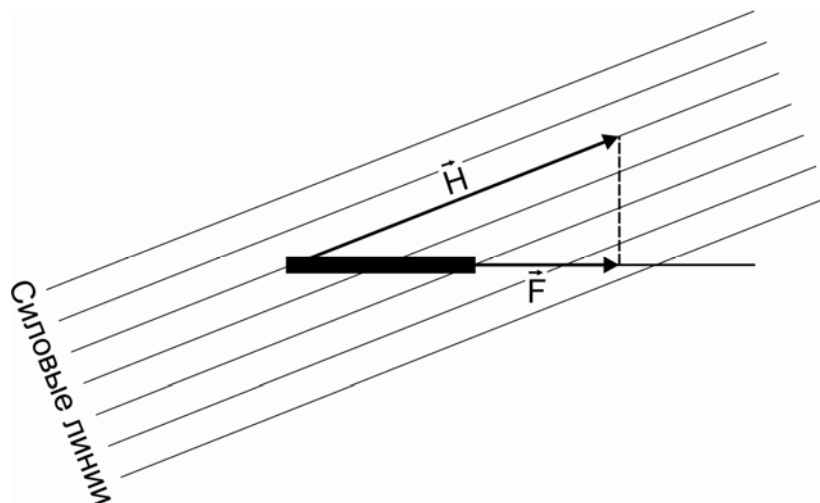


Рис. 5.12. Намагниченность «мягкого железа»

Полученный таким образом вектор $\vec{F}$ складывается с $\vec{H}$ и образует результирующий вектор $\vec{R}$, аналогично случаю с «твердым железом».

Но при развороте самолета, изменении его курса, картина будет несколько другой. Теперь меняется не только взаимное положение $\vec{F}$ и $\vec{H}$, но и *величина* вектора $\vec{F}$ (рис. 5.13). Ведь этот вектор является проекцией $\vec{H}$ на ось условного бруска «мягкого железа», как бы расположенного на самолете.

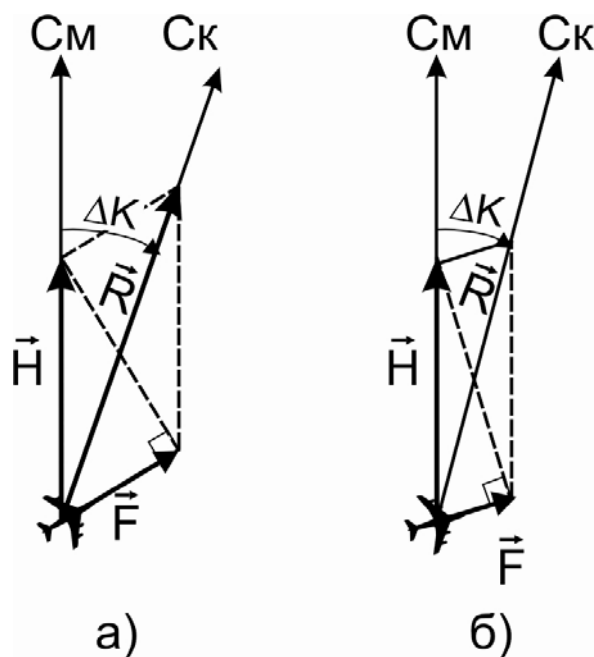


Рис. 5.13. Изменение девиации, вызванной «мягким железом»

При развороте самолета на 360° девиация также будет меняться по синусоиде, но с вдвое большей частотой (рис. 5.14). Она четыре раза будет проходить через ноль, поэтому девиацию, вызываемую «мягким железом» называют *четвертной девиацией*.

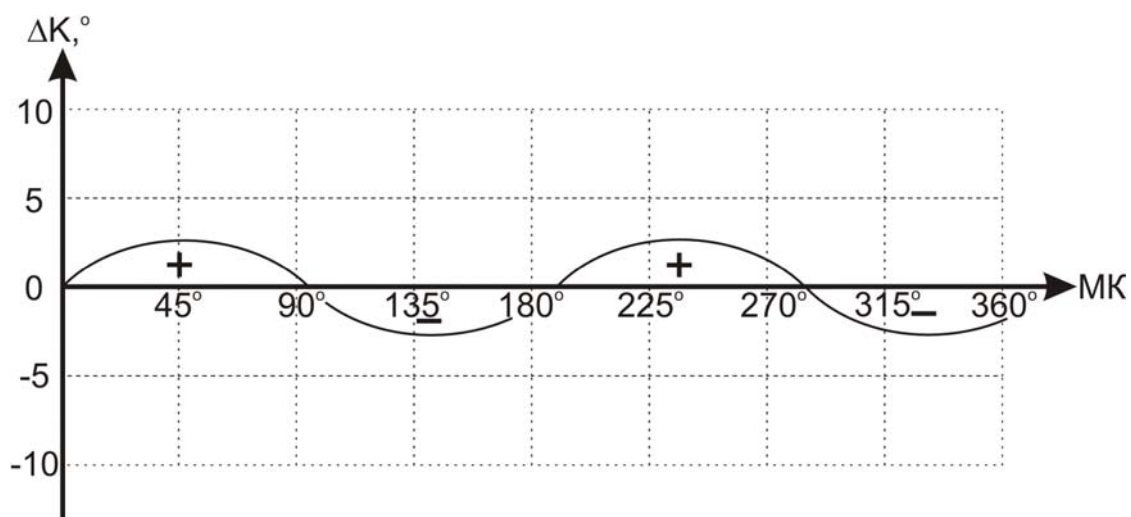


Рис. 5.14. График четвертной девиации

В отличие от полукруговой девиации четвертная не зависит от величины вектора $\vec{H}$. Его изменение при перелете в другой район Земли приведет только к изменению *величины* вектора $\vec{R}$, но не его направления (рис. 5.15).

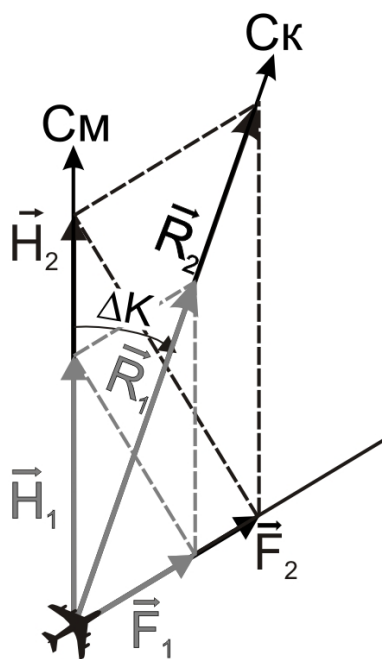


Рис. 5.15. Сохранение четвертной девиации при изменении напряженности поля Земли

При рассмотрении механизма полукруговой и четвертной девиации для наглядности нами предполагалось, что вектор напряженности собственного поля $\vec{F}$ направлен по продольной оси BC . Поэтому на рис. 5.10 и 5.14 нулевая девиация имеет место на курсе равном нулю. На самом

деле вектор $\mathbf{F}$ может иметь на ВС любое направление. Это приведет к тому, что кривые на графиках будут смещены по оси абсцисс и девиация будет равна нулю на каком-то другом курсе. А именно на таком, при котором вектор $\mathbf{F}$ окажется направлен по магнитному меридиану.

Еще одной составляющей девиации является *постоянная девиация*, величина которой не зависит от курса. То есть, на любом курсе компас показывает курс больше или меньше фактического на одну и ту же величину. На самом деле такого рода погрешность (постоянная девиация) не обязательно вызвана именно «магнитными» причинами. Она может быть вызвана чисто инструментальными погрешностями компаса. Поскольку разделить погрешности, вызываемые магнитными и иными причинами, практически невозможно, постоянную погрешность относят к девиации. Чаще всего постоянная девиация вызвана тем, что чувствительный элемент компаса (индукционный датчик) не точно установлен по оси ВС.

Постоянная, четвертная и полукруговая девиации – это лишь составляющие общей нормальной статической девиации, все эти составляющие проявляются одновременно. Их значения складываются для каждого значения курса и полученный таким образом график девиации может иметь сложный неправильный вид.

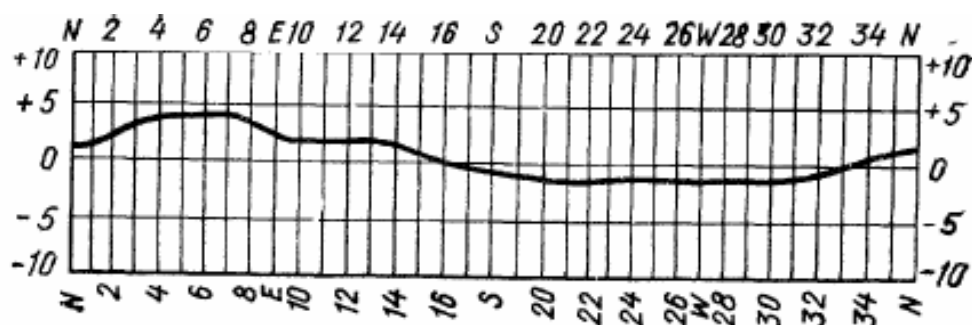


Рис. 5.16. Пример бортового графика девиации

Девиация магнитных компасов издавна имела большое значение еще для морской навигации. Связанные с ней проблемы даже нашли отражение в художественной литературе. Герои романа Жюль Верна «Пятнадцатилетний капитан» вместо Южной Америки приплыли в Африку из-за того, что под магнитный компас на корабле был подложен металлический топор, создавший огромную девиацию.

Действительно, на кораблях из-за наличия на них большого количества металлических масс, девиация может достигать десятков градусов, поэтому всегда принимаются меры по определению ее величины на разных курсах и, по-возможности, по ее устранению. Большой вклад в развитие теории девиации внес академик А.Н.Крылов. Он показал, что зависимость девиации от курса γ может быть выражена формулой:

$$\Delta K = A + B \sin \gamma + C \cos \gamma + D \sin 2\gamma + E \cos 2\gamma,$$

где A, B, C, D, E - постоянные для данного компаса величины, называемые *коэффициентами девиации*.

A - коэффициент постоянной девиации, соответствующая ему составляющая девиации не зависит от курса.

B, C - коэффициенты полукруговой девиации. Как следует из формулы, соответствующая им девиация имеет период 360° . Эти коэффициенты зависят от напряженности поля Земли H , следовательно, постоянны только в данной точке пространства, а в других районах несколько изменяют свою величину.

D, E - коэффициенты четвертной девиации, ее период вдвое меньше.

Зная коэффициенты девиации, можно рассчитать величину девиации на любом курсе, построить график ее изменения.

На графиках девиации в кабине экипажа приводится именно нормальная статическая девиация.

Списывание и компенсация девиации. С установленной периодичностью, а также в случаях замены на самолете крупных агрегатов (например, двигателей) с каждым магнитным компасом проводят девиационные работы: *списывание* и *компенсацию* девиации.

Списывание девиации - это определение ее значения на разных курсах. Компенсация - это полное или частичное устранение девиации.

На легких самолетах и вертолетах девиацию списывают путем последовательной установки ВС на различные курсы и сравнения магнитного и компасного курсов. Списывание девиации осуществляется штурманом совместно с техником на специальных *девиационных площадках* на аэродроме, поблизости от которых отсутствуют металлические предметы.

Для установки ВС на заданный магнитный курс используют специальное устройство - *девиационный пеленгатор*. По сути, он представляет собой компас, похожий на туристский, но большего размера и более точный. Он устанавливается на штативе в виде треноги и выравнивается в плоскости горизонта с помощью имеющихся на нем пузырьковых уровней. На шкале компаса имеется вращающаяся визирная система (типа прицела), которая позволяет определить магнитный пеленг (азимут) на любой объект. Пилот с помощью бортового магнитного компаса разворачивает самолет на заданный курс, например, 0° , а другой человек устанавливает штатив с девиационным пеленгатором позади самолета в створе его продольной оси и пеленгует направление этой оси, определяя фактический магнитный курс. Если он оказался, например 356° , то фиксируется девиация $\Delta K = -4^\circ$ (такую величину необходимо *прибавить* к компасному курсу 0° чтобы получить магнитный 356°). Затем самолет разворачивают на другой курс и операция повторяется.

Обычно девиацию списывают на восьми курсах: $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ$ и 315° .

После этого определяют *постоянную составляющую* девиации (установочную ошибку). Ее находят как среднее значение девиации на четырех курсах: 0° , 90° , 180° и 270° . Устраняют ее просто путем поворота компаса КИ-13 (или, в более совершенных компасах, поворота чувствительного элемента компаса – индукционного датчика) на соответствующий угол относительно продольной оси ВС.

Затем устраняют *полукруговую девиацию*. Для этого устанавливают ВС на курс 0° и вращением винта С-Ю на девиационном приборе (это часть компаса) добиваются, чтобы компасный и магнитный курс совпадали ($\Delta K=0$). Затем разворачивают ВС на курс 90° и проводят аналогичную операцию, добиваясь $\Delta K=0$, но уже с помощью винта В-З.

На курсах 180° и 270° добиваются уже не нулевой девиации, как в предыдущих случаях, а уменьшают имеющуюся на этих курсах девиацию в два раза. Ведь если, например, на курсе 180° также довести девиацию до нуля, то девиация появится на курсе 0° , поскольку на курсах 0° и 180° она устраняется одним и тем же винтом С-Ю.

В простейшем компасе КИ-13 можно полностью или частично компенсировать только постоянную и полукруговую девиации. В более совершенных курсовых приборах, в состав которых входит коррекционный механизм, можно устранить и четвертную девиацию.

После устранения девиации ее списывание осуществляется еще раз и *остаточная девиация* заносится в график или таблицу, которые размещаются в кабине экипажа.

На современных ВС, на которых чувствительным элементом компаса является индукционный датчик, его устанавливают в таких местах ВС, в которых как можно меньше влияние собственного поля самолета. Например, в консоли крыла или в хвостовой части самолета. В этом случае погрешность компаса вызвана не столько магнитными полями, влияние которых теперь незначительно, сколько инструментальными причинами.

Тяжелые ВС слишком сложно разворачивать на земле, чтобы установить на нужные курсы, поэтому списывание девиации на них осуществляют по-другому. С самолета снимают индукционный датчик (чувствительный элемент курсовой системы) и вне самолета устанавливают на немагнитной поворотной платформе. При этом он остается соединенным проводами с остальными частями системы и в кабине можно отсчитать измеренный с его помощью курс. Вместо того, чтобы разворачивать самолет, разворачивают платформу с индукционным датчиком.

Поскольку индукционный датчик в этом случае находится вне самолета, магнитное поле самолета на него не оказывает влияния и фактически проводится списывание не девиации, вызванной магнитными полями ВС, а списывание инструментальных погрешностей, возникающих при передаче курса от индукционного датчика к указателю курса.

Креновая девиация. Вызывается вертикальной составляющей магнитного поля самолета. Нормальная статическая девиация,

рассмотренная выше, имеет место на неподвижном горизонтально расположенном самолете. Если же самолет, даже неподвижный, имеет поперечный крен или крен продольный (тангаж), то появляются силы, вызывающие дополнительную девиацию. Такая девиация и называется креновой.

При рассмотрении нормальной статической девиации рассматривался вектор $\mathbf{F}$ напряженности собственного поля ВС, который предполагался горизонтальным. Но на самом деле поле ВС может быть любым и, конечно, этот вектор может быть наклонен к горизонту и, следовательно, иметь вертикальную составляющую, которая и вызывает креновую девиацию (рис. 5.17).



Рис. 5.17. Возникновение креновой девиации

В случае, когда ВС располагалось горизонтально, проекция этой вертикальной составляющей поля самолета на горизонтально расположенную плоскость чувствительного элемента компаса была равна нулю и она не вызывала никакой девиации. Если же ВС имеет крен, а чувствительный элемент остается горизонтальным (конструкция компасов обеспечивает чувствительному элементу такую возможность), то появляется *проекция F на плоскость чувствительного элемента*. Вследствие этого результирующий вектор $\mathbf{R}$ меняет свое направление и появляется дополнительная девиация.

При поперечных кренах креновая девиация не имеет существенного значения. В прямолинейном полете ВС с креном обычно не летают. А при развороте ВС, если он координированный (без скольжения), чувствительный элемент компаса под действием центробежной силы наклоняется вместе с самолетом, поэтому проекция F на плоскость чувствительного элемента по-прежнему равна нулю и креновая девиация не возникает.

А вот при тангаже (продольном крене), который имеет место в наборе высоты и при снижении, самолет может находиться несколько минут. Чувствительный элемент компаса остается горизонтальным и все это время имеет место креновая девиация.

Креновая девиация различна на разных курсах и при развороте ВС на 360° меняет свою величину по синусоидальному закону от минимального отрицательного (на курсе 270°) до максимального положительного (на курсе 90°) значения. Чем больше крен, тем больше амплитуда этой синусоиды. Эта

амплитуда зависит от напряженности поля ВС, но для общего представления о величине креновой девиации можно считать, что она по порядку величины соответствует величине крена. То есть, при тангаже 5° и девиация может достигать примерно такой же величины.

На курсах 0° и 180° креновая девиация равна нулю при любом крене.

Ускорительная девиация. Вызывается вертикальной составляющей магнитного поля Земли Z , которая показана на рис. 5.2.

Если плоскость чувствительного элемента компаса расположена горизонтально, то проекция этой составляющей Z на плоскость чувствительного элемента равна нулю и никакой девиации не возникает. Но при разгоне или торможении ВС под влиянием действующих на чувствительный элемент сил он устанавливается по направлению *мнимой горизонтальной плоскости*, не совпадающей с плоскостью настоящей горизонтали.

Этот эффект можно проиллюстрировать простым примером с обычным отвесом (грузом на нити). Направление нити отвеса – это и есть направление вертикали. Но если автомобиль, с расположенным в нем отвесом, разгоняется, то грузик и линия отвеса по инерции отклоняются назад. Направление отклоненной нити – это и есть мнимая вертикаль, а перпендикулярно к ней и расположена мнимая горизонтальная плоскость.

При наклоне чувствительного элемента появляется проекция вектора Z на его плоскость, которая и вызывает дополнительную (креновую) девиацию вследствие изменения направления вектора R (рис. 5.18).



Рис. 5.18. Возникновение ускорительной девиации

Ускорительная девиация при изменении курса также меняется по синусоиде и равна нулю на курсах 0° и 180° при любом ускорении. Максимальные значения (на курсах 90° и 270°) зависят от величины ускорения ВС и магнитного наклона тета. Чем больше наклонение (а оно больше в полярных районах), тем больше ускорительная девиация.

Гражданские ВС не летают с большими ускорениями, поэтому максимальная ускорительная девиация обычно не превышает $10-12^\circ$.

Но ускорения возникают не только при разгоне и торможении ВС. При координированном развороте с поперечным креном ВС движется по окружности и чувствительный элемент компаса подвержен

центростремительному ускорению, вследствие которого плоскость этого чувствительного элемента наклоняется вместе с самолетом. И в этом случае будет иметь место ускорительная девиация, изменяющаяся по периодическому закону (но уже не по синусоиде) в зависимости от курса.

Но, поскольку крен теперь поперечный, нулевые значения ускорительной девиации будут равны нулю на курсах 90° и 270° , а *максимальные абсолютные значения имеют место на северных и южных курсах* (0° и 180°). Поэтому данную погрешность иногда называют *северной поворотной ошибкой*. Амплитуда ее зависит от величины крена и величины магнитного наклона в районе полета. В средних широтах при крене 20° максимальная северная поворотная ошибка имеет величину порядка 30° . Поэтому по магнитному компасу трудно определить момент окончания разворота для занятия заданного курса.

Но при кренах, превышающих так называемый *критический крен*, ситуация в корне меняется и становится еще хуже. Критический крен $\chi_{кр}$ зависит от величины магнитного наклона θ в районе полета:

$$\chi_{кр} = 90^\circ - \theta.$$

На территории России наклонение таково, что в большинстве случаев критический крен не превосходит $30\text{--}32^\circ$, а в полярных районах страны он всего $8\text{--}10^\circ$. Геометрически величина критического крена проиллюстрирована на рис. 5.19. При таком крене вектор $\mathbf{T}$ напряженности магнитного поля Земли будет перпендикулярен плоскости чувствительного элемента компаса и его проекция на эту плоскость равна нулю. Компас будет безразличен к изменению фактического курса.

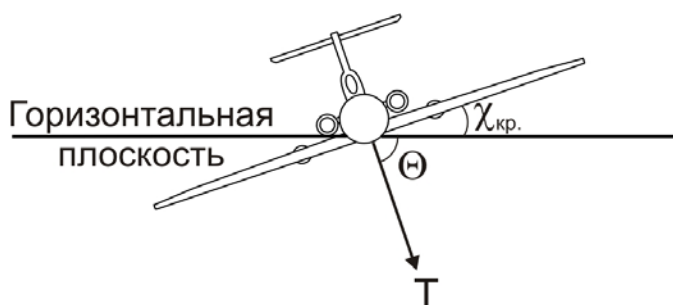


Рис. 5.19. Критический угол крена

При кренах, превышающих критический, девиация уже не носит характер синусоиды, а монотонно *неограниченно возрастает* при развороте самолета, составляя уже *десятки градусов*. Это означает, что показания компаса будут *совсем недостоверными*. Может даже оказаться, что погрешность измерения курса возрастает быстрее, чем изменяется сам фактический курс самолета при развороте. В этом случае, например, при развороте вправо курс на компасе будет уменьшаться, что как бы

соответствует развороту в противоположную сторону.

Практические рекомендации по применению магнитных компасов.

1. Следует помнить, что в полярных районах, где велико магнитное наклонение и, следовательно, мала горизонтальная составляющая магнитного поля Земли, магнитные компасы работают неустойчиво и могут давать недостоверные показания.

2. Для более точного определения магнитного курса необходимо пользоваться графиком (таблицей) нормальной статической девиации, расположенным в кабине ВС.

3. Магнитный компас имеет дополнительные погрешности при разгоне и торможении ВС, полете с креном, полете с тангажом (в наборе и снижении). Во всех этих случаях показания компаса будут неточными и их нельзя использовать для решения навигационных задач и коррекции гироскопических курсовых приборов.

4. При развороте ВС вследствие ускорительной девиации показания простейшего магнитного компаса (такого как КИ-13) могут иметь очень большие погрешности. При разворотах на северные курсы разворот необходимо заканчивать примерно за 30° до заданного курса (по показаниям компаса), а при разворотах на южные курсы – *спустя* 30° градусов после заданного курса. После вывода из крена более точно заданный курс устанавливается путем мелких доворотов.

5. При кренах, превышающих критический, из-за неограниченно возрастающих погрешностей пользоваться магнитным компасом практически невозможно.

5.6. Гироскопический принцип измерения курса

Гироскоп (от древнегреческих слов, означающих «вращение» и «смотреть») – это в принципе любое вращающееся тело. В современной технике гироскоп представляет собой достаточно массивный ротор с большой скоростью вращения (несколько тысяч оборотов в минуту). Основным физическим свойством любого гироскопа является то, что он *стремится сохранять направление оси своего вращения* в пространстве. Это является следствием общего свойства инертности материи – ведь каждая точка вращающегося тела стремится сохранять скорость и направление своего движения.

В наличии у гироскопа такого свойства убедился каждый, кто имел дело с обычным игрушечным волчком или, например, раскрутив велосипедное колесо, пытался повернуть его ось.

Идея устройства гироскопических компасов проста. Если на борту, несмотря на развороты ВС, все время сохраняется некоторое постоянное направление (направление оси вращения гироскопа), то его можно принять за направление начала отсчета и отсчитывать от него угол до направления

продольной оси ВС, то есть курс, и другие пилотажные элементы.

Разумеется, если ось гироскопа жестко закрепить на самолете, то она просто вынуждена будет поворачиваться вместе с ним и тогда никакое направление начала отсчета не сохранится. Поэтому гироскоп помещают в специальное устройство – *карданов подвес*, который обеспечивает гироскопу три степени свободы, то есть дает ему возможность свободно вращаться вокруг трех перпендикулярных осей. Карданов подвес (назван в честь Д. Кардана, который впервые описал его в своей книге) представляет собой две рамки, одна внутри другой, соединенные между собой в противоположных точках. Если внутри рамок поместить какое-нибудь тело, то оно будет сохранять свое положение, как бы рамки ни вращались вокруг него. Считается, что это устройство было изобретено в Китае во II веке до нашей эры.

Поскольку курс измеряется в горизонтальной плоскости, ось *курсового гироскопа*, то есть гироскопа, предназначенного для измерения курса, должна располагаться *горизонтально*. Если эту ось направить по какому-либо выбранному направлению, например, по северному направлению меридиана данной точки, то она будет сохранять это направление, как бы ни вращалось ВС вместе с кардановым подвесом «вокруг» гироскопа. Остается только каким-либо образом измерить и передать на указатель компаса угол между осью гироскопа и продольной осью самолета и тогда можно отсчитывать курс относительно выбранного направления начала отсчета (в данном случае – от северного направления меридиана).

5.7. Курсовой гироскоп на неподвижном самолете

Гирополукомпас ГПК-52. Принцип работы гироскопических курсовых приборов рассмотрим на примере одного из простейших устройств такого рода, еще применяющихся на ВС, - гирополукомпаса ГПК-52.

Основной частью прибора является гиروزел массой около 2 кг, представляющий собой ротор гироскопа вместе с электродвигателем, приводящим его во вращение со скоростью 22-23 тыс. оборотов в минуту. Гироскоп помещен в карданов подвес из двух рамок. Во внутренней рамке на подшипниках закреплена ось гироскопа в горизонтальном положении. Сама внутренняя рамка также может вращаться вокруг горизонтальной оси, перпендикулярной оси гироскопа. Ось внутренней рамки также в свою очередь закреплена в подшипниках во внешней рамке, которая может вращаться вокруг вертикальной оси. Эта внешняя ось жестко закреплена в корпусе ГПК-52, который размещен в кабине самолета и, естественно, поворачивается вместе с самолетом.

На оси внешней рамы карданова подвеса закреплена шкала отсчета курсов. ГПК-52 часто монтируется на штурманском столике в кабине так, что плоскость шкалы совпадает с плоскостью столика. Рядом со шкалой на

корпусе прибора нанесен *треугольный индекс*, напротив которого по шкале и отсчитывается курс.

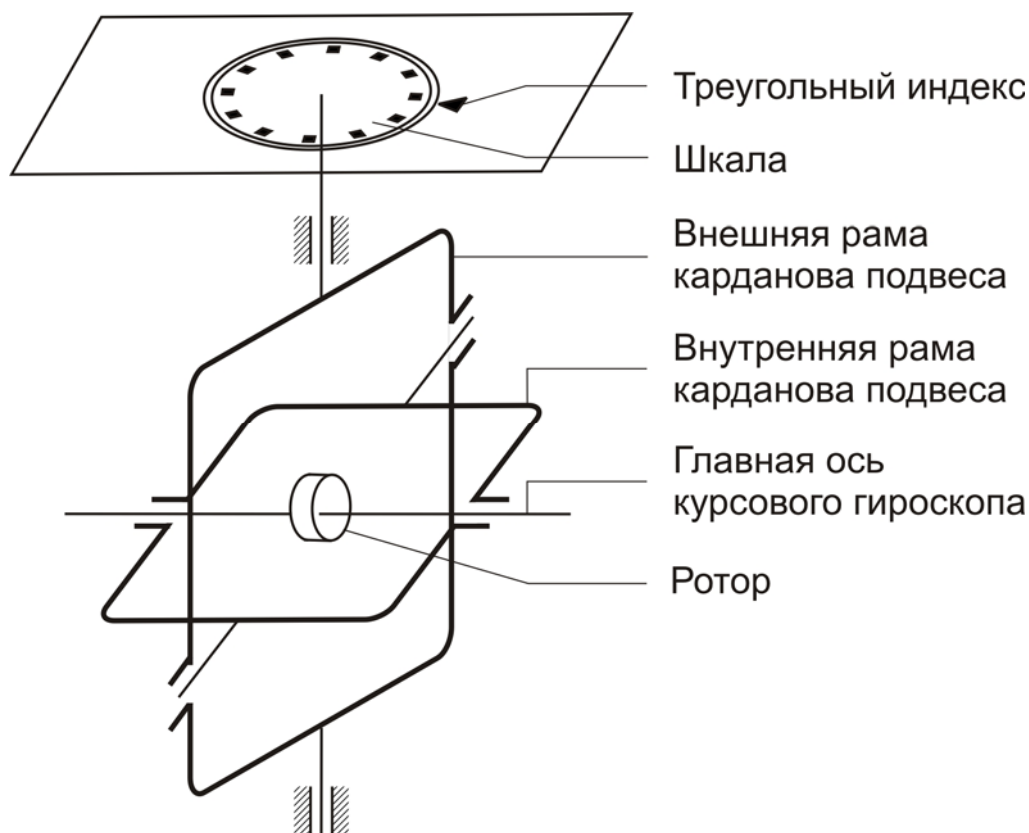


Рис. 5.20. Схема простейшего гиropolукомпаса

При развороте ВС корпус прибора поворачивается вместе с ним, а шкала остается ориентированной по сторонам света по-прежнему, поскольку гироскоп внутри карданова подвеса сохраняет направление своей оси. Таким образом, напротив треугольного индекса на шкале пилот всегда отсчитывает *угол между осью курсового гироскопа и продольной осью самолета*. Этот угол называют *гироскопическим курсом*.

Главная ось курсового гироскопа (его ось вращения) может быть направлена в любом направлении. Поэтому, при одном и том же направлении продольной оси ВС гироскопический курс (значение, отсчитываемое на шкале) может быть любым.

Пилот может принудительно поставить ось гироскопа по любому желаемому направлению начала отсчета, например, по северному направлению меридиана. Для этого на пульте управления ГПК-52 имеется рукоятка *задатчика курса*, при нажатии которой влево или вправо ось гироскопа и шкала поворачиваются и показания гироскопического курса на шкале начинают изменяться. Следует отметить, что на самом деле ГПК-52 и более современные гироскопические приборы конструктивно устроены таким образом, что при нажатии задатчика курса вращается только шкала

курса, а направление оси гироскопа остается неизменным. Однако для правильного применения прибора вполне допустимо считать, что при нажатии задатчика курса действительно поворачивается ось гироскопа, то есть меняется ее направление в пространстве.

Выставка ГПК. Как следует из устройства гирополукомпаса, он сам *не измеряет* курс, то есть не может определить, где север и юг, куда направлена ось самолета относительно сторон света. Этим он отличается от магнитного компаса, чувствительный элемент которого *сам определяет направление магнитного меридиана* в данной точке. Все что делает ГПК – показывает направление продольной оси ВС *относительно оси гироскопа*, которая хотя и сохраняет свое направление, но в принципе может быть направлена куда угодно. Поэтому данный прибор и называется *полукомпасом*. Ведь полноценный компас – это прибор для *измерения* курса.

Можно привести аналогию с обычными часами, которые тоже вовсе не измеряют время. Если завести только что купленные механические часы, то они сами не покажут правильное время. Точное время необходимо *установить* на часах, после чего от этого момента они и будут отсчитывать время в той системе, в которой оно было установлено (московское, гринвичское или любое другое).

Точно так же, только что включенный ГПК может показать совершенно любое значение гироскопического курса, поскольку ось гироскопа может оказаться в любом положении. Для отсчета курса с помощью гирополукомпаса необходимо сначала установить ось гироскопа с помощью задатчика курса по выбранному направлению начала отсчета.

Но как это сделать? Ведь ось гироскопа находится внутри корпуса прибора и непосредственно пилоту недоступна. Все, что видит пилот – это гироскопический курс (курс относительно оси гироскопа) на шкале. Нетрудно сообразить, что *с помощью задатчика курса необходимо установить такое значение курса, которое соответствует фактическому направлению продольной оси ВС относительно выбранного направления начала отсчета*.

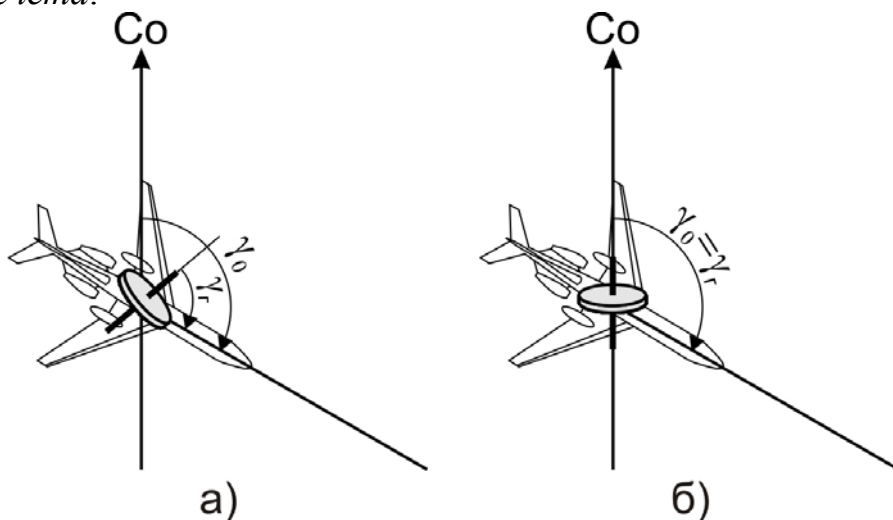


Рис. 5.21. Выставка оси курсового гироскопа по направлению начала отсчета

На рис. 5.21(а) ось гироскопа стоит в направлении, не совпадающем с желаемым направлением начала отсчета C_0 и гироскопический курс γ_r вовсе не совпадает с фактическим курсом γ_0 относительно направления начала отсчета (оно обозначено C_0).

Но если ось гироскопа направить в направлении начала отсчета (рис. 5.20 (б)), то показания компаса будут соответствовать γ_0 . Следовательно, для того, чтобы с помощью ГПК определять курс самолета, необходимо:

- выбрать направление начала отсчета курса.
- каким-либо образом определить, каков на самом деле курс самолета (направление его продольной оси) относительно этого направления,
- установить это значение на шкале гиropolукомпаса с помощью задатчика курса.

Эта операция называется *выставкой* ГПК. Она аналогична установке правильного времени на часах, для которой, конечно, необходимо сначала узнать правильное время.

Правильное время можно узнать с помощью других часов. Точно так же, курс ВС относительно выбранного меридиана можно узнать с помощью другого компаса. Например, магнитного, который всегда имеется на самолете. Магнитный компас измеряет курс относительно магнитного меридиана места самолета, поэтому, при установке на шкале ГПК значения магнитного курса ось гироскопа и окажется ориентированной по направлению магнитного меридиана в той точке, где эта операция была проделана.

Заметим, что это вовсе не означает, что ГПК будет теперь измерять *магнитный* курс. Это только в данном месте гироскопический курс совпадет с магнитным. Если же самолет переместится в другое место, то ось гироскопа сохранит прежнее положение, а направление магнитного меридиана в новой точке может быть уже другим из-за схождения меридианов и из-за изменения магнитного склонения.

Другой способ выставки ГПК не требует даже магнитного компаса. Перед взлетом, когда самолет находится на исполнительном старте на взлетно-посадочной полосе (ВПП), его продольная ось с высокой точностью соответствует направлению ВПП, которое, конечно, точно известно на каждом аэродроме. При выставке на шкале ГПК этого направления (магнитного курса взлета) ось гироскопа и будет направлена по северному направлению магнитного меридиана аэродрома вылета.

На практике выставка гиropolукомпаса осуществляется по магнитному компасу на стоянке аэродрома перед выруливанием, а на исполнительном старте на ВПП установленный курс при необходимости корректируется задатчиком курса.

Ось гироскопа может быть выставлена по любому направлению, а не обязательно по направлению магнитного меридиана. В любом случае необходимо определить и выставить задатчиком курса фактический курс ВС относительно выбранного меридиана. Например, если за направление начала

отсчета выбрано направление истинного меридиана, то нужно определить и выставить фактический истинный курс. Его можно определить путем вычитания из магнитного курса магнитного склонения.

Уход гироскопа из-за вращения Земли. Гироскоп действительно стремится сохранить направление оси своего вращения в пространстве. Но относительно чего, относительно каких объектов он остается неподвижным? Ведь движение и покой относительны. Если человек сидит в купе поезда, то относительно вагона он неподвижен, но относительно земли перемещается. Но Земля и вращается вокруг своей оси, и движется по орбите вокруг Солнца с большой скоростью (примерно 29 км/с). Да и Солнце вместе со всеми планетами перемещается относительно звезд. Относительно каждого из этих объектов (вагон, Земля, Солнце, звезды) скорость и направление перемещения различны. Так относительно чего же стремится сохранить свое направление ось гироскопа?

Точный ответ на этот вопрос возможен только на основе такого сложного раздела физики, как общая теория относительности. Если говорить кратко, то гироскоп сохраняет свое направление в любой *инерциальной системе отсчета*. Это системы отсчета (системы координат), связанные с телами, движущимися без ускорений. В этих системах справедливы законы Ньютона, в частности, первый закон, в соответствии с которым тело, на которое не действуют силы (или их сумма равна нулю) находится в состоянии покоя или равномерного прямолинейного движения. Если какая-либо система отсчета движется прямолинейно с постоянной скоростью относительно инерциальной системы отсчета, то она тоже является инерциальной. Отсюда следует, что инерциальных систем отсчета бесконечно много. Все они движутся относительно друга равномерно и прямолинейно с разными скоростями.

Проблема заключается в том, что во вселенной нет ни одного реального физического тела, с которым можно было бы связать инерциальную систему координат. Все тела движутся по криволинейным траекториям и имеют ускорения. Даже Землю нельзя считать таким телом, поскольку она вращается и движется. Поэтому законы Ньютона выполняются в связанной с Землей системе координат лишь приближенно.

Для правильного понимания работы гироскопических компасов, не вдаваясь в глубины физики, *можно упрощенно считать, что ось гироскопа сохраняет свое направление относительно окружающую нашу планетную систему звезд*. На самом деле, звезды тоже перемещаются, причем с большими скоростями (сотни километров в секунду), но они находятся так далеко, что их перемещение заметно только астрономам.

Таким образом, можно считать, что если ось вращения гироскопа, находящегося в кардановом подвесе, направить на какую-нибудь звезду, то она стремится сохранять направление на эту звезду.

Но тогда получается неприятный эффект. Ведь курс нужно измерять относительно направления начала отсчета, связанного с Землей, например,

относительно северного направления истинного или магнитного меридианов. Но Земля вращается, а гироскоп сохраняет направление относительно звезд. И если выставить ось гироскопа по направлению земного меридиана (при этом она, возможно, окажется направленной на какую-то звезду), то через некоторое время из-за вращения Земли, ось гироскопа отклонится от этого направления меридиана, «уйдет» от него. Этот уход иногда называют кажущимся, поскольку на самом деле это Земля повернулась и расположенный на ней меридиан «ушел» от первоначального направления в пространстве. А ось гироскопа как раз сохранила свое направление, по-прежнему направлена в ту же точку небесной сферы, на звезду (рис. 5.22).

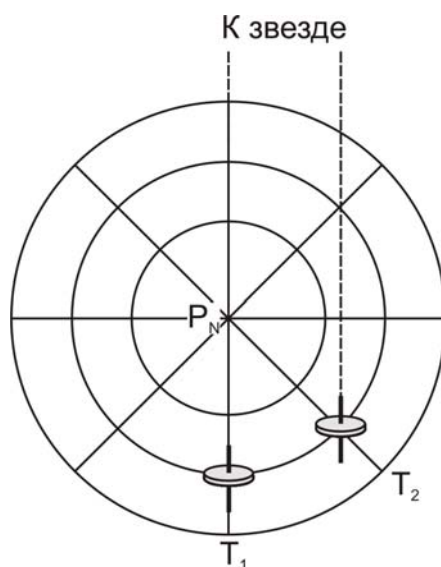


Рис. 5.22. Уход гироскопа из-за вращения Земли

В обыденной жизни мы привыкли считать Землю неподвижной и считаем, что Солнце (и другие небесные светила) восходят и заходят, то есть движутся относительно Земли, хотя на самом деле их кажущееся движение является следствием вращения Земли. Точно так же и наблюдателю кажется, что ось гироскопа ушла от направления первоначальной выставки, связанного с Землей.

Горизонтальная коррекция. При начальной выставке ось курсового гироскопа, конечно, располагается в горизонтальной плоскости. Ведь курс – это угол именно в горизонтальной плоскости, да и направление начала отсчета (меридиана) тоже является горизонтальным. Но что такое горизонтальная плоскость? Если принять Землю за сферу, то это плоскость, касательная к ней в данной точке, то есть перпендикулярная к радиусу Земли. А при вращении Земли эта плоскость меняет свое положение в мировом пространстве относительно звезд. Гироскоп же сохраняет свое направление и, следовательно, со временем выходит из этой горизонтальной плоскости. Хотя на самом деле это горизонтальная плоскость отклоняется от оси гироскопа.

Чтобы ось гироскопа (направление начала отсчета курса) оставалась горизонтальной в ГПК-52 и в более современных приборах предусмотрена *горизонтальная коррекция*. Ее механизм постоянно удерживает ось курсового гироскопа в горизонтальном положении.

В простейшем случае механизм горизонтальной коррекции представляет собой так называемый *жидкостной переключатель*, который выполняет функцию маятника. Это небольшая емкость с токопроводящей жидкостью, закрепленная на нижней части гиروزла. В жидкости имеется пузырек воздуха, а по краям емкости – электрические контакты. Если гиروزел с жидкостным маятником и, следовательно, ось гироскопа расположены горизонтально, то пузырек плавает в центре емкости. Если маятник вышел из плоскости горизонта, то пузырек примыкает к краю емкости, касаясь какой-либо пары контактов. Поскольку воздух в пузырьке ток не пропускает, изменяются электрические токи в цепях маятника и разность токов, протекающих через разные пары контактов, заставляет работать специальный электрический двигатель. Этот двигатель разворачивает внутреннюю рамку карданова подвеса и приводит гиروزел вместе с осью гироскопа и жидкостным маятником в горизонтальное положение. Пузырек перестает замыкать контакты и двигатель выключается.

Механизм горизонтальной коррекции работает автоматически и не требует от экипажа каких-либо действий. При дальнейшем рассмотрении работы гироскопических приборов будем считать, что благодаря этому механизму ось курсового гироскопа все время находится в горизонтальном положении.

Азимутальная коррекция. За счет вращения Земли ось курсового гироскопа имеет уход и в азимуте, то есть поворачивается и вокруг вертикальной оси, отклоняясь от направления меридиана начальной выставки. Поскольку Земля вращается с запада на восток, нетрудно сообразить, что в северном полушарии Земли ось гироскопа «уходит» к востоку, то есть вращается по часовой стрелке, если смотреть сверху. Скорость этого ухода, то есть поворота оси гироскопа, *зависит от широты места* расположения гироскопа. На рис. 5.23 изображен гироскоп, а ось Y – направление местной вертикали в точке его расположения.

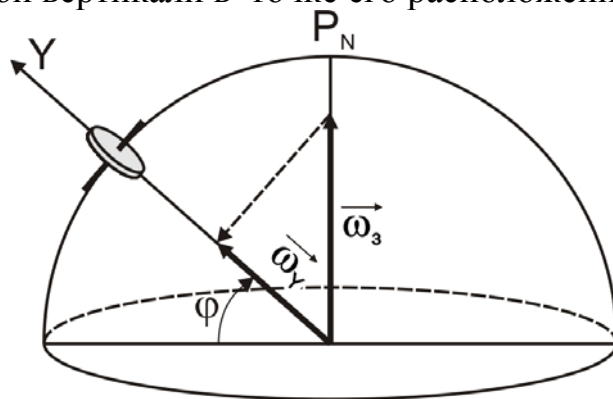


Рис. 5.23. Азимутальный уход курсового гироскопа

Вектор угловой скорости вращения Земли ω_z направлен по оси вращения планеты, причем, в соответствии с правилом буравчика, в сторону северного полюса. Проекцию этого вектора на ось обозначим $\omega_{z,y}$. Из рисунка видно, что

$$\omega_{z,y} = \omega_z \sin \varphi,$$

где φ - широта точки,

ω_z - угловая скорость вращения Земли. Поскольку Земля совершает оборот на 360° за 24 часа, то $\omega_z = 15^\circ/\text{ч}$.

Вектор $\omega_{z,y}$ характеризует скорость вращения Земли вокруг вертикальной оси в точке относительно звезд и, следовательно, относительно сохраняющего свое направление гироскопа. Очевидно, что такой же по величине, но противоположной по направлению, будет скорость поворота оси гироскопа относительно Земли, если теперь Землю считать неподвижной.

Таким образом, *скорость азимутального ухода гироскопа за счет суточного вращения Земли зависит от широты места самолета*. На экваторе ($\varphi = 0$) гироскоп от начального направления (например, направления истинного меридиана) не уходит. На полюсе ($\varphi = 90^\circ$) скорость ухода максимальна ($15^\circ/\text{ч}$). На промежуточных широтах скорость ухода пропорциональна синусу широты. Например, на широте 30° она составляет $7,5^\circ/\text{ч}$ ($\sin 30^\circ = 0,5$; $0,5 \times 15 = 7,5$).

В южном полушарии Земли широта отрицательна, поэтому противоположен и знак (сторона) ухода. Если смотреть на компас сверху, ось гироскопа уходит против часовой стрелки (влево).

Таким образом, если даже на неподвижном самолете установить ось гироскопа, например, по истинному меридиану и не предпринять никаких мер, то с течением времени ось гироскопа будет уходить от меридиана. На компасе при этом будет меняться гироскопический курс, несмотря на то, что самолет неподвижен.

Для компенсации ухода гироскопа в азимуте ГПК снабжен *механизмом азимутальной коррекции*. Он представляет собой небольшой электромотор, скорость вращения которого можно регулировать. На пульте управления ГПК имеется кремальера установки широты пролетаемой местности, которая и регулирует скорость электромотора. Если установить с ее помощью некоторую широту $\varphi_{уст}$, то двигатель будет поворачивать ось гироскопа с угловой скоростью прецессии (ухода)

$$\omega_{np} = \omega_z \sin \varphi_{уст},$$

но в сторону, противоположную той, в которую уходит гироскоп из-за

вращения Земли.

Очевидно, что если установить $\varphi_{уст}$ равную фактической широте места самолета, то ось гироскопа будет сохранять свое первоначальное положение. Ведь с какой скоростью она «хочет» уйти за счет вращения Земли, с такой же скоростью, но в обратном направлении, ее будет поворачивать двигатель механизма азимутальной коррекции.

Механизм азимутальной коррекции на практике часто называют «широтным потенциометром», поскольку в первых типах гироскопических приборов (в том числе, ГПК-52) действительно использовался потенциометр для изменения скорости вращения электромотора.

Из изложенного следует, что для сохранения осью курсового гироскопа направления начала отсчета в полете необходимо устанавливать широту пролетаемой местности (на практике – при ее изменении на 1-2°). Если этого не делать или устанавливать широту неточно, ось гироскопа будет уходить со скоростью, соответствующей разности фактической и установленной широт, и, следовательно, будет возрастать погрешность измерения курса.

Подготовка гирополукомпаса к полету. После включения бортового питания необходимо включить ГПК и гироскоп начнет раскручиваться. Это может занять, особенно в холодное время года, несколько минут (по паспортным данным ГПК-52 – не более 20 мин). Показания гироскопического курса могут при этом оказаться любыми, поскольку ось гироскопа занимает некоторое случайное положение.

С помощью широтного потенциометра необходимо установить значение широты, на которой находится ВС. Затем, с помощью задатчика курса, необходимо на шкале установить значение курса, с которым стоит ВС, измеренное от выбранного экипажем направления начала отсчета. Например, если за направление начала отсчета выбрано северное направление магнитного меридиана аэродрома вылета, то необходимо установить значение магнитного курса, снятое с магнитного компаса. При этом ось гироскопа будет направлена по направлению магнитного меридиана.

Как уже отмечалось, на самом деле ГПК сконструирован так, что при нажатии задатчика курса фактически ось гироскопа останется в прежнем положении, а развернется только шкала, но это различие никак не влияет на правильное понимание работы полукомпаса. Даже обычные часы (правда, если представить себе часы с одной только часовой стрелкой) можно сконструировать таким образом, чтобы для установки точного времени вращать не стрелку, а поворачивать циферблат при неподвижной стрелке. От этого с точки зрения применения часов ничего не изменится. В конце концов, если фантазировать еще дальше, можно просто *закрасить* прежние деления и цифры на шкале и нарисовать новые так, чтобы стрелка показывала правильное время. То же самое относится и к гирополукомпасу. Не столь важно, в каком именно направлении на самом деле расположена его ось и какие при этом цифры отображаются на шкале. Главное – что ось гироскопа

сохраняет свое положение. Неважно, какое именно, поскольку вращением шкалы можно установить любое значение курса. Поэтому при рассмотрении работы гиropolукомпаса для простоты и наглядности можно считать, что ось гироскопа на самом деле устанавливается задатчиком курса по направлению начала отсчета.

5.8. Ортодромичность курсового гироскопа

Теперь, после анализа поведения курсового гироскопа на неподвижном самолете, рассмотрим, как он будет вести себя в случае, когда ВС перемещается по ортодромической линии пути. Общий случай – полет по произвольной траектории, будет рассмотрен ниже.

Широкое применение гироскопических курсовых приборов в навигации основывается на том, что курсовой гироскоп обладает ортодромичностью.

Свойство ортодромичности гироскопа заключается в том, что при полете по ортодромии ось гироскопа сохраняет с этой ортодромией постоянный угол. Разумеется, речь идет о курсовом гироскопе, снабженном механизмами горизонтальной и азимутальной коррекции и не имеющем инструментальных погрешностей, вызванных его неточным изготовлением, износом и т.д. Можно сказать, что речь идет об *идеальном* гироскопе, который ведет себя точно так, как ему положено себя вести в соответствии с законами физики. Конечно, идеальных гироскопов в природе не существует, а реальные гироскопы имеют ряд погрешностей. Но они будут рассмотрены позже.

Свойство ортодромичности означает, что если перед началом полета установить ось гироскопа в каком-либо направлении и выполнять полет точно по ортодромии, то угол между осью гироскопа и ортодромией будет сохраняться (рис. 5.24).

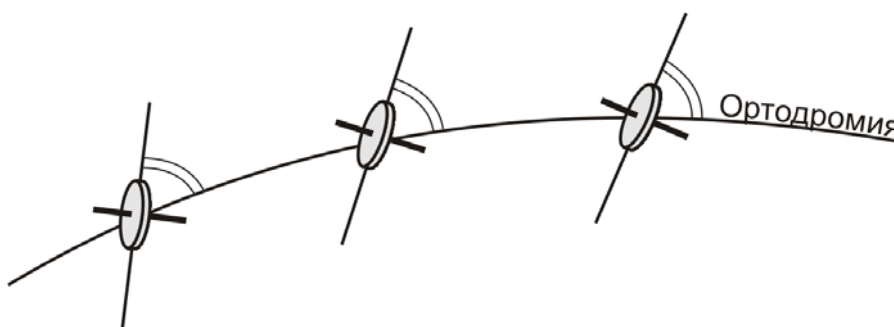


Рис. 5.24. Ортодромичность курсового гироскопа

Свойство ортодромичности не является каким-то дополнительным специфическим свойством, обнаружившимся у курсовых гироскопов. Оно является следствием основного свойства любого вращающегося тела

сохранять направление оси своего вращения. Конечно, оказывает свое влияние и тот факт, что механизм горизонтальной коррекции непрерывно удерживает ось гироскопа в текущей горизонтальной плоскости.

Свойство ортодромичности имеет математическое доказательство. В результате математических выводов можно показать, что скорость вращения оси гироскопа вокруг вертикальной оси, вызванная перемещением самолета, оказывается равной скорости изменения путевого угла ортодромии при полете по ней ВС. Получается, что с какой скоростью поворачивается ось гироскопа, с такой же скоростью и в ту же сторону «поворачивает» сама ортодромия относительно текущего меридиана. А угол между ними при этом остается постоянным.

Убедиться в наличии у гироскопа свойства ортодромичности можно и мысленно без всяких формул на основе следующих рассуждений.

При их проведении будем считать, что гиropolукомпас снабжен механизмом азимутальной коррекции, который компенсирует уход гироскопа, вызванный вращением Земли. Поскольку этот уход компенсирован, то Землю можно считать неподвижной, не учитывать ее вращение.

Также предположим, что ветра нет и, следовательно, угол сноса равен нулю. В этом случае продольная ось ВС в полете также все время направлена по ортодромии. Такое допущение никак не повлияет на правильность выводов.

Для начала рассмотрим частный случай, когда ось гироскопа ориентирована прямо в направлении ортодромии, по которой выполняется полет.

Напомним, что ортодромия – это большой круг на земной сфере. Ее плоскость проходит через центр этой сферы и, следовательно, касательная к ортодромии, перпендикулярная ее радиусу, лежит в горизонтальной плоскости (рис.5.25).

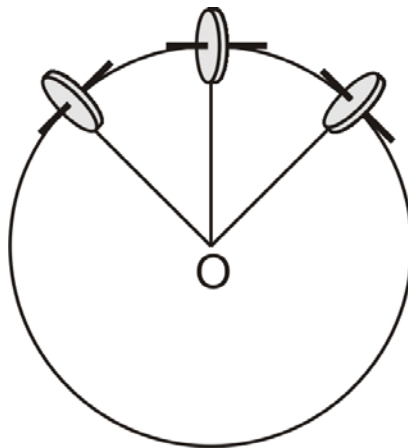


Рис. 5.25. К объяснению ортодромичности гироскопа

В полете ось гироскопа стремится сохранять свое направление в инерциальной системе отсчета, например, на какую-то звезду, на которую она вначале оказалась направлена. Если бы в гиropolукомпасе отсутствовал механизм горизонтальной коррекции, то при перемещении ВС в другую точку ортодромии, ось гироскопа сохраняла бы свое направление на звезду, но отклонилась бы от текущей горизонтальной плоскости, поскольку эта плоскость изменила свое положение. Но механизм горизонтальной коррекции непрерывно принудительно удерживает ось гироскопа горизонтально (рис.5.25). Таким образом, ось гироскопа меняет свое положение, но ее наклон происходит в плоскости самой ортодромии. Вправо или влево никакого отклонения нет, и ось гироскопа все время направлена вдоль ортодромической линии пути.

Таким образом, для данного частного случая свойство ортодромичности гироскопа вполне очевидно – он действительно сохраняет постоянный (в данном случае – нулевой) угол с ортодромией.

Теперь представим себе, что на ВС в одной и той же точке (условно, конечно) находятся одновременно два гироскопа. Ось первого, как и в предыдущем случае, направлена по ортодромии, а второго – под некоторым углом к ортодромии и, следовательно, к оси первого гироскопа. Благодаря механизму горизонтальной коррекции обе оси гироскопов расположены горизонтально.

При перемещении ВС ось первого гироскопа, как мы уже выяснили, будет все время направлена по ортодромии. А как будет вести себя второй гироскоп?

Оба гироскопа совершенно равноправны и стремятся сохранить свои направления в пространстве (каждый на свою звезду). Но механизм горизонтальной коррекции, по мере перемещения ВС, разворачивает их оси так, чтобы они оставались в текущей горизонтальной плоскости, общей для обоих гироскопов. Этот разворот происходит в вертикальной плоскости, то есть один конец оси гироскопа опускается, другой – поднимается. Но никакого бокового поворота (вправо-влево) не происходит. Поэтому угол между осями гироскопов сохраняется тем же, каким он был вначале. А поскольку ось первого гироскопа направлена по ортодромии, то, значит, и ось второго гироскопа сохраняет с ортодромией на протяжении полета постоянный угол. В этом и заключается свойство ортодромичности.

Таким образом, в полете по ортодромии при отсутствии ветра, когда продольная ось ВС направлена по этой ортодромии, сохраняется постоянным угол между осью гироскопа и продольной осью ВС. Но этот угол – это гироскопический курс. Следовательно, *при полете по ортодромии гироскопический курс сохраняется постоянным*. Но тогда справедливо и обратное утверждение: *для полета по ортодромии необходимо выдерживать постоянный гироскопический курс*. Этим и объясняется важность гироскопических курсовых приборов для навигации. Ведь ЛЗП имеет форму ортодромии и, значит, полет по ней можно легко осуществить,

если лететь с постоянным гироскопическим курсом.

Это утверждение остается справедливым и при наличии ветра. Просто будет иметь место угол сноса и для полета по заданной ортодромической ЛЗП нужно выдерживать гироскопический курс, отличающийся от направления ортодромии на величину этого угла сноса. Продольная ось ВС уже не будет направлена по ортодромии, но гироскопический курс все равно будет постоянным, отличающимся от штилевого на угол сноса.

5.9. Опорный меридиан и ортодромический курс

Как следует из изложенного, ось гироскопа в начале полета может быть выставлена по *абсолютно любому* направлению. Выбор пилотом этого направления ничего не меняет для навигации по существу. Просто численные значения гироскопического курса, которые нужно выдерживать для полета по ортодромической ЛЗП будут разными в зависимости от принятого направления начала отсчета (выставленной оси гироскопа). Продолжая аналогию с часами, можно отметить, что в принципе неважно, по какому времени ходят Ваши часы. Если Вы знаете, что лекции начинаются по московскому времени в 9.30, ничто не мешает Вам установить свои часы хоть по хабаровскому времени. Вы все равно придете вовремя, если, конечно, знаете, что по хабаровскому времени начало лекций в 16.30. Цифры не имеют значения. Главное, чтобы показания прибора (часов) и заданное время были в одной и той же системе отсчета.

Точно так же и с курсовым гироскопом. Его ось при выставке можно установить по любому направлению, но тогда и заданный путевой угол должен измеряться от этого же направления. Можно, например, установить ось гироскопа прямо по направлению ЛЗП. Тогда заданный путевой угол будет равен нулю и при отсутствии ветра такой курс и нужно выдерживать. Интересно, что на заре применения гироскопических курсовых приборов такая методика выполнения полета действительно применялась в военной авиации.

Но выдерживать на приборе курс, равный нулю, при полете, например, на юго-запад как-то неестественно. Ведь пилоты привыкли, что курс 0° – это на север, 90° – на восток и т.д. Поэтому, чтобы численные значения гироскопического курса хотя бы примерно соответствовали сторонам света, сложилась практика выбирать не произвольное направление начала отсчета, а такое, *чтобы оно совпадало с северным направлением истинного или магнитного меридиана какой-либо точки на маршруте* – аэродрома вылета или посадки, ППМ и т.д. Такое направление, выбранное для начала отсчета курса (а, значит, и путевых углов, пеленгов и т.п.) называют *северным направлением опорного меридиана*. А измеренный от него курс получил название *ортодромического курса (grid heading)*.

Таким образом, *северное направление опорного меридиана – это в*

принципе произвольное направление, выбранное пилотом в качестве начала отсчета курса, и которое сохраняет ось идеального гироскопа. Если выставить ось гироскопа по этому направлению, то ортодромический курс и гироскопический курс – это одно и то же. А если гироскоп еще не выставлен или по каким-то причинам ушел от заданного направления, то на шкале компаса одно значение (гироскопический курс, то есть курс, отсчитанный от оси гироскопа), а на самом деле по отношению к *выбранному направлению* опорного меридиана продольная ось ВС направлена под другим углом (ортодромический курс). Так же и с часами. Время, которое Вы *хотите* использовать (например, московское) соответствует ортодромическому курсу. А время, которое *показывают* Ваши часы (которые еще, может быть, не выставлены или просто неточны) – соответствуют гироскопическому курсу.

Таким образом, физически направление опорного меридиана – это направление оси гироскопа, который выставлен по выбранному направлению.

Но на практике опорным меридианом называют и *земной* меридиан, с которым это направление совпадает. Например, если ось гироскопа в начале полета выставлена по направлению магнитного меридиана аэродрома Пулково, то говорят, что опорным меридианом является магнитный меридиан Пулково. И в полете в районе Новосибирска считают, что гирополукомпас измеряет курс от пулковского магнитного меридиана.

Следует осознавать условность подобных выражений. Разумеется, сам гироскоп знать не знает где это Пулково и не может измерить от него курс. Он просто ведет себя так, как положено по законам физики. Данное выражение просто означает, что если вместе с гироскопом самолет переместится по ортодромии (именно по ортодромии!) в Пулково, то там направление этой оси совпадет с магнитным меридианом этого аэродрома.

Может ли ось гироскопа быть выставлена одновременно по двум или трем опорным меридианам? Конечно. Ведь под опорным меридианом на Земле понимается истинный или магнитный меридиан какой-то точки на маршруте, с которым совпадет ось гироскопа, если переместиться в эту точку. Допустим, гироскоп выставлен по истинному меридиану Пулково. Но в полете меняются направления истинных меридианов из-за угла их схождения и магнитных меридианов из-за изменения магнитного склонения. Вполне может оказаться, что в какой-то точке маршрута ось гироскопа совпала с магнитным меридианом. Тогда его тоже можно считать опорным (рис. 5.26). А еще где-то эта ось может опять совпасть с магнитным меридианом.

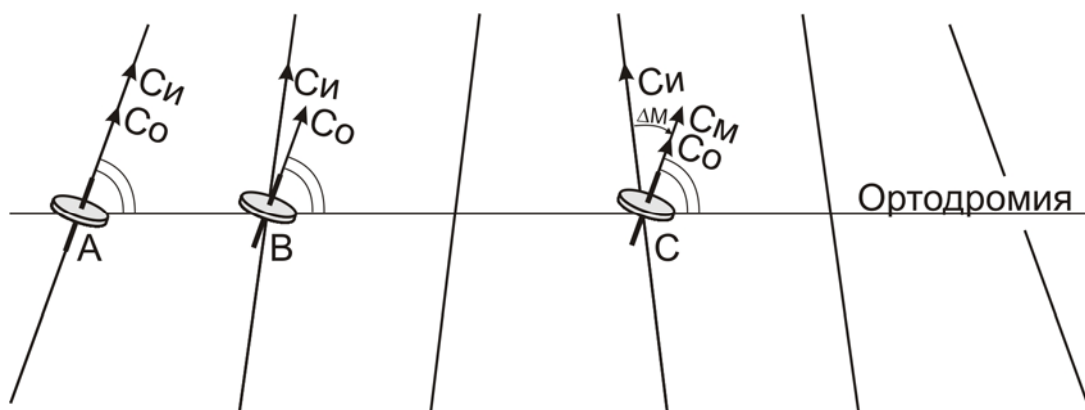


Рис. 5.26. Опорные меридианы

В связи с этим не имеют смысла дискуссии, которые иногда имеют место у пилотов, о том, какой опорный меридиан лучше выбрать – истинный или магнитный. Никакой разницы нет. Ведь на самом деле северное направление опорного меридиана – это направление оси гироскопа. А с каким направлением земного меридиана оно совпадает – не имеет значения. Просто по-разному будут выглядеть формулы для перехода от ортодромического курса к истинному или магнитному.

5.10. Азимутальная поправка и преобразование курсов

Азимутальная поправка и правило учета поправок. Поскольку к истинному, магнитному и компасному меридиану добавился еще один – *опорный*, то должна появиться и еще одна поправка.

Азимутальная поправка (ΔA) – это угол заключенный между северными направлениями опорного и истинного меридианов (рис.5.27). Она отсчитывается от опорного меридиана в сторону истинного - к востоку с плюсом, к западу с минусом (аналогично магнитному склонению и девиации).

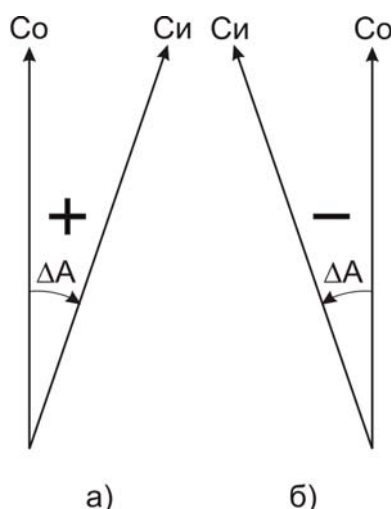


Рис. 5.27. Азимутальная поправка

Теперь уже рассмотренное выше правило учета поправок может быть графически изображено еще в более полном виде (рис. 5.28).

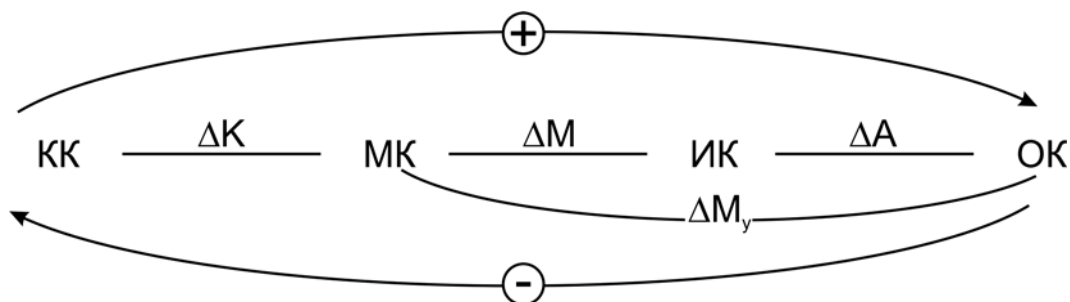


Рис. 5.28. Правило учета поправок

Смысл правила, разумеется, остается прежним: при переходе от приборных величин к истинным все поправки прибавляются, то есть учитываются со своим знаком, а при переходе от истинных к приборным – вычитаются.

На рис. 5.28 чем правее изображен курс, тем он более «истинный» и, соответственно, чем он левее – тем он более «приборный». Необходимо обратить внимание, что ортодромический курс считается более «истинным», чем истинный курс (измеряемый от географического меридиана).

Как показано выше, значение, которое мы непосредственно снимаем с магнитного компаса, называется компасным курсом. Ясно, что это самый «приборный» из курсов. Затем мы учитываем девиацию ΔK , избавляясь от погрешностей данного конкретного прибора, вызванных влиянием на него магнитных полей самолета. Полученный при этом магнитный курс является более «истинным», чем приборный. Затем можно учесть магнитное склонение ΔM и получить истинный курс. Тем самым мы устраняем влияние неправильного магнитного поля Земли, которое мешает нам измерить курс от географического меридиана. Разумеется, истинный курс более «истинный», правильный, чем магнитный.

Но истинные (географические) меридианы не параллельны, в полете текущий истинный меридиан как бы меняет свое направление. А направление опорного меридиана (оси гироскопа) остается неизменным. Поэтому измеренный от него ортодромический курс и считается более «истинным». Перейти к нему можно от истинного курса, прибавив (поскольку переходим в сторону более «истинных» курсов) азимутальную поправку ΔA .

Иногда в навигации используются еще два вида поправок, которые носят вспомогательный характер: условное магнитное склонение и вариация.

Условное магнитное склонение (ΔM_y) – это угол между северными направлениями опорного и магнитного меридианов. Оно может быть использовано для прямого перехода от магнитного курса к

ортодромическому и обратно, минуя истинный. Нетрудно сообразить, что эта поправка просто является суммой магнитного склонения и азимутальной поправки:

$$\Delta M_y = \Delta M + \Delta A.$$

Отсчитывается ΔM_y от опорного меридиана аналогично другим поправкам (в востоку с плюсом, к западу с минусом). Заметим, что любая поправка всегда отсчитывается от более «истинного» меридиана.

Вариация (Δ) – угол между северными направлениями истинного и компасного меридианов. Она является суммой девиации и магнитного склонения.

$$\Delta = \Delta K + \Delta M.$$

Вариация может служить для непосредственного перехода от компасного курса сразу к истинному и обратно. В настоящее время она используется на практике редко.

Используются ΔM_y и Δ в соответствии с общим правилом учета поправок, то есть при переходе к более истинным курсам прибавляются.

На рис. 5.29 изображены все рассмотренные виды меридианов, углы между ними (поправки) и курсы, отсчитанные от разных меридианов. Следует подчеркнуть, что рисунок приведен только в иллюстративных целях. Не следует пытаться с помощью этого или подобных рисунков получать соотношения между разными видами курсов. Это не только неэффективно, но и опасно – ведь знаки каждой поправки могут быть различными и попытка нарисовать «веер» меридианов для каждой конкретной ситуации, чтобы получить связь между курсами, чревата ошибкой. Да и занимает это много времени. Для этой цели следует использовать *только правило учета поправок*, которое пилот должен хорошо знать. Схема, изображенная на рис. 5.27 должна быть навеки отпечатана в мысленном взоре любого пилота.

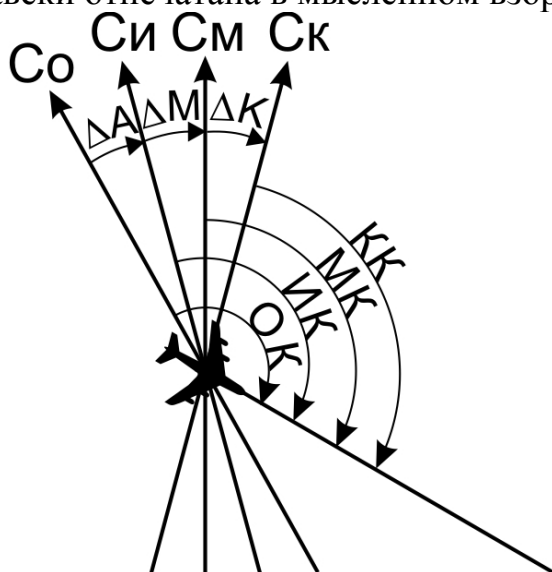


Рис. 5.29. Направления начала отсчета и поправки

На рис. 5.28 правило учета поправок проиллюстрировано на примере курсов ВС. Но, разумеется, оно справедливо не только для курсов, но и для любых направлений: путевых углов, пеленгов и т.п. Это правило отражает связь не между самими углами, характеризующими направления, а между *началами отсчета* этих направлений – «северными направлениями» компасного, магнитного, истинного и опорного меридианов. Отметим, кстати, что термин «северное» применительно к направлению является условным. Только у истинного меридиана северное направление соответствует направлению на север, то есть к северному полюсу. Компасный и магнитный меридианы отклоняются от направления на географический полюс из-за девиации и магнитного склонения соответственно и эти отклонения могут быть очень большими. Ну, а «северное» направление опорного меридиана может вообще быть любым.

Для правильного перевода любого направления, в том числе, курса, от одной системы отсчета направлений к другой, необходимо знать численные значения поправок ΔK , ΔM , ΔA . Как уже отмечалось, девиацию ΔK пилот может получить с помощью графика (таблицы) девиации, размещенного в кабине для каждого магнитного компаса. Магнитное склонение ΔM можно определить, зная место самолета, с помощью нанесенных на карте изогон. А вот азимутальную поправку ΔA пилот должен рассчитать самостоятельно. Ведь ее значение зависит не только от того, в каком месте находится ВС, но и от того, какое именно направление выбрано в качестве опорного меридиана.

Рассмотрим рис. 5.30. Пусть в точке O (например, на аэродроме вылета) ось курсового гироскопа была установлена в некотором направлении, которое обозначим C_0 – это и есть северное направление опорного меридиана. Угол между этим направлением и северным направлением истинного меридиана $C_{и1}$ данной начальной точки маршрута – это азимутальная поправка в этой начальной точке ΔA_0 . Будем считать, что полет выполняется по ортодромии и точка A – произвольная текущая точка на этой ортодромии.

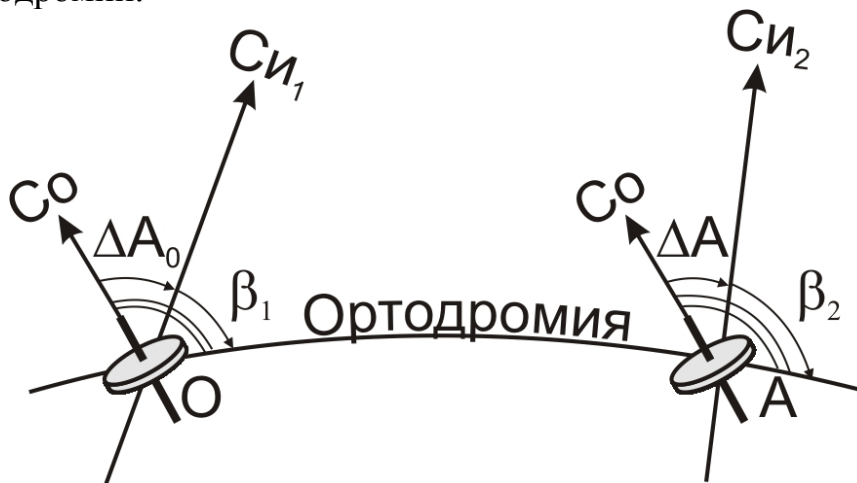


Рис. 5.30. К выводу формулы для азимутальной поправки

В начальной точке О ось гироскопа составляла какой-то угол с ортодромией полета (на рисунке этот угол обозначен двойной линией). Вследствие свойства ортодромичности гироскопа его ось и в точке А будет составлять с ортодромией такой же угол. Но с истинным меридианом точки А ось гироскопа (северное направление опорного меридиана) будет составлять уже другой угол, отличающийся от начального значения ΔA_0 . Ведь ортодромия пересекает все истинные меридианы под разными углами (путевыми углами ортодромии), а ось гироскопа направлена к ортодромии под одним и тем же углом. Очевидно, что ΔA будет настолько отличаться от ΔA_0 , насколько изменился путевой угол ортодромии. Но разность путевых углов ортодромии в двух точках это по определению угол схождения меридианов δ_{cx} . При полете на восток (как и показано на рис.5.30) угол схождения текущего истинного меридиана относительно меридиана начальной точки увеличивается. Текущий меридиан как бы поворачивается влево, против часовой стрелки. Поэтому текущее значение азимутальной поправки будет меньше ее начального значения на величину

$$\delta_{cx} = (\lambda_2 - \lambda_1) \sin \varphi_{cp}.$$

Изменим обозначения в данной формуле в соответствии с рассматриваемой задачей.

Обозначим λ_0 долготу начального меридиана, то есть меридиана, на котором азимутальная поправка равна ΔA_0 . Долготу второй точки обозначим просто λ , поскольку это произвольная (текущая) точка на маршруте. Тогда

$$\Delta A = \Delta A_0 - \delta_{cx} = \Delta A_0 - (\lambda - \lambda_0) \sin \varphi_{cp}$$

Вынесем знак «минус» из круглой скобки и получим

$$\Delta A = \Delta A_0 + (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp}. \quad (5.1)$$

Это общая формула для расчета азимутальной поправки, справедливая для любого выбранного опорного меридиана. В этой формуле:

ΔA_0 - это азимутальная поправка на меридиане с долготой λ_0 (на опорном меридиане),

λ - долгота текущей точки, для которой рассчитывается ΔA ,

φ_{cp} - средняя из широт текущей точки на маршруте и точки с долготой λ_0 , в которой ось гироскопа составляла с истинным меридианом угол ΔA_0 .

То есть

$$\varphi_{cp} = \frac{\varphi_0 + \varphi}{2}.$$

По формуле (5.1) можно рассчитать азимутальную поправку в любой точке маршрута, даже если северное направление опорного меридиана выбрано на юг, на северо-запад, куда угодно.

Но, как уже отмечалось, на практике направление опорного меридиана (оси гироскопа) выбирают так, чтобы оно совпадало с направлением истинного или магнитного меридиана какой-либо точки маршрута (например, аэродрома вылета). Долгота этой точки и обозначается λ_0 . Рассмотрим, как будет выглядеть общая формула (5.1) в этих частных случаях.

1) *Опорный меридиан – истинный*, то есть ось гироскопа выставлена по направлению истинного меридиана точки с долготой λ_0 . Очевидно, что в этом случае $\Delta A_0 = 0$ и формула для азимутальной поправки примет вид

$$\Delta a = (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp}. \quad (5.2)$$

В данном случае азимутальная поправка просто равна углу схождения меридианов δ_{cx} с противоположным знаком.

Если необходимо, то можно рассчитать и условное магнитное склонение

$$\Delta M_y = \Delta A + \Delta M = (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp} + \Delta M,$$

где ΔM - магнитное склонение в текущей точке, для которой рассчитывается поправка.

2) *Опорный меридиан – магнитный*, то есть ось гироскопа выставлена по направлению магнитного меридиана точки с долготой λ_0 . Азимутальная поправка в этой точке отсчитывается от опорного меридиана (совпадающего с магнитным) в сторону истинного. Но такой же угол, отсчитываемый в противоположную сторону – от истинного меридиана к магнитному – это магнитное склонение ΔM в данной точке. Следовательно, азимутальная поправка на начальном меридиане и магнитное склонение на этом же меридиане отличаются только знаком:

$$\Delta A_0 = -\Delta M_0.$$

Здесь нулевой индекс у магнитного склонения подчеркивает, что это магнитное склонение именно на опорном меридиане. Разумеется, в разных точках маршрута магнитное склонение различно, но ΔM_0 является константой для данного маршрута.

Тогда формула для азимутальной поправки примет вид

$$\Delta A = (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp} - \Delta M_0, \quad (5.3)$$

а для условного магнитного склонения

$$\Delta M_y = \Delta A + \Delta M = (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp} + \Delta M - \Delta M_0.$$

На практике рассмотренные два частных случая, соответствующие формулам (5.2) и (5.3), как правило, и используются.

Преобразование курсов. Рассмотрим преобразование курсов на примере.

Допустим, что на аэродроме вылета ось гироскопа была выставлена по *магнитному меридиану аэродрома* с координатами

$\lambda_0 = 78^\circ$ в.д. $\varphi_0 = 52^\circ$ с.ш. Магнитное склонение на аэродроме вылета $\Delta M_0 = -4^\circ$.

В настоящий момент ВС находится в точке с координатами МС

$\lambda = 86^\circ$ в.д. $\varphi = 48^\circ$ с.ш. Магнитное склонение в точке нахождения ВС $\Delta M = -1^\circ$.

Магнитный курс в данный момент $\gamma_m = 137^\circ$. Требуется определить ортодромический курс γ_0 , то есть курс относительно опорного меридиана.

В соответствии с правилом учета поправок для получения ортодромического курса к магнитному курсу нужно прибавить (переход в сторону «истинных» величин) магнитное склонение и азимутальную поправку.

$$\gamma_0 = \gamma_m + \Delta M + \Delta A.$$

Магнитное склонение уже известно ($\Delta M = -1^\circ$), а азимутальную поправку нужно рассчитать. Поскольку опорный меридиан магнитный, используем формулу (5.3):

$$\Delta A = (\lambda_0 - \lambda) \sin \varphi_{cp} - \Delta M_0 = (78 - 86) \sin 50^\circ - (-4) = (-8) 0,76 + 4 = -6 + 4 = -2^\circ.$$

В приведенном расчете 50° – это среднее значение двух широт – 48° и 52° . На практике при его определении нет необходимости рассчитывать это значение точно (учитывать доли градуса), поскольку отсчитать курс с компаса можно в лучшем случае с точностью до градуса. По этой же причине угол схождения меридианов в этой формуле, более точное значение которого $(-6,13^\circ)$, округлен до целого значения градусов (-6°) .

Тогда

$$\gamma_0 = \gamma_m + \Delta M + \Delta A = 137 + (-1) + (-2) = 137 - 1 - 2 = 137 - 3 = 134^\circ.$$

Заметим, что величина (-3°) которая была прибавлена к магнитному

курсу для получения ортодромического - это и есть условное магнитное склонение.

Таким образом, пользуясь правилом учета поправок и формулами (5.2, 5.3) для расчета азимутальной поправки, можно выполнить любые преобразования курсов, а также пеленгов, путевых углов и любых направлений.

Мнемоническая схема преобразования курсов. В полете и при подготовке к нему подобного рода задачи нужно уметь решать правильно и быстро. На практике при таких расчетах иногда допускаются ошибки из-за того, что пилот нетвердо знает, какую именно формулу нужно применить, путает знаки величин и т.п. А ведь неправильный расчет курса следования может очень быстро привести к отклонению от ЛЗП и потере ориентировки.

Для уменьшения вероятности такого рода ошибок можно использовать мнемоническую схему, которая позволяет выполнить расчет практически без формул и не перепутать знаки. Мнемоническая (от *mneinos* – память) в данном случае означает облегчающая запоминание. Кстати, графическое изображение правила учета поправок на рис. 5.28 – это тоже мнемоническая схема.

В главе 2 отмечалось, что одно и то же физическое направление (курс, пеленг и т.п.) можно количественно характеризовать углами, которое это направление составляет с какими-либо опорными направлениями, например, разными меридианами. В зависимости от выбранного меридиана углы будут различаться. Преобразовать курс (или любое другое направление) - это значит перейти от одного меридиана отсчета к другому, то есть, зная курс от одного меридиана, определить, каким он будет, если его измерить от другого меридиана.

Упомянутая схема изображена на рис. 5.31 и позволяет «перейти» от меридиана одной точки (истинного или магнитного) к меридиану другой (тоже истинному или магнитному).

Две вертикальные линии на рис. 5.31 условно изображают меридианы – от одного из них курс известен, а к другому нужно перейти. На каждом из них кружки с буквами И и М, что означает истинный и магнитный курсы. На каждом из меридианов истинный и магнитный курсы отличаются на магнитное склонение ΔM , на каждом из меридианов оно свое.

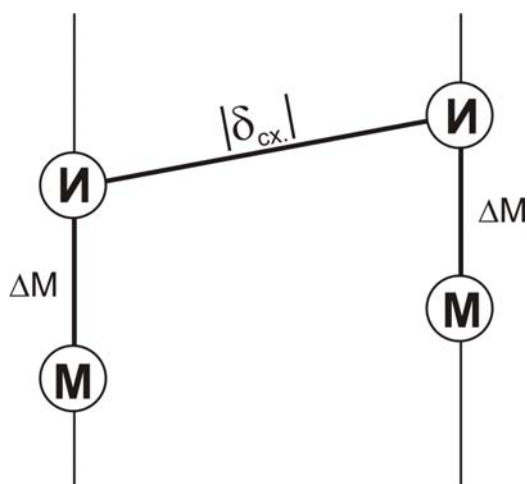


Рис. 5.31. Мнемоническая схема прелбразования направлений

Верхние кружки с надписями И соединены наклонной линией, на которой надписано $|\delta_{сх}|$ (угол схождения меридианов по абсолютной величине). Важно обратить внимание на то, что эта наклонная линия идет вверх, если смотреть слева направо (с запада к востоку). То есть, кружки на правом меридиане выше, чем на левом.

Перед использованием мнемонической схемы целесообразно вначале рассчитать угол схождения меридианов *по модулю*, то есть, не обращая внимания на его знак. Знак будет учтен «автоматически» при использовании схемы.

Для определения модуля угла схождения меридианов нужно просто посмотреть, на сколько градусов различаются долготы двух меридианов и умножить это число на синус средней широты. Этот расчет удобно выполнить на НЛ-10, причем обычно высокая точность расчета не требуется, если курс достаточно рассчитать с точностью до градуса.

Всегда от одного из меридианов курс известен, а от другого его нужно узнать. Сначала необходимо определить, какая из двух вертикальных линий на схеме будет изображать тот и другой меридиан. Сделать это нетрудно, зная долготы меридианов, если вспомнить, что долгота возрастает к востоку (на рисунке – вправо).

Тот курс, который задан, может отсчитываться от истинного или магнитного меридиана. В соответствии с этим «движение» по схеме начнутся с кружка И или М на том из двух меридианов, от которого известен курс.

Закончить «движение» нужно на меридиане второй точки, на кружке И или М в зависимости от того, какой именно курс нужно определить.

А сам смысл применения этой схемы очень прост. Перемещаясь по ней от исходного кружка к конечному нужно прибавлять (вычитать) все те поправки (со своим знаком), которые встретятся на пути. Причем, при движении вверх – прибавлять, а при движении вниз – вычитать.

Рассмотрим применение этой схеме на том же примере, для которого

расчет был проведен по формулам.

Напомним исходные данные.

Опорный меридиан – магнитный, $\lambda_0=78^\circ$ в.д. $\varphi_0=52^\circ$ с.ш. Магнитное склонение на опорном меридиане $\Delta M_0=-4^\circ$.

В настоящий момент ВС находится в точке с координатами МС

Место самолета $\lambda=86^\circ$ в.д. $\varphi=48^\circ$ с.ш, магнитное склонение в точке нахождения ВС $\Delta M=-1^\circ$.

Магнитный курс в данный момент $\gamma_m=137^\circ$.

Требуется определить ортодромический курс.

Разность долгот двух меридианов $(86-78)=8$ (считаем по модулю, не обращая внимания на знак). Умножив на синус средней широты 50° получим с точностью до градуса 6° (модуль угла схождения меридианов).

Долгота МС больше (восточнее), чем долгота опорного меридиана, следовательно, на схеме меридиан МС справа, а опорный слева.

По условию задачи известен *магнитный* курс, следовательно, расчет начнем с кружка М на правом меридиане схемы (ведь магнитный курс измеряется от меридиана МС, который в данном случае на схеме справа).

Найти требуется ортодромический курс, то есть курс от опорного меридиана (на схеме он слева), причем опорный меридиан является по условию магнитным. Значит, перейти по схеме нужно к кружку М на левом меридиане.

Начиная от заданного курса (137) перемещаемся на правом меридиане вверх, следовательно, нужно прибавить магнитное склонение, которое имеет место на данном меридиане (-1):

$$137+(-1)=136.$$

Далее, от правого кружка И переходим к левому кружку И. Поскольку движение идет вниз, вычитаем соответствующую поправку (6):

$$136-6=130.$$

И, наконец, уже на левом (в данном случае, опорном) меридиане нужно спуститься вниз к кружку М, следовательно, вычесть магнитное склонение на этом опорном меридиане:

$$130-(-4)=134^\circ.$$

Это и будет ортодромический курс от опорного меридиана.

Разумеется, ответ совпал с тем, который был получен по формулам.

Естественно, при решении других задач такого типа может понадобиться переходить не от правого меридиана к левому, а наоборот. Или начинать и заканчивать переход от других кружков на схеме.

При использовании данной схемы важно правильно понимать, что решение задачи зависит *не от того, куда летит самолет*, то есть движется он на восток или на запад. Играет роль только то, *от какого меридиана к какому осуществляется переход* – от более восточного к более западному или наоборот. Куда движется ВС неважно, может, оно просто стоит на стоянке.

Действительно, в приведенном примере был магнитный курс 137°

(самолет летит на юго восток) и при пересчете его в ортодромический он уменьшился на 3° и стал равным 134° . Но если бы изначально магнитный курс в условии задачи был, например, 270° (ВС летит на запад), он тоже при пересчете уменьшился бы на 3° и ортодромический курс составил бы 267° . Ведь исходный и конечный меридианы те же самые. А куда направлена продольная ось самолета - не имеет значения.

Если данную схему мысленно держать перед глазами и правильно применять, то после тренировки можно быстро и безошибочно решать подобного рода задачи.

5.11. Уход оси гироскопа от меридиана при полете по произвольной траектории

Рассмотренный выше характер поведения оси гироскопа в полете относился к частному случаю – когда выполняется полет по ортодромии. Этот случай, конечно, является важным, поскольку летать требуется по ЛЗП, которая и имеет форму ортодромии. Как следует из изложенного, при таком полете ось гироскопа сохраняет *постоянный угол с ортодромией* и, следовательно, *изменяет угол с текущим истинным меридианом* на величину угла схождения меридианов (по сравнению с первоначальным углом). На этом и основаны формулы расчета азимутальной поправки.

Но очевидно, что в силу самых разных причин фактически самолет никогда не летит по ортодромии. На каждом участке маршрута из-за погрешностей навигационных систем и влияния ветра ВС уклоняется от ортодромической ЛЗП, выходит на нее, снова уклоняется... А кроме того, маршрут практически всегда состоит из нескольких участков, которые вовсе не совпадают с ортодромией, соединяющей ИПМ и КПМ. Отклонение ППМ от такой главной ортодромии может составлять сотни километров. Как же ведет себя ось гироскопа в общем случае, при полете по ЛФП произвольной, неправильной формы (рис. 5.32)?

Какую бы форму ни имела ЛФП, ее можно разбить на бесконечно большое количество отрезков бесконечно малой длины. Каждый такой отрезок можно смело считать ортодромией. Ведь чем короче отрезок какой-то кривой, тем больше он похож на прямую (на сфере – на ортодромию). А если отрезок бесконечно малый, то он и есть ортодромия.

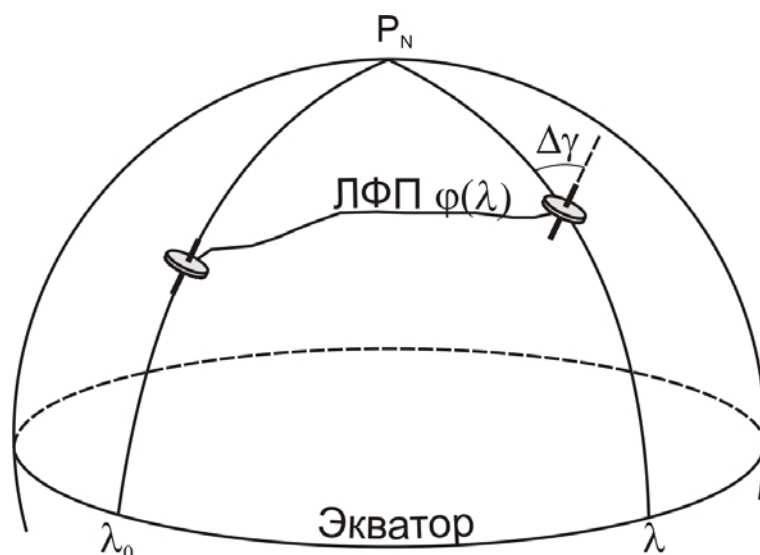


Рис. 5.32. Уход гироскопа при полете по ЛФП произвольной формы

Для каждого из таких бесконечно малых отрезков выполняется свойство ортодромичности гироскопа – он составляет с ней постоянный угол, но различный для каждого отрезка. На каждом из таких отрезков ось гироскопа изменит свое положение по отношению к истинному меридиану на величину угла схождения меридианов на этом отрезке, тоже бесконечно малую. Как принято в высшей математике, обозначим бесконечно малые величины как дифференциалы:

$d\lambda$ – бесконечно малая разность долгот на отрезке;

$d\delta_{cx}$ – бесконечно малое изменение угла схождения меридианов.

Тогда в соответствии с формулой (2.4). можно записать:

$$d\delta_{cx} = d\lambda \sin \varphi, \quad (5.4)$$

где φ – широта, на которой расположен данный бесконечно малый отрезок ЛФП.

На такую величину и изменит ось гироскопа (опорный меридиан) свой угол с истинным меридианом на данном отрезке (рис. 5.33). Естественно, на столько же изменится разность между истинным и ортодромическим курсами.

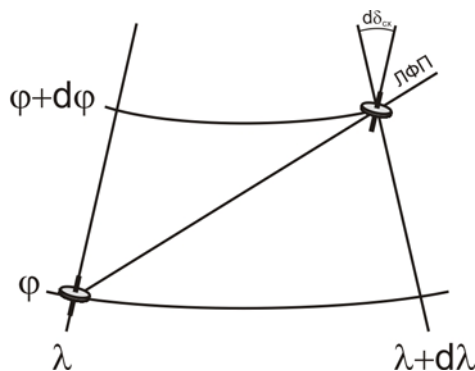


Рис. 5.33. Уход гироскопа на бесконечно малом отрезке ЛФП

Для того, чтобы найти отклонение на протяжении всей ЛФП, нужно просуммировать отклонения на каждом из таких отрезков. Каждый отрезок бесконечно мал, но и отрезков бесконечно много. Как известно из математики, определенный интеграл - это сумма бесконечно большого количества бесконечно малых слагаемых. Следовательно, формулу (5.4) необходимо проинтегрировать по долготе от λ_1 (долготы начальной точки) до λ_2 (долготы конечной точки ЛФП).

После интегрирования получим

$$\Delta\gamma = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \sin \varphi d\lambda, \quad (5.5)$$

где $\Delta\gamma$ – величина изменения азимутальной поправки (угла между осью гироскопа и истинным меридианом) при полете по всей произвольной ЛФП. Очевидно, что на столько же изменится и разность между истинным и ортодромическим курсами, ведь это и есть азимутальная поправка. Поэтому данная величина и обозначена как разность курсов γ .

Вынести синус широты за знак интеграла в формуле (5.5) нельзя, поскольку в этой формуле широта текущей точки ЛФП φ не константа, а переменная величина. На каждом меридиане она различна и зависит от долготы меридиана, является ее функцией. Эта зависимость $\varphi(\lambda)$ и является уравнением, описывающим ЛФП в сферической системе координат, аналогично тому, как функция $y(x)$ описывает некоторую кривую в прямоугольной системе координат.

Поскольку речь идет о полете по произвольной траектории, то зависимость $\varphi(\lambda)$, конечно, вовсе не описывается какой-то определенной формулой. Поэтому и проинтегрировать формулу (5.5) аналитически в общем случае невозможно. А для каждой конкретной траектории, то есть зависимости $\varphi(\lambda)$, величину $\Delta\gamma$ можно рассчитать, например, методами численного интегрирования.

Из формулы (5.6) можно сделать важный и интересный вывод: *уход гироскопа от меридиана, а, значит, и его положение в конце траектории, зависит не только от координат начальной и конечной точек ЛФП, но и от самой формы траектории, по которой летел самолет.* Например, если в точке А. выставить ось гироскопа по истинному меридиану этой точки и пролететь в точку Б по двум разным маршрутам, то ось гироскопа будет направлена в точке Б по-разному. Этот вывод развенчивает бытующие в некоторых учебниках упрощенные утверждения типа «ось гироскопа сохраняет направление опорного меридиана» и показывает недопустимость выражений вида «перенесем направление истинного меридиана в данной

точке параллельно самому себе во вторую точку». Да, перемещение оси гироскопа по поверхности сферы можно рассматривать как перенос вектора параллельно самому себе. Но это только на плоскости конечное положение такого вектора будет одним и тем же, по какому пути его ни переноси. На сфере же положение вектора (направление оси гироскопа) будет *зависеть от формы траектории, по которой он был перенесен*.

Конечно, это не какая-то особенность именно гироскопа. Это свойство поверхности сферы, которое доказывается в таком разделе высшей математики как дифференциальная геометрия.

Таким образом, ось гироскопа вовсе не сохраняет, как это для простоты принято считать, направление меридиана, по которому она выставлена. Эта ось просто ведет себя в соответствии с законами физики и геометрии, а именно так, как требует свойство ортодромичности и как описывает формула (5.5). Убедиться в этом можно простым мысленным экспериментом с глобусом (рис.5.34).

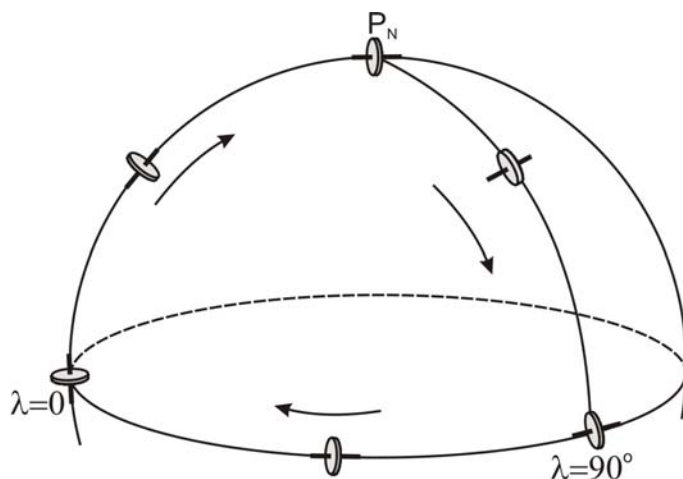


Рис. 5.34. Полет по замкнутому маршруту

Допустим, полет начинается из точки пересечения экватора с гринвичским меридианом ($\varphi=0$, $\lambda=0$). Ось гироскопа выставим по истинному меридиану, то есть на север. Пусть самолет летит прямо к северному полюсу. Очевидно, что угол схождения меридианов на этом участке равен нулю, поскольку разность долгот равна нулю. Поэтому ось гироскопа по прибытии на полюс так и останется направленной по этому же меридиану. Развернемся на 90° и далее полет продолжим к экватору, но уже по меридиану с долготой $\lambda=90^\circ$. В начале этого участка ось гироскопа составляла с этим меридианом угол 90° и он сохранится таким до прилета на экватор. В этой точке она будет направлена по экватору на восток. Затем полетим по экватору в точку, из которой полет был начат. На этом участке угол схождения меридианов тоже равен нулю, поскольку равна нулю средняя широта участка. По прилете в начальную точку мы увидим, что ось гироскопа направлена по экватору на восток, хотя в начале полета она была направлена на север, то есть, что она

повернулась на 90° . Вот так ось гироскопа «сохраняет» (в кавычках) направление меридиана выставки...

Можно привести геометрическую интерпретацию величины ухода гироскопа от истинного меридиана при полете по произвольной траектории. Эта интерпретация может оказаться полезной для качественного анализа ситуации, то есть решения вопросов о том, в какую сторону ушел гироскоп, на большую или меньшую величину и т.д.

Предположим, что в точке А (рис. 5.35) ось гироскопа была выставлена по истинному меридиану этой точки. Когда ВС по произвольной траектории перелетит в точку В, ось гироскопа уже не будет совпадать с истинным меридианом этой точки.

Можно показать математически, что величина отклонения будет пропорциональна площади земной сферы, ограниченной меридианами начальной и конечной точек (АС и ВD), экватором (CD) и линией фактического пути(AB). То есть, чем больше эта площадь, тем на больший угол ось гироскопа отклонится от истинного меридиана.

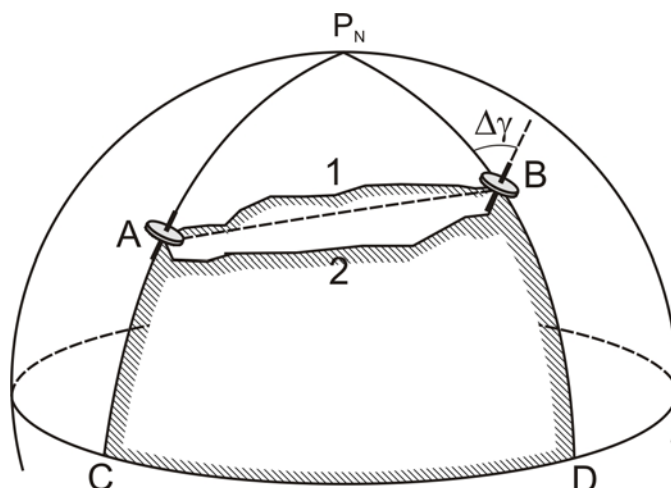


Рис. 5.35. Геометрическая интерпретация величины ухода гироскопа

Например, из рис. 5.35 видно, что при полете по ЛФП, обозначенной цифрой 1, уход гироскопа будет больше, чем по ЛФП, обозначенной цифрой 2. А при полете по ортодромии (обозначена на рисунке пунктиром) – будет по величине промежуточным между 1 и 2 и, как следует из предыдущих параграфов, количественно равна углу схождения меридианов между точками А и В.

Если конечная точка В маршрута находилась бы западнее точки А, а не восточнее, как показано на рисунке, то величина ухода имела бы отрицательный знак, то есть гироскоп ушел бы в противоположную сторону (влево, к западу от меридиана).

Отсюда также следует, что при полете по замкнутому маршруту ось гироскопа не вернется в прежнее положение, которое она занимала в начале полета. Допустим, выполнялся полет из А в В по траектории 1 (рис. 5.35), а

обратно, из В в А, по траектории 2. Тогда при полете в В ось гироскопа отклонится вправо (к востоку) на угол, пропорциональный площади под кривой 1, а при полете в обратном направлении отклонится влево (к западу) на меньший угол, поскольку площадь под кривой 2 меньше. В результате, при возвращении в точку А ось гироскопа не совпадет с истинным меридианом, как было в начале полета, а окажется отклоненной вправо от него.

Также из приведенной интерпретации ясно, почему при полете строго по меридиану или экватору ось гироскопа сохранит свое направление относительно текущего меридиана. Ведь площадь под такими траекториями равна нулю. Разумеется, так и должно быть. Ведь и меридианы, и экватор – ортодромии. При полете по ортодромии уход равен углу схождения меридианов, а он в этих случаях равен нулю.

Важно обратить внимание на следующий интересный факт. Ось гироскопа «не знает» какую систему сферических координат (сетку меридианов и параллелей) мы используем на сфере. Как отмечалось в параграфе 2.6, на сфере можно ввести множество сферических систем координат, отличающихся расположением их полюсов, экватора и т.п. Такие косые сферические системы координат в навигации называют ортодромическими. Все эти сферические системы совершенно равноправны и в любой из них приведенная геометрическая интерпретация будет справедлива. Допустим, мы используем такую условную систему сферических координат, в которой условный экватор направлен прямо по ортодромической ЛЗП. Тогда при полете по ней гироскоп не будет уходить от направления условных меридианов этой системы – ведь полет выполняется по экватору и площадь между ЛФП и этим условным экватором равна нулю.

5.12. Погрешности гироскопических курсовых приборов

Погрешность. Под погрешностью измерения какой-либо величины понимается разность между измеренным и фактическим значением этой величины. Измеренное значение – это то, что показывает прибор. Но что понимать под фактическим? Видимо, это то, что мы хотим измерить, то есть получить с помощью данного прибора. Но тогда, в зависимости от того, что мы хотим получить, и погрешность будет иметь разную величину.

Если, например, часы установлены по гринвичскому времени, то погрешность определения с их помощью этого времени будет зависеть только от качества часов – насколько они спешат или отстают. Но если они установлены по гринвичскому времени, а мы захотим с их помощью определить московское летнее время, то погрешность (разность между показаниями часов и фактическим московским временем) составит примерно минус 4 часа («примерно» потому, что сами часы, может быть, идут

неточно).

Поэтому, говоря о погрешностях гироскопических компасов, необходимо определиться – а какой, собственно, курс мы хотим с их помощью измерить? Если истинный курс, то есть курс, измеренный от северного направления текущего истинного меридиана места самолета, то погрешность может быть очень большой. Ведь как показано выше, ось гироскопа уходит от направления истинного меридиана. Если мы хотели бы измерить магнитный курс, то погрешность, скорее всего, была бы еще больше – ведь меняется магнитное склонение, а гироскоп этого совсем не учитывает.

На самом деле никто, конечно, не собирается использовать гирополукомпас для непосредственного отсчета истинного и магнитного курсов. Он предназначен для измерения ортодромического курса. А ортодромический курс отсчитывается от опорного меридиана, которым физически является ось гироскопа. Конечно, имеется в виду идеальный гироскоп, который ведет себя в полном соответствии с законами физики так, как было рассмотрено выше. Таким образом, под фактическим курсом, который мы хотим определить с помощью ГПК, понимается курс, отсчитанный от оси идеального гироскопа (ортодромический курс). А если на самом деле по каким-то причинам гирополукомпас показывает другое значение, то их разность – это и есть погрешность компаса.

Каждый пилот должен знать, какие виды погрешностей измерения курса имеет гироскопический курсовой прибор, какими причинами они вызываются, какой величины могут достигать.

Погрешности могут вызываться разными причинами. Рассмотрим основные из них.

Методическая погрешность из-за отклонения ЛФП от ортодромии. Для выполнения полетов с использованием гироскопических курсовых приборов необходимо знать ортодромические заданные путевые углы (ОЗПУ) каждого участка маршрута, то есть заданные направления полета, измеренные от опорного меридиана. Для определения ОЗПУ используются азимутальные поправки, рассчитываемые по формулам (5.2, 5.3). Но эти формулы являются точными только для случая, когда ВС выполняет полет строго по ортодромии из точки начальной выставки гироскопа в точку, для которой рассчитывается азимутальная поправка. Поэтому сама методика расчета путевых углов как бы подразумевает, что полет будет выполняться именно по ортодромии.

Такой подход в принципе оправдан, поскольку каждый участок ЛЗП представляет собой ортодромию. Но даже на отдельно взятом участке маршрута ВС никогда не летит точно по ортодромии (рис. 5.35 (а)). Неизбежны случайные отклонения от ЛЗП, которые экипаж стремится устранять. Таким образом, расчет путевых углов произведен в предположении, что ось гироскопа будет вести себя так, как положено при полете по ортодромии (ЛЗП), а фактически самолет летит по произвольной

ЛФП и ведет себя по-другому. При полете точно по ЛЗП ось гироскопа ушла бы на угол схождения меридианов на данном участке, а фактически она уйдет на другой угол. Это вызовет погрешность в измеренном курсе, то есть разность между тем, что показывает прибор и тем, что он, по нашему мнению, должен показывать.

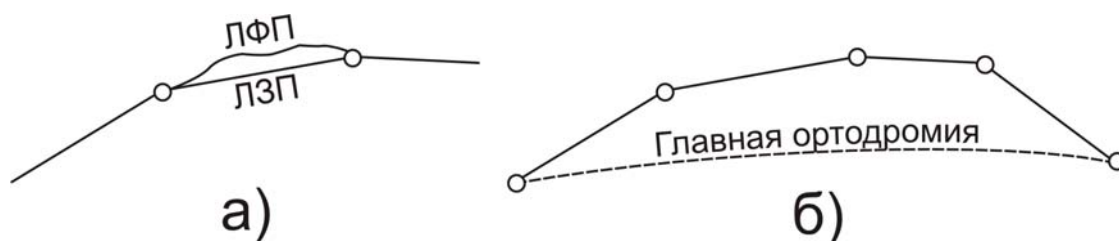


Рис. 5.36. Отклонение ЛФП от ортодромии

Нетрудно сообразить, что эта погрешность пропорциональна площади между ЛЗП и ЛФП, которая является разностью площадей от экватора до ЛЗП и до ЛФП. При этом та часть площади, которая находится справа от ЛЗП считается положительной, а слева – отрицательной. Даже без расчетов можно понять, что эта площадь и, следовательно, погрешность курса будет небольшой. Ведь обычно ВС не уклоняется далеко от ЛЗП, да к тому же «положительные» площади в большей своей части компенсируются «отрицательными» площадями, поскольку самолет уклоняется то вправо, то влево.

Другая ситуация возникает из-за того, что маршрут состоит из нескольких ортодромических участков, которые могут лежать довольно далеко от главной ортодромии, соединяющей напрямую точку начальной выставки гироскопа и точку, для которой рассчитывается азимутальная поправка (рис. 5.36 (б)). И если при определении азимутальной поправки угол схождения меридианов рассчитывается как разность долгот, умноженная на синус средней широты, то это будет правильным только в том случае, если полет выполняется по такой главной ортодромии. На самом же деле ВС выполняет полет по ЛФП, близкой к ЛЗП всех участков маршрута, а они могут лежать далеко от главной ортодромии. Возникнет погрешность определения ортодромического курса, пропорциональная площади между главной ортодромией и маршрутом. А эта площадь может быть очень большой.

Насколько большой может быть погрешность $\Delta\gamma$ курса за счет отклонения ЛФП от ортодромии? Можно показать, что она не превысит значения

$$\Delta\gamma_{\max}=1,4\cdot10^{-6} S X, \quad (5.6)$$

где $\Delta\gamma_{\max}$ - измеряется в градусах.

S – длина главной ортодромии, км.

X – наибольшее отклонение ЛФП от ортодромии, км (рис.5.37).



Рис. 5.37. Максимальное отклонение от ортодромии

Рассмотрим некоторые примеры расчета по этой формуле.

1) Пусть $S=300$ км, $X=5$ км. Этот пример соответствует случаю полета на одном участке маршрута, когда из-за погрешностей навигации ВС отклоняется от ЛЗП не больше, чем на половину ширины трассы.

Расчет по формуле дает $\Delta\gamma_{\max}=0,002^\circ$. Это совершенно мизерная величина по сравнению с инструментальными погрешностями компасов (порядка 1°), поэтому ее можно не учитывать и считать, что на отдельном участке маршрута погрешность не возникает.

2) Пусть $S=2000$ км, $X=200$ км. Этот пример соответствует полету по маршруту длиной порядка 2000 км, состоящему из нескольких участков, которые могут лежать в стороне от главной ортодромии на расстоянии до 200 км. В этом случае при расчете получим примерно $\Delta\gamma_{\max}=0,6^\circ$. Это тоже не столь большая, но уже заметная погрешность, особенно, если учесть, что заданные путевые углы в некоторых случаях требуется рассчитывать с точностью до $0,1^\circ$.

3) Пусть $S=7000$ км, $X=500$ км. Ситуация, соответствующая этим исходным данным, может иметь место в случае, когда протяженный маршрут проложен далеко от главной ортодромии, например, чтобы он проходил над сушей, а не океаном, или над районами с хорошим оснащением наземными радиомаяками. В данном примере $\Delta\gamma_{\max}=4,9^\circ$. Это уже очень существенная погрешность.

Из приведенных примеров видно, что рассматриваемая методическая погрешность может иметь существенную величину только в случае, когда маршрут проложен вдали от главной ортодромии, соединяющей ИПМ и КПМ по кратчайшему расстоянию. Такие ситуации иногда имеют место.

Устранить влияние этой погрешности нетрудно. Просто при расчете ортодромических заданных путевых углов угол схождения меридианов, который является составной частью азимутальной поправки, нужно рассчитывать не просто по разности долготы опорного меридиана λ_0 и долготы λ точки, для которой рассчитывается ΔA , а *суммировать углы схождения меридианов для каждого участка*, расположенного между этими

точками. Ведь на каждом участке полет выполняется практически по ортодромии и методической погрешности не будет.

Следует подчеркнуть, что рассмотренная методическая погрешность не связана с конструкцией или погрешностями изготовления конкретного гиropolукомпаса. Она будет одинакова для всех приборов, поскольку обусловлена принципом их работы, а также используемыми формулами расчета азимутальных поправок.

Карданная погрешность. Этот вид погрешности связан с конструкцией некоторых типов гироскопических курсовых приборов. Карданная погрешность возникает у таких приборов (например, ГПК-52, ГИК-1 и некоторых других), у которых ось внешней рамки карданова подвеса жестко связана с корпусом самолета, то есть при крене самолета наклоняется вместе с ним. Шкала прибора, закрепленная на этой оси, тоже находится в наклонном положении и поэтому измеряется угол между осью гироскопа (которая благодаря горизонтальной коррекции остается в горизонтальном положении) и продольной осью ВС *в проекции на наклонную плоскость*. Но на самом-то деле фактический курс – это *угол в горизонтальной плоскости*, поэтому он не совпадает с измеренным. Разность этого измеренного и фактического курсов и есть карданная погрешность. Ее величина зависит от угла крена и значения гироскопического курса, изменяясь по синусоиде при развороте ВС на 360° .

Большого значения карданная погрешность на практике не имеет по следующим причинам.

Во-первых, при тех кренах, которые имеют место у гражданских ВС, эта погрешность обычно не превышает $2-3^\circ$.

Во-вторых, в прямолинейном полете крены ВС невелики и непродолжительны. А когда ВС выполняет разворот с креном в течение длительного времени, столь малая величина погрешности не играет большой роли, поскольку все равно невозможно и незачем отсчитывать курс с точностью до градуса, когда он непрерывно меняется.

После вывода из крена по окончании разворота погрешность исчезает, компас вновь показывает правильный курс.

В-третьих, в более современных гироскопических приборах ось внешней рамы карданова подвеса не связана жестко с корпусом ВС. Даже при кренах она удерживается в вертикальном положении с помощью специальных устройств. В этом случае карданная погрешность вовсе отсутствует.

Выражная погрешность. Этот вид погрешности также связан с конструкцией прибора и вызван наличием в современных гироскопических компасах механизма горизонтальной коррекции. Как уже отмечалось, механизм горизонтальной коррекции (например, в виде жидкостного маятникового переключателя) предназначен для удерживания оси гироскопа в горизонтальном положении. Чувствительный элемент этого механизма реагирует на направление силы тяжести – если он расположен не

горизонтально, то пузырек воздуха в емкости смещается, замыкает контакты и двигатель возвращает механизм (и ось гироскопа) в горизонтальное положение.

Но если ВС находится в развороте, то на него действует центробежная сила, направленная по радиусу разворота в сторону от центра. Эта сила векторно складывается с силой тяжести и направление результирующего вектора (мнимая вертикаль) уже отклоняется от настоящей вертикальной линии. Перпендикулярно этой мнимой вертикали проходит мнимая горизонтальная плоскость. В этой плоскости механизм горизонтальной коррекции и стремится удерживать ось гироскопа.

Действительно, если ехать в поворачивающем автомобиле, держа в руке грузик на нитке, легко убедиться что направление нити отклонится от настоящей вертикали в сторону, противоположную стороне поворота. Это направление нити и есть мнимая вертикаль. Точно так же реагирует на центробежную силу и жидкостной переключатель.

Таким образом, если в начале разворота ось гироскопа была, как и положено, горизонтальной, то в процессе разворота механизм горизонтальной коррекции будет приводить ее к мнимой горизонтальной плоскости, то есть выводить из плоскости настоящей горизонтали. Конечно, этот поворот происходит в вертикальной плоскости. Но ведь самолет разворачивается и поэтому в каждой точке разворота центробежная сила направлена в другую сторону. Поэтому непрерывно меняется направление в пространстве мнимой вертикали и, соответственно, мнимой горизонтальной плоскости. Эта плоскость поворачивается в процессе разворота вокруг вертикальной оси. Из-за этого ось гироскопа, движущаяся в сторону мнимой горизонтальной плоскости, получает еще и *боковое вращение в азимуте* вокруг настоящей вертикали. Следовательно, ось гироскопа уходит от того направления опорного меридиана, которое должна сохранять. Возникает погрешность измерения курса, которая и называется *виражной*, поскольку возникает только на вираже (при развороте ВС).

Чем дальше ВС находится в развороте, тем на большую величину успеет уйти ось гироскопа от первоначального направления. А самое печальное то, что после окончания разворота накопившаяся виражная погрешность не исчезает. В каком положении после разворота ось гироскопа оказалась, такое направление и продолжает сохранять. Конечно, оно уже не совпадает с выбранным направлением опорного меридиана.

Понятно, что наличие виражной погрешности сделало бы практически невозможным использование гироскопических компасов, если не принять специальных мер. Ведь полетов без разворотов не бывает, а ось гироскопа на каждом развороте уходила бы на неизвестную величину.

Для исключения виражной погрешности в каждом современном гироскопическом курсовом приборе, в том числе и в ГПК-52, имеется *выключатель коррекции*. Это устройство, которое работает автоматически и представляет собой небольшой гироскоп с двумя степенями свободы. С

помощью этого гироскопа определяется тот момент времени, когда угловая скорость разворота достигает определенной величины (например, $0,3^\circ/\text{с}$). Через несколько секунд (3...15 с) после этого момента автоматически прерывается электрическая цепь питания электродвигателя механизма горизонтальной коррекции. Он перестает приводить ось гироскопа к мнимой горизонтали. Ось гироскопа остается полностью свободной и сохраняет то направление, которое призвана сохранять. Задержка выключения коррекции специально введена для того, чтобы коррекция отключалась только при установившемся развороте, а не при небольших колебаниях самолета или толчках компаса. По окончании разворота горизонтальная коррекция вновь автоматически включается.

Собственный уход гироскопа. Все перечисленные выше погрешности гироскопических приборов одинаковы для всех компасов с одинаковой конструкцией. Если поставить на ВС два одинаковых ГПК, то в полете у них будет одинакова и методическая погрешность за счет отклонения от ортодромии, и карданная, и виражная погрешности. Тем не менее, на самом деле уход этих гироскопов от опорного меридиана будет все же различен. Дело в том, что ни один прибор, в том числе и гиropolукомпас, невозможно изготовить абсолютно точно. Поэтому ни один реальный курсовой гироскоп не является идеальным и поэтому не ведет себя так, как мы ожидаем. Реальный гироскоп всегда постепенно уходит от направления, по которому его выставили. Основными причинами, вызывающими такой уход являются следующие.

1) *Дисбаланс ротора гироскопа.* Невозможно технически добиться того, чтобы ось вращения ротора гироскопа проходила абсолютно точно через его центр масс. В этом случае при вращении гироскопа с большой скоростью возникают биения, создающие моменты сил, которые стремятся увести ось гироскопа от заданного направления.

2) *Трение в осях карданова подвеса.* Даже в прямолинейном полете, не говоря уже о разворотах, самолет несколько изменяет свое угловое положение в пространстве по крену, тангажу, курсу. При этом рамки карданова подвеса вынуждены поворачиваться, чтобы дать гироскопу возможность сохранить направление своей оси. Какими бы хорошими не были подшипники в осях рамок карданова подвеса, все равно при вращении этих осей возникают силы трения. Они также создают моменты сил, заставляющие ось гироскопа уходить от заданного направления.

3) *Неточность механизма азимутальной коррекции.* Механизм азимутальной коррекции («широтный потенциометр») предназначен для компенсации ухода гироскопа в азимуте, вызванного вращением Земли. Для правильной компенсации на широтном потенциометре пилот должен устанавливать значение широты пролетаемой местности. В этом случае двигатель этого механизма будет разворачивать ось гироскопа с такой же скоростью, с какой он уходит за счет вращения Земли, но в противоположную сторону. В результате гироскоп уходить не должен.

Но механизм азимутальной коррекции также невозможно изготовить абсолютно точно. Двигатель может разворачивать ось гироскопа со скоростью несколько большей или меньшей, чем требуется, и в результате гироскоп будет уходить. Такой же эффект даст несвоевременная установка широты при ее изменении.

Уход гироскопа, вызванный перечисленными причинами, называется *собственным уходом*, поскольку его величина и направление являются разными для каждого конкретного экземпляра прибора. Это инструментальная погрешность данного компаса. Так же как различные экземпляры часов, даже одной марки, спешат или отстают на разные величины в течение суток, так и любые два гирополукомпасы, даже одного типа, будут иметь различный собственный уход.

Скорость собственного ухода гироскопа принято обозначать ω_c и измерять в градусах в час. Например, $\omega_c = 1^\circ/\text{ч}$ означает, что за каждый час полета ось гироскопа отклоняется от направления начальной выставки на 1° . При уходе вправо (по часовой стрелке) уход считается положительным, а влево – отрицательным. Разумеется, при такой ω_c через два часа полета отклонение оси гироскопа составит уже 2° и т.д.

Вообще говоря, скорость собственного ухода ω_c даже для конкретного компаса в полете не остается постоянной величиной, а несколько изменяется случайным образом. Ведь, например, эволюции ВС являются случайными и поэтому случайна составляющая погрешности, вызванная трением в осях карданова подвеса.

Но, как правило, величина ω_c имеет постоянную составляющую – среднюю скорость ухода. Она обычно вызвана дисбалансом ротора гироскопа. Поэтому будем считать, что для конкретного гироскопа ω_c является постоянной.

Нетрудно убедиться, что наличие собственного ухода может привести к уклонению ВС от ЛЗП. Предположим, что в начальной точке ось гироскопа была выставлена по опорному меридиану (рис. 5.38), но в полете уходит вправо со скоростью ω_c . Для полета по ортодромии пилот выдерживает постоянный заданный курс по ГПК, то есть сохраняет постоянным угол между осью гироскопа и продольной осью ВС (именно этот угол он видит на шкале прибора). Но ось гироскопа за счет собственного ухода поворачивается и, следовательно, в ту же самую сторону и с такой же скоростью поворачивается продольная ось самолета. Это означает, что фактически ВС находится в развороте, правда, с очень маленькой угловой скоростью, и, следовательно, летит по дуге окружности большого радиуса. Разумеется, при этом ВС отклоняется от ортодромической ЛЗП.

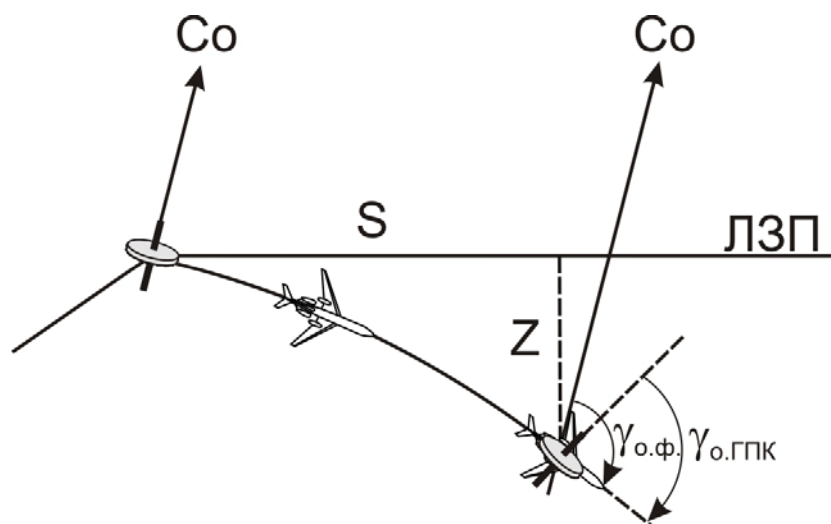


Рис. 5.38. Уклонение от ЛЗП, вызванное собственным уходом гироскопа

Величина z (ЛБУ) за счет собственного ухода может быть оценена по следующей формуле:

$$z = 0,01 W \omega_c t^2, \quad (5.7)$$

где z – линейное боковое уклонение (в км);

W – путевая скорость (км/ч);

t – время полета (час).

Например, если $W=450$ км/ч, $\omega_c=2^\circ/\text{ч}$, то уже за один час полета ВС уклонится от ЛЗП на 9 км, то есть далеко за пределы ширины трассы. Разумеется, фактически это произошло бы только при полной пассивности пилота – если бы он не осуществлял контроль пути и своевременно не обнаружил уклонение. Тем не менее, данный пример показывает важность своевременного обнаружения собственного ухода и его устранения.

Уклонение самолета возникает из-за того, что показания гирополукомпаса не соответствуют фактическому ортодромическому курсу.

Фактический ортодромический курс $\gamma_{0.ф.}$ – это направление продольной оси ВС относительно выбранного опорного меридиана (направления оси идеального гироскопа). А курс, который показывает прибор, будем называть ортодромическим курсом по ГПК – $\gamma_{0.ГПК}$. Это направление продольной оси ВС относительно оси курсового гироскопа, который уходит.

Из рис. 5.38 можно видеть, что если ось гироскопа ушла вправо (уход положительный), то курс по прибору $\gamma_{0.ГПК}$ меньше, чем фактический $\gamma_{0.ф.}$.

Разность между этими курсами непрерывно возрастает на протяжении полета и, если не принять мер, может достичь большой величины. Неправильное значение измеренного курса может привести и к ошибкам при решении других навигационных задач – определении ветра или места самолета с помощью радионавигационных средств.

Рассмотрим, каким образом можно узнать, что ось гироскопа ушла и

определить скорость этого ухода. К сожалению, просто глядя на компас, определить это невозможно. Так же, как глядя на свои часы, Вы не сможете узнать, правильное ли время они показывают. Для этого нужно сравнить показания Ваших часов с более точными или узнать точное время по радио.

Точно так же и с гироскопическими приборами. Пилот выдерживает по ним заданный курс, но не знает, правильный ли он. Чтобы узнать это, он должен определить свой фактический курс $\gamma_{0.ф}$ с помощью какого-либо постороннего датчика курса и сравнить его с показаниями ГПК $\gamma_{0.ГПК}$.

В качестве такого постороннего, то есть не связанного с ГПК, источника курса обычно используется магнитный компас, который всегда установлен на самолете. Конечно, магнитный компас измеряет не ортодромический курс, а магнитный курс γ_m , отсчитываемый от северного направления текущего магнитного меридиана. Но, с помощью правила учета поправок, определить и ортодромический курс не составляет труда:

$$\gamma_{0.ф} = \gamma_m + \Delta M + \Delta A, \quad (5.8)$$

где ΔM - магнитное склонение места самолета;

ΔA - азимутальная поправка, рассчитываемая по формулам (5.2) или (5.3), в зависимости от того, используется опорный меридиан истинный или магнитный.

Конечно, ортодромический курс вместо формул может быть рассчитан и с помощью мнемонической схемы, рассмотренной выше.

Рассчитав таким образом фактический ортодромический курс, его сравнивают с показаниями ГПК. Значительное их расхождение свидетельствует об уходе гироскопа. На практике обычно расхождение величиной 1-2° обычно не учитывают. Ведь оно может быть вызвано и не уходом гироскопа, а просто неточным отсчетом показаний с компасов. Но при большей величине разности курсов нужно провести коррекцию гироскопа.

Если при сверке своих часов Вы обнаружили, что они показывают неправильное время, то Вы просто устанавливаете стрелки на правильное значение. Так же и с гироскопическим компасом. С помощью задатчика курса нужно установить ось гироскопа в правильное положение путем установки на шкале фактического ортодромического курса. Тем самым накопившаяся из-за ухода гироскопа погрешность в курсе будет ликвидирована. Такая коррекция (исправление) называется *пассивной коррекцией*.

Данные, использованные для пассивной коррекции, позволяют также определить и величину скорости собственного ухода ω_c . Для этого разность фактического и измеренного ортодромического курсов нужно разделить на время, прошедшее с момента выставки гироскопа. Чтобы ω_c получилась в градусах в час, время при расчете нужно брать в часах. Можно и в минутах, но результат тогда необходимо умножить на 60:

$$\omega_c = \frac{\gamma_{o.ф} - \gamma_{o.знк}}{t(час)} = \frac{\gamma_{o.ф} - \gamma_{o.знк}}{t(мин)} 60. \quad (5.9)$$

Для каждого типа гироскопического прибора в паспортных данных указана допустимая величина ω_c . Например, для ГПК-52 и некоторых курсовых систем она не должна превышать 2°/ч. Для точной курсовой системы ТКС-П2 она должна быть не более 0,5°/ч.

Следует иметь в виду, что интервал времени для замера собственного ухода не должен быть слишком коротким (не менее 40-60 мин), иначе точность его определения будет очень низкой.

Если оказалось, что определенная в полете скорость собственного ухода превышает допустимые значения, то после полета об этом необходимо сообщить наземному техническому составу (путем записи в бортовом журнале ВС)

Разумеется, причины, вызывавшие собственный уход гироскопа при пассивной коррекции, не будут устранены. Гироскоп снова будет уходить и. скорее всего, примерно с такой же скоростью как раньше. Много лет назад придуман способ компенсации этого ухода с помощью механизма азимутальной коррекции. Механизм, конечно, предназначен для компенсации другого вида ухода – вызванного вращением Земли. Но ведь скорость работы двигателя, компенсирующего уход, можно регулировать с помощью широтного потенциометра. Идея способа заключается в том, чтобы рассчитать и установить на широтном потенциометре такое значение широты (уже не совпадающее с фактической широтой), чтобы двигатель механизма азимутальной коррекции *компенсировал как уход за счет вращения Земли, так и собственный уход.*

5.13. Определение заданных путевых углов

Зависимость заданных путевых углов от вида используемых курсовых приборов. Для выполнения полета на каждом участке планируемого маршрута необходимо знать заданный путевой угол, который характеризует направление ЛЗП этого участка. В полете для выдерживания ЛЗП пилот рассчитывает с помощью заданного путевого угла курс с учетом угла сноса.

Курс и заданный путевой угол, да и любое направление, в принципе могут быть отсчитаны от разных направлений начала отсчета: северных направлений истинного, магнитного, опорного меридианов. Очевидно, что *курс и ЗПУ должны отсчитываться от одного и того же меридиана.* Тогда их удобно сравнивать и использовать для решения навигационных задач.

Вид курса, используемый для навигации, зависит от вида курсовых

приборов (компасов), установленных на данном типе ВС, и технологии их использования. На практике используются два основных вида компасов – магнитные и гироскопические. Рассмотрим, как следует правильно определять ЗПУ при подготовке к полету с помощью этих курсовых приборов.

Определение ЗПУ для полета с использованием локсодромических курсовых приборов. Локсодромическими называют такие курсовые приборы, которые измеряют курс относительно истинного или магнитного *текущего меридиана*, то есть меридиана места самолета. К таким курсовым приборам относятся и магнитные компасы.

Название объясняется тем, что при выдерживании постоянного курса по такому компасу самолет полетит (при отсутствии ветра) по локсодромии. Ведь локсодромия – это линия, пересекающая истинные меридианы под постоянным углом, а при отсутствии ветра выдерживаемый постоянным истинный курс и фактический истинный путевой угол, то есть угол между меридианом и ЛФП, совпадают.

Если выдерживается постоянным не истинный, а магнитный курс, то, строго говоря, ЛФП не будет иметь форму локсодромии, поскольку магнитное склонение во время полета несколько меняется. Такую «искривленную» локсодромию иногда называют «магнитной локсодромией».

Но на отдельно взятом участке маршрута магнитное склонение меняется, как правило, незначительно, поэтому пренебрежем этим изменением. Мало того, для простоты рассуждений будем считать, что ветра нет, а также ΔM и ΔK равны нулю. В этом случае измеряемый магнитным компасом курс будет совпадать с истинным курсом и фактическим истинным путевым углом.

Рассмотрим, каким образом определить заданный истинный путевой угол участка маршрута от начального ППМ участка до конечного (рис. 5.39).

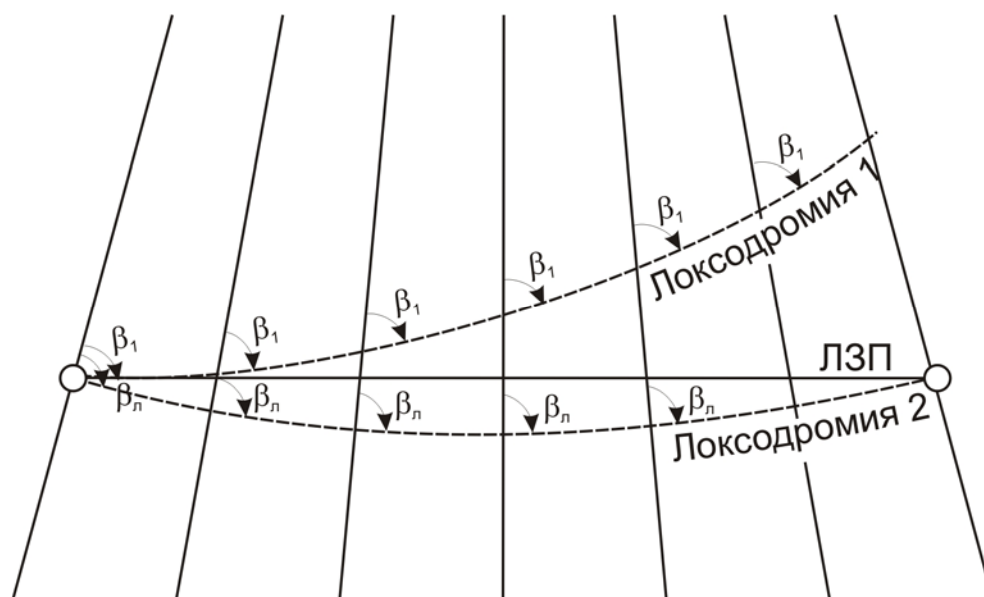


Рис. 5.39. Локсодромический путевой угол

Заданный истинный путевой угол – это угол между истинным меридианом и ЛЗП. Первое, что приходит в голову – измерить транспортиром этот угол в точке начального ППМ участка, от проходящего через него истинного меридиана. Если поступить таким образом и в полете выдерживать курс, равный этому заданному путевому углу, то ВС, конечно, полетит по локсодромии (поскольку курс выдерживается постоянным), но эта локсодромия будет уклоняться от ЛЗП и вовсе не пройдет через конечный ППМ участка (кривая 1 на рис. 5.39). Ведь меридианы не параллельны друг другу, а ЛЗП – это *ортодромия* и, следовательно, пересекает меридианы под различными углами. В каждой точке маршрута истинный путевой угол ортодромии, измеренный от меридиана этой точки, различен. А полет выполняется так, что все меридианы пересекаются под одним углом. Следовательно, такой способ определения заданного путевого угла неправильный – самолет не прилетит туда, куда надо.

Следовательно, необходимо определить такой *заданный путевой угол*, чтобы при выдерживании его в полете, самолет выполнял полет по такой локсодромии, которая проходит через конечный ППМ. Такая локсодромия обозначена на рис. 5.39 цифрой 2. Конечно, она пересекает все меридианы под постоянным углом. Но как определить этот угол? Непосредственно измерить его, казалось бы, невозможно. Ведь на карте нанесена только ортодромическая ЛЗП, а локсодромия не изображена.

Но определить его нетрудно. На рис. 5.40 видно, что ортодромический путевой угол $\beta_{\text{орт}}$ (между меридианом и ортодромией) во всех точках различен, а локсодромический путевой угол $\beta_{\text{л}}$ (между меридианом и локсодромией), разумеется, постоянен. В начале участка $\beta_{\text{л}} > \beta_{\text{орт}}$, а в его конце $\beta_{\text{л}} < \beta_{\text{орт}}$. Следовательно, *посередине участка, где ортодромия и локсодромия параллельны друг другу, эти путевые углы совпадают*. Можно транспортиром измерить путевой угол *ортодромии* посередине участка и знать, что он совпадает с путевым углом *локсодромии*, который, конечно, на всем участке одинаков.

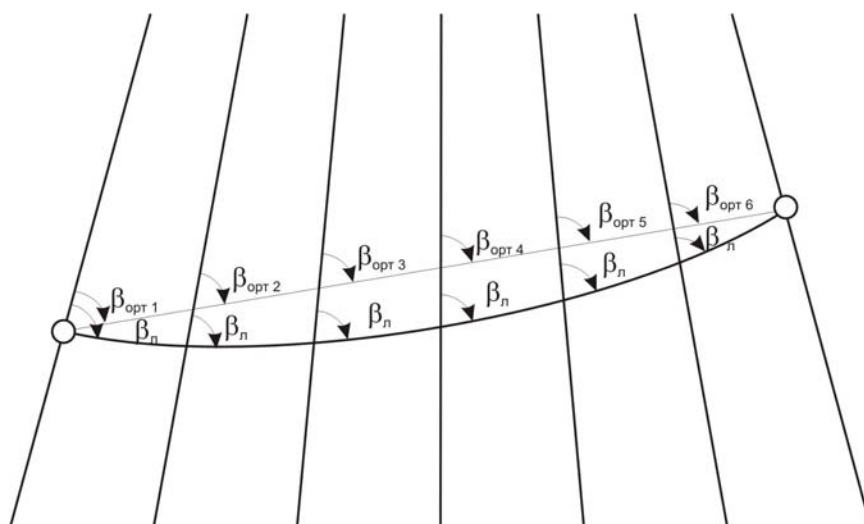


Рис. 5.40. Ортодромические и локсодромический путевые углы

Таким образом, при использовании локсодромических курсовых приборов заданный истинный путевой угол следует измерять относительно среднего меридиана участка маршрута.

При измерении путевого угла транспортиром неизбежны случайные погрешности. При необходимости более точного определения этого угла он может быть рассчитан по известным географическим координатам ППМ с помощью формул, которые приводятся в курсе «Геоинформационные основы навигации».

Как следует из изложенного, при использовании локсодромических курсовых приборов практически невозможно выполнить полет по ортодромической ЛЗП. Ведь курс измеряется от текущего меридиана, следовательно, и ЗПУ должен измеряться от текущего меридиана. Но в каждой точке ортодромии ее путевой угол другой.

При полете по локсодромии ВС заведомо отклоняется от ЛЗП и это отклонение тем больше, чем длиннее участок, чем ближе путевой угол к 90° (270°), чем в более высоких широтах выполняется полет. Для уменьшения отклонения от ЛЗП на участке большой длины (более 200-300 км) его целесообразно разделить на два участка и для каждого из них определить свой заданный путевой угол так, как это описано выше.

Определение ЗПУ для полета с использованием ортодромических курсовых приборов. Ортодромическими курсовыми приборами иногда называют такие компасы, с помощью которых можно выполнить полет по ортодромии. К ним относятся и гироскопические компасы, которые измеряют курс от опорного меридиана – направления начальной выставки оси курсового гироскопа. Как уже отмечалось, принято выбирать за опорный истинный или, еще чаще, магнитный меридиан какой-либо точки маршрута – аэродрома вылета, посадки или ППМ.

В зависимости от того, какой меридиан используется в качестве опорного, на практике используются две технологии применения

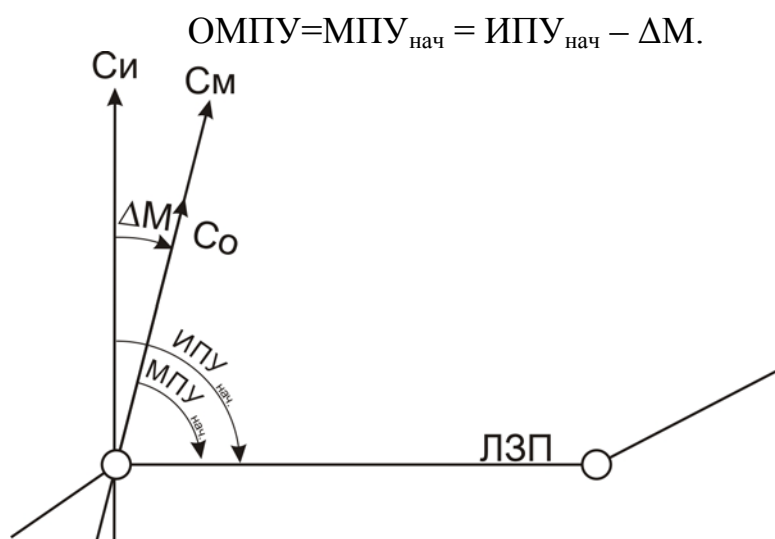
гироскопических компасов.

Применение первой из них подразумевает использование *на каждом участке маршрута своего опорного меридиана*, а именно – совпадающего с магнитным меридианом начального ППМ участка. При пролете конечного ППМ очередного участка, который является одновременно начальным ППМ следующего участка, именно он становится опорным. Такая технология чаще используется в легкомоторной авиации, но иногда и на «больших» типах ВС.

Вторая технология, применяемая на средне- и дальнемагистральных ВС, заключается в том, что практически *на всем маршруте используется один и тот же опорный меридиан*, как правило, совпадающий с магнитным меридианом аэродрома вылета. И лишь перед снижением с эшелона опорным становится другой меридиан – магнитный меридиан аэродрома посадки.

В первом случае, когда опорным является магнитный меридиан начального ППМ, определить заданный путевой угол просто. Необходимо определить (измерить на карте транспортиром или рассчитать по формулам) путевой угол относительно *начального меридиана* участка ($ИПУ_{нач}$), и преобразовать его в магнитный ($МПУ_{нач}$), вычтя в соответствии с правилом учета поправок магнитное склонение в районе ППМ. Поскольку магнитный меридиан начального ППМ участка и выбран в качестве опорного, то этот путевой угол и будет ортодромическим заданным путевым углом.

В практике навигации, при использовании аббревиатур (буквенных сокращений) сложилась практика обозначать ортодромические заданные путевые углы в случае, когда опорный меридиан совпадает с магнитным меридианом какого-либо пункта, сокращением ОМПУ. Буква З (от слова «заданный») опускается, а буква М просто напоминает, что в качестве опорного меридиана выбран именно магнитный меридиан. Тогда



5.41. Начальные путевые углы участка

Во втором случае, когда на протяжении всего маршрута используется

общий опорный меридиан, совпадающий с магнитным меридианом аэродрома вылета, также необходимо измерить или рассчитать по формулам ИПУ_{нач} участка и прибавить азимутальную поправку ΔA для перехода к опорному меридиану.

Как уже отмечалось, расчет азимутальной поправки непосредственно по формуле (5.3) может оказаться неточным, поскольку участки маршрута могут далеко отстоять от главной ортодромии. Угол схождения меридианов, входящий в состав азимутальной поправки следует рассчитывать путем суммирования углов схождения меридианов на каждом участке между опорным меридианом и меридианом точки, для которой рассчитывается ΔA .

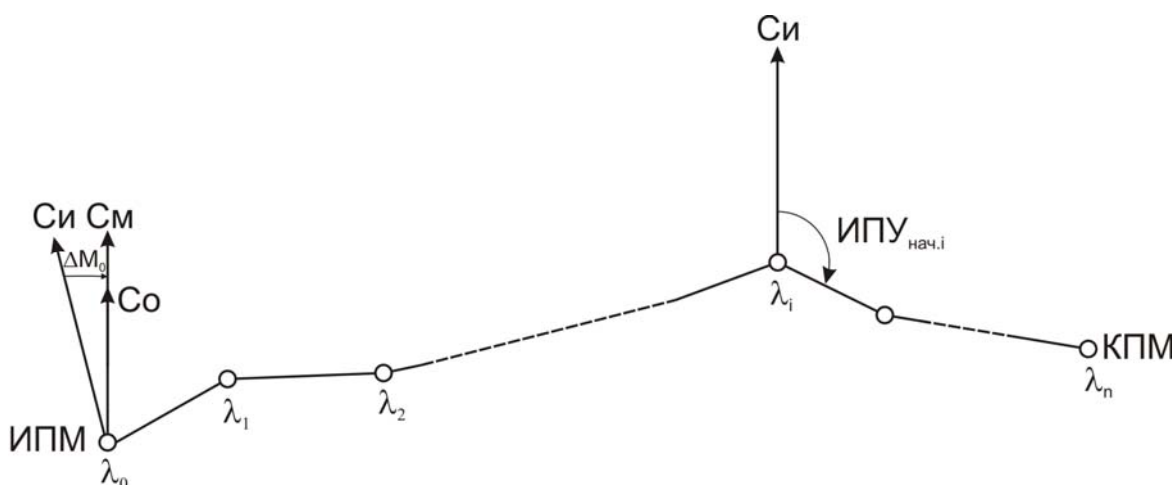


Рис. 5.42. К определению ортодромических путевых углов

Формула расчета ОМПУ относительно меридиана аэродрома вылета для полета на участке от i -го ППМ (принимая ИПМ с долготой λ_0 за «нулевой» ППМ) будет иметь вид:

$$ОМПУ_{выл.i} = ИПУ_{нач.i} + \sum_{j=1}^{j=i} (\lambda_j - \lambda_{j-1}) \sin \frac{\varphi_j + \varphi_{j-1}}{2} - \Delta M_{0_{выл}}. \quad (5.10)$$

Второе слагаемое в правой части формулы – это и есть сумма углов схождения меридианов по участкам, а ΔM_0 – магнитное склонение на опорном меридиане (аэродроме вылета).

При данной технологии использования гироскопических приборов перед снижением экипаж устанавливает ось гироскопа по направлению магнитного меридиана аэродрома посадки, который и становится новым опорным меридианом. Очевидно, что заданные ортодромические путевые углы должны быть определены и для этого опорного меридиана.

$$ОМПУ_{пос.i} = ИПУ_{нач.i} + \sum_{j=i+1}^{j=n} (\lambda_j - \lambda_{j-1}) \sin \frac{\varphi_j + \varphi_{j-1}}{2} - \Delta M_{0_{пос}}. \quad (5.11)$$

Здесь под *n*-ным ППМ понимается аэродром посадки. А смысл формулы остается тем же: суммируются углы схождения меридианов на всей *оставшейся* части маршрута от текущего ППМ до аэродрома посадки.

5.14. Общие сведения о курсовых системах

Каждый из двух рассмотренных принципов измерения курса – магнитный и гироскопический – имеет свои достоинства и недостатки.

Магнитный компас обладает тем достоинством, что позволяет именно *измерить* курс, то есть он сам может определить направление продольной оси ВС относительно меридиана. Но он обладает и многими недостатками. Во-первых, он подвержен различным видам девиации. Во-вторых, его практически нельзя использовать в полярных районах. В-третьих, с помощью магнитного компаса трудно выполнить полет по ортодромии.

Гироскопические компасы, наоборот, обеспечивают выполнение полета по ортодромии и девиация у них отсутствует. Но у них свои проблемы. Гирополукомпас *не измеряет курс*, то есть сам не может определить, где север, а где юг. Можно только выставить ось гироскопа по нужному направлению и измерять курс именно от него. Кроме того, гироскоп имеет собственный уход и другие виды погрешностей.

Естественно, уже давно появилась идея объединить два принципа измерения курса в одном устройстве таким образом, чтобы использовались достоинства обоих этих принципов, а их недостатки взаимно компенсировались. Такие курсовые приборы и называли курсовыми системами.

Курсовыми системами называют комплексные измерители курса ВС, объединяющие датчики, основанные на различных физических принципах.

В гражданской авиации России используются самые разные типы курсовых систем (КС-8, КС-10, ГМК-1, ТКС-П2 и другие). Конечно, конструктивно они устроены по-разному, но принцип действия, да и составные части у них почти одинаковы. Рассмотрим типичный состав курсовой системы.

1) *Индукционный датчик (ИД)*. Является чувствительным элементом современного магнитного компаса, реагирующим на магнитное поле Земли, то есть играет ту же роль, что и намагниченная картушка в КИ-13. Но ИД, в отличие от КИ-13, является *электрическим устройством*, на выходе которого снимается напряжение, зависящее от величины магнитного курса и которое по проводам можно передать на расстояние – от места установки ИД в кабину экипажа.

ИД имеет круглый корпус (рис.5.43), внутри которого находятся три расположенных в горизонтальной плоскости и соединенных в форме треугольника стержня, изготовленных *из пермалоя* (сплава железа и никеля). Все три стержня имеют две общие обмотки. На одну из них

(намагничивающую) подается переменное напряжение, а с другой (сигнальной) напряжение снимается. В зависимости от того, как ориентирован ИД относительно магнитного меридиана (силовых линий магнитного поля Земли), с сигнальной обмотки снимается разная величина напряжения (ЭДС).



Рис.5.43. Индукционный датчик с девиационным прибором

На крышке ИД может быть размещен девиационный прибор. Так же как девиационный прибор в КИ-13, он предназначен для компенсации полукруговой девиации и представляет собой систему из двух постоянных магнитов.

С выхода ИД поступает электрический сигнал соответствующий компасному курсу (КК), то есть магнитный курс, но подверженный искажению всеми видами девиаций (за исключением, может быть, полукруговой, если она устранена девиационным прибором). Вследствие этого, даже если ВС на самом деле летит прямолинейно, измеренный с помощью ИД компасный курс имеет флуктуации – случайные отклонения от среднего значения, вызванные креновыми и ускорительными девиациями, включением электрических цепей на борту и т.п. Эти отклонения значительно меньше, чем у картушки КИ-13. Тем не менее, курс, полученный от ИД, является не вполне точным.

2) *Коррекционный механизм (КМ).* Предназначен для связи индукционного датчика с другими устройствами курсовой системы. Компасный курс в виде электрического сигнала поступает в КМ, в котором полностью или частично может быть компенсирована четвертная девиация. Этим и объясняется название устройства (коррекция – это исправление).

На КМ имеется шкала (рис.5.44), по которой можно отсчитать поступающий от ИД компасный курс. Имеется и кремальера для установки

на этой же шкале магнитного склонения. При вводе ΔM курс на выходе КМ увеличится на соответствующую величину (то есть, к магнитному курсу прибавится ΔM и получится истинный курс), но на самой шкале КМ курс останется прежним.



Рис. 5.44. Коррекционный механизм

Вокруг шкалы через каждые имеютя винты лекального устройства, при вращении которых и устраняется четвертная девиация на соответствующем курсе.

3) *Гироагрегат (ГА)*. Представляет собой заключенный в корпус курсовой гироскоп в кардановом подвесе и снабженный необходимыми для его работы устройствами (электродвигателями, механизмами коррекции, реле отключения коррекции и т.д.). Эта основная часть любой курсовой системы (рис.5.45).



Рис. 5.45. Внешний вид гироагрегата

4) *Указатели курса.* Это любые индикаторы, на которых можно отсчитать курс, измеренный курсовой системой. Все курсовые можно отнести к классу дистанционных компасов, поскольку чувствительные элементы (ИД, ГА) находятся в таких местах ВС, которые наиболее удобны и целесообразны для их размещения, а указатели курса размещаются всегда на приборной доске пилота.

Указатели могут быть различного вида в зависимости от типа курсовой системы и типа ВС. Обычно указателей в кабине несколько – как минимум для левого и правого пилотов. Если на данном типе ВС предусмотрено рабочее место штурмана, то его указатель является основным и может иметь вид, отличный от вида указателей пилотов.

Указатели по своему устройству можно разделить на два вида. В первом из них шкала курсов вращается и курс отсчитывается по ней напротив неподвижного треугольного индекса (как в ГПК-52). Во второй разновидности указателей шкала сама не вращается (правда, в некоторых указателях ее для удобства можно развернуть вручную с помощью кремальеры), а курс отсчитывается против подвижной стрелки, которая часто выглядит в виде силуэта самолета.

5) *Выключатель коррекции (ВК).* Это уже упоминавшееся небольшое устройство с двухступенным гироскопом, которое автоматически выключает коррекцию во время разворота.

6) *Пульт управления.* Это устройство, с помощью которого пилот управляет курсовой системой. Конечно, его вид зависит от типа курсовой системы. Как правило, на пульте управления имеются следующие органы управления:

- переключатель режимов работы;
- задатчик курса;
- рукоятка установки широты («широтный потенциометр»);
- переключатель «Север-Юг»;
- кнопка быстрого согласования.

Конечно, любая курсовая система включает в себя и другие составные части (усилители, блоки связи с другими системами и т.п.), которые здесь не перечислены, поскольку являются вспомогательными, либо присутствуют только в конкретных типах курсовых систем.

Курсовая система может иметь два или три *режима работы*, один из которых пилот сам выбирает с помощью переключателя режимов.

1) «ГПК» - *режим гироскопического компаса*. В этом режиме курсовая система работает аналогично ГПК-52. Пилот выбирает направление опорного меридиана, устанавливает по нему ось гироскопа с помощью задатчика курса и измеряет в полете ортодромический курс. ИД и КМ никак не участвуют в работе этого режима. Режим «ГПК» является основным на современных самолетах, поскольку обеспечивает выполнение полета по ортодромии.

2) «МК» - *режим магнитной коррекции*. В этом режиме магнитный курс, измеренный с помощью ИД, осредняется с помощью ГА для фильтрации вредных флуктуаций. Более подробно работа этого режима рассмотрена ниже. Можно считать, что в этом режиме курсовая система измеряет МК, то есть курс относительно текущего магнитного меридиана места самолета. На современных ВС этот режим используется только для начальной выставки или коррекции оси гироскопа, хотя большинство типов ВС допускает и выполнение всего полета в этом режиме. Разумеется, в этом случае курсовая система будет использоваться как локсодромический курсовой прибор.

3) «АК» - *режим астрономической коррекции*. Этот режим предусмотрен не во всех типах курсовых систем. Но даже при его наличии, кроме основного оборудования курсовой системы на борту ВС дополнительно должно быть установлено специальное устройство – *астрономический компас*. С его помощью курсовая система может определять истинный или ортодромический курс на основе пеленгации астрономическим компасом небесных светил (как правило, Солнца). В настоящее время на самолетах гражданской авиации астрономический компас не устанавливается, поэтому режим «АК», даже если он предусмотрен в курсовой системе, не задействован.

Благодаря объединению в курсовой системе магнитного и гироскопического датчиков курса, упрощается выставка оси гироскопа по опорному меридиану для полета в режиме «ГПК», особенно, если опорным меридианом выбран *магнитный* меридиан аэродрома вылета. В этом случае нет необходимости пользоваться посторонним магнитным компасом и затем выставлять магнитный курс на курсовой системе вручную с помощью задатчика курса. Достаточно установить режим «МК» (подключится

магнитная коррекция), нажать кнопку согласования (ось гироскопа быстро установится по магнитному меридиану) и переключить систему в режим «ГПК». При этом магнитная коррекция отключится, а ось гироскопа будет сохранять выставленное направление.

5.15. Режим магнитной коррекции

Как уже отмечалось, в режиме «ГПК» курсовая система работает аналогично обычному гирополукомпасу, поэтому этот режим не требует дополнительного отдельного рассмотрения.

Рассмотрим работу курсовой системы в режиме магнитной коррекции («МК»), в котором наиболее ярко проявляются достоинства совместного использования положительных сторон как магнитного, так и гироскопического принципов измерения курса.

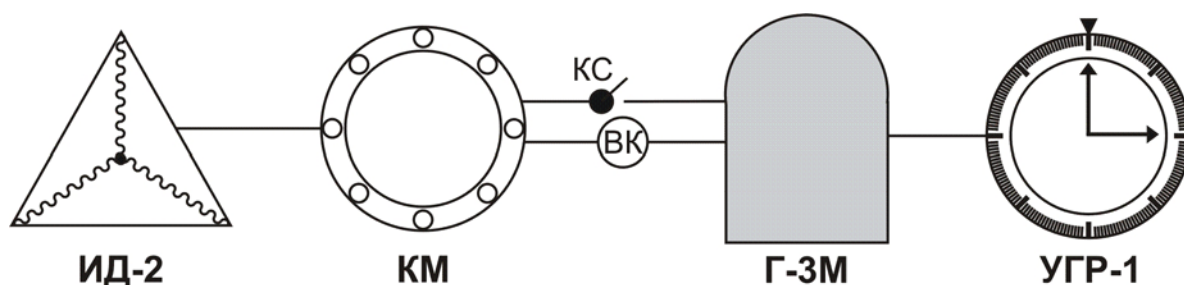


Рис. 5.46. Работа курсовой системы в режиме магнитной коррекции

В режиме «МК» задействованы все основные части курсовой системы, представленные на рис. 5.46. Начнем рассмотрение работы данного режима с конца.

В первую очередь нужно иметь в виду, что на *указателях всегда, независимо от режима работы системы, индицируется курс, равный углу между осью гироскопа и продольной осью самолета*. Собственно, так же сделано и в обычных гирополукомпасах, например, в ГПК-52. Но в ГПК-52, а также и в режиме «ГПК» курсовой системы, гироскоп остается свободным и сохраняет направление меридиана начальной выставки. В режиме же «МК» он не сохраняет выставленное положение, а «по подсказке» индукционного датчика в процессе полета *непрерывно ориентируется по направлению текущего магнитного меридиана*. Эту задачу решает следящая система, которая работает следующим образом.

Индукционный датчик измеряет компасный курс, который в виде электрического сигнала через коррекционный механизм поступает в гироагрегат. Поскольку нормальная статическая девиация после коррекционного механизма уже полностью или частично устранена, будем

называть его магнитным курсом. Если направление оси гироскопа в ГА не совпадает с направлением магнитного меридиана, которое определил ИД, то начинает работать электродвигатель следящей системы. Он создает момент, который разворачивает ось гироскопа в сторону меридиана. А угол между осью гироскопа и продольной осью ВС пилот, как уже отмечалось, и видит на указателе курса.

Таким образом, теоретически на протяжении всего полета ось гироскопа должна быть направлена по направлению магнитного меридиана места самолета и, следовательно, на указателе должен индицироваться текущий магнитный курс.

Может возникнуть вопрос: а какова тут вообще роль гироскопа? Зачем нужно сначала разворачивать ось гироскопа по меридиану, а потом уже показывать от этой оси курс? Не проще ли сразу сигнал, соответствующий магнитному курсу, подать от КМ на указатель? Конечно, можно. Но такой магнитный курс включал бы в себя все случайные флуктуационные погрешности из-за ускорительной и креновой девиации, влияния полей, создаваемых электрическими цепями самолета и т.п. Поэтому даже при строго прямолинейном полете такой курс на указателе непрерывно бы изменялся, становясь то больше, то меньше фактического. А ведь пилот должен выдерживать заданный ему курс. Ему бы пришлось, работая рулями, непрерывно отслеживать все эти колебания курса, «гоняясь» за заданным. В результате ВС на самом деле летело бы уже не прямолинейно.

Избавиться от мелких колебаний магнитного курса как раз позволяет гироскоп. Основная идея заключается в том, что согласование магнитного (измеренного ИД) и гироскопического (отсчитываемого от оси гироскопа) курсов осуществляется очень медленно. Двигатель механизма магнитной коррекции поворачивает ось гироскопа в сторону магнитного меридиана со скоростью $1-5^\circ$ в минуту и, благодаря такой маленькой скорости, гироскоп просто *не успевает* отслеживать быстроменяющиеся погрешности курса. Например, возникла девиация величиной $+5^\circ$, то есть на такую величину разошлись значения гироскопического и измеренного магнитного (компасного) курсов. Двигатель тут же начнет поворачивать ось гироскопа так, чтобы устранить это расхождение. Но не успеет он его устранить, как погрешность, может быть, приняла уже другую величину и противоположный знак. И двигатель, так и не успев значительно отвести ось гироскопа от первоначального положения, будет теперь поворачивать эту ось уже в другую сторону. Таким образом, гироскоп как бы сглаживает, демпфирует, фильтрует погрешности. Вследствие этого индицируемый на указателе курс является более устойчивым, более плавно меняющимся и более близким к фактическому магнитному курсу. Такой сглаженный гироскопом курс называют *гиромагнитным* курсом.

Такой симбиоз магнитного и гироскопического датчиков курса позволяет взаимно компенсировать их недостатки и использовать достоинства. Гироскоп «не знает» направления магнитного меридиана, но его

ему «подсказывает» ИД, устраняя заодно и уход гироскопа из-за вращения Земли. В свою очередь, гироскоп фильтрует погрешности магнитного курса, поступающего ИД.

Таким образом, главную роль в режиме «МК» играет малая скорость согласования гироскопического и магнитного курсов. Но иногда требуется большая скорость. Например, при включении курсовой системы ось гироскопа находится в произвольном положении и может на десятки градусов отстоять от направления магнитного меридиана. Конечно, двигатель в конце концов приведет ее к нужному положению, но это может занять очень много времени. Для того, чтобы согласование проходило быстрее, имеется «кнопка быстрого согласования», при нажатии которой скорость работы следящей системы увеличивается примерно до 10° в секунду. Ось гироскопа быстро устанавливается по направлению магнитного меридиана и указатель покажет магнитный курс. При отпускании нажатой кнопки скорость согласования вновь становится медленной. Кнопка согласования используется и в полете всякий раз, когда нужно быстро привести ось гироскопа к текущему магнитному меридиану (например, после разворота).

Во время разворота возникает ускорительная девиация (поворотная ошибка) индукционного датчика, которая может достигать значительных величин. В этом случае за время разворота ИД может «увести» ось гироскопа от настоящего магнитного меридиана. Чтобы этого не происходило, уже упоминавшийся выключатель коррекции (ВК) через несколько секунд после начала разворота автоматически отключает магнитную коррекцию, то есть разрывает связи ИД с гироагрегатом. Гироскоп становится свободным, то есть ведет себя как в режиме «ГПК», сохраняя то направление, которое было в момент отключения. Но и сам гироскоп, как известно, подвержен выраженной погрешности, вызываемой работой механизма горизонтальной коррекции. Из-за нее он во время разворота может уйти от заданного направления. Чтобы этого не происходило, тот же ВК выключает также и механизм горизонтальной коррекции (жидкостной маятниковый переключатель).

Когда ВС вышло из разворота, ВК включает оба вида коррекции и ось гироскопа вновь продолжает отслеживать направление магнитного меридиана.

5.16. Характеристика некоторых курсовых систем

Гироиндукционный компас ГИК-1. Хотя по названию этот курсовой прибор является компасом, но по сути – это курсовая система, поскольку здесь одновременно используются магнитный и гироскопический принципы измерения курса. Но это курсовая система, всегда работающая *только в одном режиме* – режиме магнитной коррекции. Поэтому и переключатель режимов на пульте управления этим компасом отсутствует, как, впрочем, и

сам пульт управления. Из органов управления ГИК-1 имеет только две кнопки согласования, которые располагаются прямо на приборных панелях левого и правого пилотов. Включается компас тумблером автомата защиты сети (АЗС) на общей панели АЗС.

ГИК-1 включает в себя следующие основные составляющие: индукционный датчик (ИД), коррекционный механизм (КМ), гироагрегат Г-3М, выключатель коррекции ВК-53РШ. В качестве указателей курса могут использоваться индикаторы разного вида (УК-3, УГК-2, УГР-1 и др.) в зависимости от типа ВС. Наиболее часто используется указатель УГР-1 (рис.5.47).



Рис. 5.47. Указатель курса УГР

На этом указателе шкала отсчетов вращающаяся (как у ГПК-52), а гироманнитный курс отсчитывается напротив неподвижного индекса в верхней части прибора. На указателе имеется курсозадатчик (не путать с задатчиком курса), который представляет собой двойную стрелку (планку), которую пилот может установить на любое заданное значение курса на шкале с помощью кремальеры. Курсозадатчик облегчает пилоту выдерживание заданного курса. Ему для этого не требуется непрерывно отсчитывать численное значение курса на шкале. После установки курсозадатчика пилот просто разворачивает ВС так, чтобы курсозадатчик, который вращается вместе со шкалой, совместился с треугольным индексом отсчета курса и выдерживает их в полете совмещенными. Это особенно удобно ночью, поскольку курсозадатчик и индекс покрыты флюоресцирующим составом.

На УГР также вынесена стрелка, которая отображает информацию

совсем от другого устройства - автоматического радиокompаса. Это облегчает решение некоторых навигационных задач. Совместное использование радиокompаса и курсовых приборов будет подробно рассмотрено в других частях данного учебного пособия, которые посвящены радионавигации.

На некоторых типах ВС, например, на Ан-24, в качестве указателя служит комбинированный пилотажный прибор (КППМ), на котором курс индицируется небольшой подвижной стрелкой, перемещающейся по шкале (рис.5.48). На КППМ также вынесена информация от бортового оборудования, работающего с наземной радиомаячной системой посадки. Вертикальная и горизонтальная планки в центре прибора показывают отклонение ВС от заданной траектории захода на посадку. Работа этой системы будет рассмотрена в следующих частях данного учебного пособия.



Рис 5.48. Комбинированный пилотажный прибор КППМ

Следует отметить, что в любом авиационном приборе указатель – хотя и необходимый, но в определенном смысле второстепенный элемент. Один тип указателя может быть заменен на другой в зависимости от типа ВС, состава его оборудования и т.д. Для сокращения количества приборов в кабине летного экипажа часто информацию от разных приборов выносят на один указатель, как в примере с УГР-1 и КППМ. На современных самолетах прибор может и вообще не иметь собственного индикатора. В этом случае информация от него отображается, вместе с информацией от других приборов, на дисплее системы электронной индикации.

Курсовая система ГМК-1. Может устанавливаться на таких самолетах, как Як-40, Як-18, Як-52 и других, а также на вертолетах. Существует не менее пяти модификаций этой курсовой системы (ГМК-1А,

ГМК-1Г, ГМК-1ГЭ и др.). Принцип действия у них одинаков, различаются же они тем, что могут иметь в своем составе либо один, либо два индукционных датчика ИД-3, один либо два гироагрегата ГА-6. Во всех модификациях присутствуют режимы «МК» и «ГПК», а в некоторых имеется и режим «АК», который, впрочем, все равно не задействован. Соответственно несколько различается и вид пульта управления. На нем располагаются переключатель режимов («МК»-«ГПК»), переключатель «Север»-«Юг», широтный потенциометр, задатчик курса, тумблер «0 Контр. 300» для предполетного контроля системы, сигнальные лампы завала гироагрегата(отказа). В системах с двумя гироагрегатами имеется переключатель «Осн.-Зап.».

Кнопка согласования в этой курсовой системе отсутствует. Ее роль в режиме «МК» играет задатчик курса, который в режиме «ГПК» выполняет свою основную функцию.

В качестве указателя курса используется УГР-4УК, аналогичный по назначению указателю УГР-1. Могут использоваться и другие указатели.

Курсовая система КС-6. Эта курсовая система, а также ее усовершенствованные модификации КС-8, КС-10, на протяжении многих лет устанавливалась на самолетах Ил-18, Ан-12, Ту-134 и других.

В состав системы входят уже рассмотренные устройства: индукционный датчик ИД-3, коррекционный механизм КМ-4, пульт управления, два гироагрегата ГА-1 – «Основной» и «Запасной». Названия гироагрегатов условные. По конструкции они одинаковы и любой из них может использоваться для навигации.

Основным указателем является указатель штурмана (УШ), который устанавливается на приборной доске штурмана (рис. 5.49). Курс отсчитывается по вращающейся шкале напротив треугольного индекса. Вид курса (гироманитный или ортодромический) зависит от режима работы системы. На УШ имеется кремальера и дополнительная шкала для ввода в значение индицируемого курса магнитного склонения. Если установить ДМ, то показания УШ, а также показания повторителей курса на приборной доске пилотов, увеличатся на величину магнитного склонения.

На пульте управления (рис 5.50) размещены переключатель режимов, задатчик курса, переключатель «Север-Юг» и широтный потенциометр, переключатель «Основной-Запасной», кнопка согласования. Для регулировки ухода гироскопа на пульт управления вынесены и оси балансировочных потенциометров. Их регулировка осуществляется отверткой только техническим составом.



Рис. 5.49. Указатель штурмана УШ



Рис. 5.50. Пульт управления КС-6 (КС-8, КС-10)

Рассмотрим возможности, которые имеет КС-6 благодаря наличию двух гироагрегатов. Прежде всего необходимо помнить, что на основном указателе курса УШ всегда *индицируется курс от того гироагрегата, который выставлен переключателем «Основной-Запасной»*. Этот же курс уже от УШ идет на повторители пилотов (например, на навигационный курсовой прибор НКП-4 самолета Ту-134) и в автопилот. При этом этот гироагрегат *работает в том режиме, который установлен переключателем режимов* - «МК» или «ГПК» (режим «АК» не задействован). Второй гироагрегат в это время работает *в противоположном режиме*, но измеренный им курс ни на УШ, ни на указателях пилотов не индицируется.

Рассмотрим пример. Допустим, установлен режим «МК», а переключатель гироагрегатов в положении «Запасной». Это означает, что гироагрегат, называемый запасным (напомним, что оба гироагрегата на самом деле равноценны), работает в режиме магнитной коррекции, то есть ось гироскопа отслеживает направление текущего магнитного меридиана. Курс от этого гироагрегата, то есть угол между осью гироскопа и осью ВС, поступает на УШ, а от него и на указатели пилотов и в автопилот. В это же время второй гироагрегат, в нашем примере «основной», работает в режиме «ГПК», то есть ось гироскопа сохраняет направление опорного меридиана (если она была по нему вначале выставлена). Но курс от этого гироагрегата нигде не индицируется.

Что произойдет, если в данном примере установить переключатель режимов в положение «ГПК», оставив переключатель гироагрегатов в прежнем положении «Запасной»? На УШ будет по-прежнему индицироваться курс от запасного гироагрегата, но теперь магнитная коррекция от него отключена, ось гироскопа будет сохранять то положение, которое она имела в момент переключения режима. Следовательно, магнитный меридиан точки переключения будет являться опорным меридианом, по которому выставлена ось гироскопа и от которого на УШ индицируется ортодромический курс. А основной гироагрегат автоматически перешел в режим магнитной коррекции и начал отслеживать направление текущего магнитного меридиана.

Далее, если теперь поставить переключатель гироагрегатов в положение «Основной», оставив режим «ГПК», то теперь УШ будет индицировать курс от основного гироагрегата. До этого момента он в режиме магнитной коррекции отслеживал магнитный меридиан, но с момента переключения он будет работать в режиме «ГПК» (поскольку этот режим установлен на пульте), то есть сохранять направление, которое у него было в момент переключения. Запасной же гироагрегат переключится в «МК» и будет отслеживать направление магнитного меридиана.

Таким образом, один из гироагрегатов всегда работает в «МК», а другой в «ГПК», но на УШ и повторителях отображается курс только от того

из них, который установлен переключателем «Основной-Запасной».

В состав курсовой системы входят и другие указатели. В частности, вспомогательный указатель УГА-1 имеет две стрелки, обозначенных буквами «Г» и «А». Стрелка «Г», независимо от режима работы системы, всегда показывает курс от того из гироагрегатов, который в данный момент работает в режиме «МК», то есть гироманнитный курс.

Стрелка «А» могла бы показывать истинный курс от астрономического компаса, если бы он был установлен на самолете.



Рис. 5.51. Указатель УГА-1

Курсовая система ТКС-П2. Устанавливается на таких самолетах, как Ту-154, Ил-76, Ил-62. Аббревиатура ТКС расшифровывается как точная курсовая система. Это название связано с пониженным собственным уходом гироскопов этой системы (допустимая скорость $0,5^\circ/\text{ч}$).

В этой курсовой системе два равноценных гироагрегата, называемые «Основной» и «Контрольный». В отличие от курсовой системы КС-6, в которой каждый гироагрегат может постоянно работать либо в режиме «ГПК», либо в режиме «МК», в ТКС-П2 *оба гироагрегата работают постоянно в режиме «ГПК»*. Режим «МК» используется только временно для начальной выставки гироскопов или их коррекции в полете. Таким образом, оба гироагрегата индицируют ортодромический курс от тех опорных меридианов, по которым они выставлены. На практике их выставляют по одному и тому же меридиану и путем сравнения контролируют их показания. (отсюда и название – контрольный ГА).

Основным указателем является УШ-3 с неподвижной шкалой. Ортодромический курс от основного гироагрегата индицирует стрелка в форме силуэта самолета с надписью «К», а ок контрольного гироагрегата – треугольный индекс, перемещающийся по шкале. На УШ-3 выводится также информация от доплеровского измерителя скорости и сноса (ДИСС).

Поступающий от этого устройства угол сноса суммируется с курсом от основного гироагрегата. Полученный таким образом фактический путевой угол индицируется стрелкой с надписью «ПУ», а угол между стрелками «ПУ» и «К» равен углу сноса.

Несмотря на то, что оба гироагрегата в полете работают в режиме «ГПК», гиромагнитный курс в ТКС-П также формируется. Для этого предназначен блок гиромагнитной коррекции БГМК-2, который «осредняет» магнитный курс, поступающий от ИД-3 и КМ-5 с использованием гироагрегатов ГА-3. Полученный таким образом гиромагнитный курс индицируется на индикаторе курсовых углов ИКУ-1, который не входит в состав ТКС-П2, а является составной частью другого оборудования – «Курс-МП».



Рис. 5.52. Указатель штурмана УШ-3

Вид указателей пилотов зависит от типа ВС. На самолете Ту-154 их роль играют плановые навигационные приборы ПНП-1, входящие в состав системы траекторного управления этого самолета. Среди различных видов информации, отображаемой на этих указателях, индицируется также и курс. Вид курса выбирает пилот переключателем «ГМК-ГПК». Соответственно индицируется гиромагнитный курс, полученный с помощью БГМК-2, или ортодромический курс непосредственно от гироагрегатов.



Рис. 5.53. Радиоманнитный индикатор (индикатор крсовых углов ИКУ-1)

Пульт управления системой имеет переключатель режимов работы на три положения (режим «АК» не задействован), задатчик курса, кнопку согласования. Шкала широтного потенциометра имеет оцифровку как северной, так и южной широт, вследствие чего отпадает необходимость в переключателе «Север-Юг». К широтному потенциометру относится также тумблер «Авт.-Ручн.». При установке широты вручную он должен стоять в положении «Ручн.». Положение «Авт.» предназначено для автоматического поступления текущей широты, рассчитанной системой счисления пути, но этот режим не задействован.



Рис. 5.54. Пульт управления курсовой системы ТКС-П

В отличие от КС-6, на пульте управления ТКС-П2 имеется два переключателя «Осн.-Конт.». Возле одного из них имеется надпись «Коррекция», а возле второго «Потребители». Положение первого из них определяет, каким из двух гироагрегатов в данный момент пилот может управлять, то есть разворачивать ось гироскопа задатчиком курса (в режиме «ГПК») или согласовывать (в режиме «МК»). Второй переключатель, с надписью «Потребители», определяет, от какого из двух гироагрегатов будет поступать курс в систему счисления пути и в систему траекторного управления (автопилот).

5.17. Подготовка и выполнение полета в режиме «ГПК»

Предварительная подготовка. Режим «ГПК» является основным режимом работы курсовой системы, поскольку позволяет выполнить полет по ортодромической ЛЗП. Перед выполнением полета должны быть определены заданные ортодромические путевые углы для каждого участка маршрута.

Как уже отмечалось, могут быть использованы два подхода к выбору опорного меридиана.

1) На каждом участке маршрута используется свой опорный меридиан, в качестве которого, как правило, выбирается магнитный меридиан начального ППМ участка.

Как показано выше, в этом случае ортодромический путевой угол равен начальному заданному магнитному путевому углу участка. Как правило, этот путевой угол уже нанесен на маршрутной карте (РНК, маршрутной карте Джебпесен), поэтому определять его и наносить на карту нет необходимости. Если же начальные путевые углы на полетной карте типографским способом не нанесены, то ортодромический путевой угол может быть определен путем измерения на карте (или расчета по формуле) истинного путевого угла и учета магнитного склонения.

2) Используется общий опорный меридиан для всех участков маршрута. Как правило, в качестве такого меридиана выбирается магнитный меридиан аэродрома вылета. И лишь на заключительной части маршрута после начала снижения, опорным становится другой меридиан – совпадающий с магнитным меридианом аэродрома посадки.

В этом случае для расчета ортодромических путевых углов к истинным путевым углам участков прибавляется азимутальная поправка для перехода к опорным меридианам аэродромов вылета или посадки.

Ранее нормативные документы по штурманской службе требовали от экипажа наносить ортодромические путевые углы на карту в начале каждого участка справа от ЛЗП перпендикулярно к ней. В настоящее время ортодромические путевые углы на карту не наносят, а включают их в так

называемые *таблицы установочных данных*.. Эти таблицы рассчитываются на ЭВМ и распечатываются для каждого маршрута. Они содержат данные, необходимые для применения в полете различных систем пилотажно-навигационного компаса, в том числе, курсовых систем. Для каждого участка в строке таблицы, соответствующей начальному ППМ этого участка, указываются два ортодромических путевых угла относительно опорных меридианов аэродрома вылета (ОМПУ_{выл}) и аэродрома посадки (ОМПУ_{пос}). Указывается также начальный истинный или магнитный путевой угол участка (ИПУ_{нач}, МПУ_{нач}), магнитное склонение в районе данного ППМ, а также так называемые поправки $P_{\text{выл}}$ и $P_{\text{пос}}$.

Эти поправки по сути представляют собой *условные магнитные склонения* для перехода от магнитного меридиана данного ППМ к опорному меридиану – соответственно вылета или посадки:

$$\begin{aligned} \text{ОМПУ}_{\text{выл}} &= \text{МПУ}_{\text{нач}} + P_{\text{выл}}, \\ \text{ОМПУ}_{\text{пос}} &= \text{МПУ}_{\text{нач}} + P_{\text{пос}}. \end{aligned}$$

Разумеется, эти поправки могут быть использованы не только для преобразования путевых углов, но и для преобразования любых направлений: курса, пеленгов и т.п.

Предварительный расчет этих поправок избавляет экипаж в полете от необходимости определять углы схождения меридианов и пр. Например, если для контроля ухода гироскопа необходимо определить фактический ортодромический курс, то его можно быстро рассчитать по формуле:

$$\text{ОМК}_{\text{выл.ф}} = \text{МК} + P_{\text{выл}},$$

где $P_{\text{выл}}$ – поправка из той строки таблицы установочных данных, которая соответствует ППМ, в районе которого находится ВС.

В таблице установочных данных также приводится поправка, получившая специфическое название «вилка».

Вилка В – это поправка, которую нужно прибавить к ортодромическому курсу (путевому углу, пеленгу) относительно опорного меридиана аэродрома вылета, чтобы получить ортодромический курс (путевой угол, пеленг) относительно опорного меридиана аэродрома посадки.

Например:

$$\begin{aligned} \text{ОПМУ}_{\text{пос}} &= \text{ОМПУ}_{\text{выл}} + B, \\ \text{ОМК}_{\text{пос}} &= \text{ОМК}_{\text{выл}} + B. \end{aligned}$$

По сути, вилка – это угол между двумя опорными меридианами и, разумеется, для конкретного маршрута она имеет определенное постоянное значение, то есть не зависит от того, где находится ВС.

На рис.5.54 показана связь между B , $P_{\text{выл}}$ и $P_{\text{пос.}}$. Направление стрелки показывает, что при переходе к данному меридиану соответствующая поправка прибавляется. При переходе в противоположную сторону, естественно, вычитается.

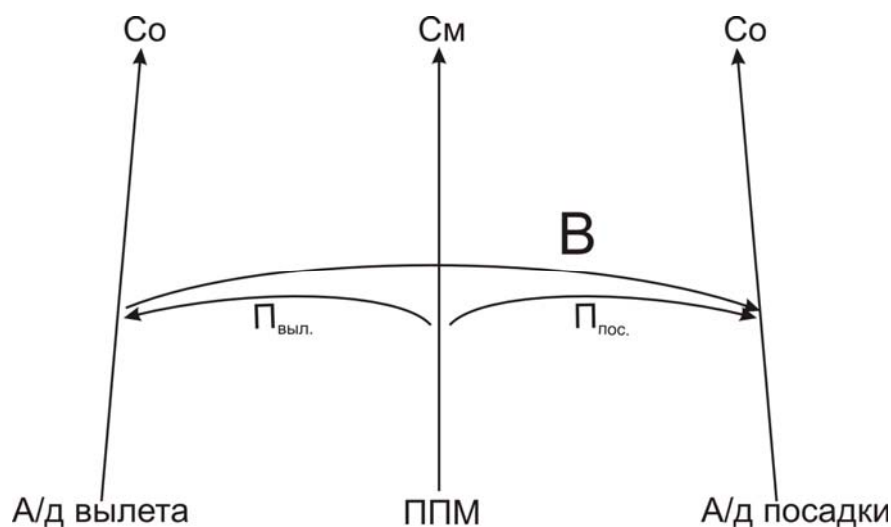


Рис. 5.55. Поправки, применяемы в полете в режиме «ГПК»

Из рисунка ясно, что по абсолютной величине B равна сумме абсолютных величин $P_{\text{выл}}$ и $P_{\text{пос.}}$. Но, учитывая, что знак $P_{\text{выл}}$ противоположен знаку других поправок (стрелка на рисунке направлена в противоположную сторону), то

$$B = P_{\text{пос.}} - P_{\text{выл.}}$$

Если полет в обратном направлении выполняется по маршруту, который несколько отличается от маршрута в прямом направлении, то и B будет не только противоположна по знаку, но и несколько отличаться по модулю. Ведь при ее расчете углы схождения меридианов суммируются по участкам.

Предполетная подготовка на борту ВС. При включении питания курсовой системы (или ГПК-52) с помощью АЗЗ курсовые гироскопы начинают раскручиваться. Это занимает не менее 3-5 мин, а в холодное время и больше. За это время пилот должен убедиться, что на коррекционном механизме (а в КС-6 – и на указателе штурмана) магнитное склонение установлено равным нулю. В противном случае все указатели курсовой системы будут показывать курс с погрешностью, равной введенному ΔM . А ведь может оказаться, что техник после обслуживания системы оставил на КМ $\Delta M = 180^\circ$.

Затем необходимо выставить оси гироскопов по опорному меридиану. Если опорным является магнитный меридиан аэродрома вылета, то при использовании курсовой системы необходимо:

- установить режим «МК»,
- установить переключатель «Осн.-Зап» (в КС-6) или «Осн.-Конт.» с надписью «Коррекция» (в ТКС-П2) в положение того гироагрегата, гироскоп которого будет устанавливаться,
- нажать кнопку согласования.

Ось гироскопа придет к направлению магнитного меридиана и указатель покажет курс, равный магнитному курсу с которым ВС стоит на стоянке.

Такую же операцию необходимо провести со вторым гироагрегатом, после чего установить переключатель режимов в положение «ГПК».

Необходимо убедиться, что система хотя бы примерно показывает правильный курс, с которым стоит ВС. Это можно сделать с помощью КИ-13.

Выполнение полета в режиме «ГПК». При выруливании со стоянки на исполнительный старт необходимо убедиться, что система правильно реагирует на развороты. Бывали случаи, когда из-за перепутанной при техобслуживании полярности электропитания система при развороте, например, вправо, показывала, что курс уменьшается.

При выруливании на исполнительный старт, когда ось ВС совпадает с осью ВПП, необходимо сверить показания курса, которые должны совпадать с направлением ВПП (взлетным курсом). При наличии расхождения с помощью задатчика курса устанавливается точное значение.

В процессе выполнения процедуры вылета и при полете на первом участке курсовая система показывает ортодромический курс от опорного меридиана, совпадающего с магнитным меридианом аэродрома вылета. В процессе набора высоты и разгона самолета не допускается согласовывать систему из-за возможных ускорительных девиаций, которые приведут к погрешностям выставленного курса.

Дальнейшая работа с курсовой системой зависит от того, какая из двух технологий используется.

1) *На каждом участке маршрута используется свой опорный меридиан.*

В этом случае при пролете конечного ППМ участка, который является начальным ППМ следующего, его магнитный меридиан должен стать опорным, следовательно, по нему нужно выставить ось гироскопа. Это можно сделать следующими способами.

а) При наличии ГПК-52 и ГИК-1, необходимо посмотреть на ГИК-1 магнитный курс и установить это значение задатчиком курса на ГПК-52.

б) При использовании любой курсовой системы – согласовать ее, то есть установить режим «МК», нажать кнопку согласования и, после отработки на указателе магнитного курса, вновь установить режим «ГПК». Это же необходимо проделать со вторым гироагрегатом.

в) При использовании КС-6 (КС-8, КС-10) можно вместо предыдущего использовать еще один способ – просто переключить систему на другой

гироагрегат. Действительно, ведь в этих системах гироскопы автоматически работают в противоположных режимах. Если, например, выполнялся полет в режиме «ГПК» по основному гироскопу, то запасной в это время работал в режиме «МК», то есть отслеживал текущий магнитный меридиан. И если теперь переключить систему на него, то магнитная коррекция от него отключится (поскольку на пульте стоит режим «ГПК») и ось его гироскопа будет сохранять свое положение, то есть направление магнитного меридиана точки, где произошло переключение (меридиана ППМ). Основной гироскоп автоматически начнет отслеживать текущий меридиан и при пролете следующего ППМ курсовую систему можно аналогичным образом переключить уже на него.

Согласование курсовой системы необходимо выполнять перед началом разворота на новый участок, а не во время самого разворота, чтобы избежать влияния креновой и ускорительной девиации.

Таким же образом выполняется полет до конца маршрута.

При данной технологии нет необходимости определять и корректировать собственный уход гироскопов, поскольку время полета на каждом участке редко превышает 20-30 мин. За это время гироскоп не успевает существенно уйти. А при пролете ППМ опорным становится уже новый меридиан, поэтому погрешности, накопившиеся из-за собственного ухода уже не имеют значения.

2) Используется один опорный меридиан на весь маршрут полета.

В этом случае при пролете ППМ никакого согласования не требуется, а разворот на новый участок выполняется в соответствии с рассчитанным для этого участка ортодромическим путевым углом.

Но при длительном полете от одного и того же опорного меридиана может накопиться погрешность в курсе из-за собственного ухода гироскопа. Не реже, чем через 1-1,5 час полета ее необходимо определять и компенсировать так, как описано выше. При этом для определения фактического ОК удобно использовать поправки $P_{\text{выл}}$ из таблицы установочных данных.

Во время предпосадочной подготовки, которая проводится перед снижением с эшелона, необходимо перевести курсовую систему к новому опорному меридиану – магнитному меридиану аэродрома посадки. Действительно, ведь невозможно выполнить посадку, например, в Хабаровске, если курс измеряется от опорного меридиана Пулково.

Для перехода к меридиану посадки необходимо отсчитать показание ортодромического курса на указателе, прибавить к полученному значению вилку и установить полученное значение задатчиком курса. После этого для навигации уже используются другие заданные путевые углы – $ОМПУ_{\text{пос}}$ из таблицы установочных данных.

Если все сделано правильно, то после посадки ортодромический курс должен совпадать с магнитным. Ведь самолет находится на опорном меридиане аэродрома посадки.

Правильное использование курсовых приборов – непреложное условие точной и безопасной навигации. Около 15% потерь ориентировки и отклонений от маршрута связано с неправильным применением курсовых приборов (особенно, гироскопических) или несвоевременным обнаружением их отказа. Неправильное применение наиболее часто заключается в том, что пилот неверно рассчитал поправку или учел ее с неправильным знаком, либо выдерживал путевой угол, указанный на карте ($МПУ_{нач}$), в то время как система была установлена совсем по другому опорному меридиану.

Как и любое устройство, курсовая система может отказаться. Иногда об этом сигнализирует загорание лампочки «Завал ГА» на пульте управления. Разумеется, в этом случае следует использовать второй, работоспособный гироагрегат, а при его отказе можно отсчитать магнитный курс на коррекционном механизме. Магнитный канал измерения курса обычно надежнее, чем гироскопический, но следует иметь в виду, что и в нем возможны отказы. Для того, чтобы правильно определить характер отказа в полете, пилот должен хорошо понимать работу курсовой системы.

Далеко не все отказы автоматически и сразу обнаруживаются. Могут быть неявные отказы, когда никакие лампочки не загораются, но курс на приборе медленно уходит от правильного значения, Пилот же, выдерживая курс по неисправному прибору, уводит самолет с ЛЗП.

Для исключения таких случаев экипаж должен периодически осуществлять контроль курсовых приборов путем сличения их показаний. Например, можно сравнить показания на УШ, на коррекционном механизме, на КИ-13 и на любых других компасах, имеющихся на самолете. Разумеется, все эти компаса могут показывать разные виды курсов и их показания должны различаться, тем не менее, можно выявить отказ одного из них.

Такой контроль курсовых приборов должен производиться как можно чаще и в любом случае после разворота ВС на очередной участок маршрута. После окончания разворота нужно убедиться, что:

- заданный путевой угол является правильным, то есть его значение не перепутано и ВС летит в нужном направлении,
- курс соответствует заданному путевому углу (с учетом угла сноса),
- нет противоречий с показаниями других курсовых приборов.

6. ИЗМЕРЕНИЕ ВЫСОТЫ

6.1. Классификация высот

Высота – расстояние по вертикали от уровня, принятого за начало отсчета до какой либо точки. В зависимости от того, высота какой именно точки рассматривается, говорят о высоте полета, рельефа местности, аэродрома, препятствия и т.п.

Поскольку высота это расстояние, то есть понятие геометрическое, то в принципе ее можно измерить – рулеткой, линейкой и т.п.

Высота одной и той же точки будет различной, в зависимости от того, от какого уровня ее отсчитывать. Высота лежащей на столе авторучки равна нулю, если ее измерять от уровня стола. Но относительно пола ее высота около метра, а относительно земли – зависит от того, на каком этаже находится стол.

В зависимости от того, какой уровень принимается за начало отсчета, в навигации различают следующие виды высот (рис. 6.1).

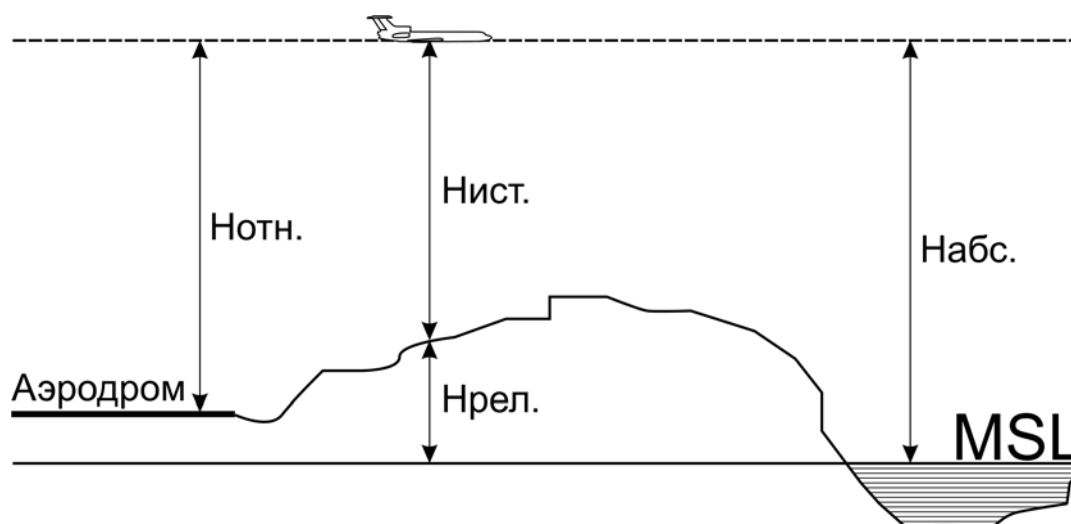


Рис. 6.1. Виды высот

1) *Истинная высота $H_{ист}$* – измеряется от уровня той точки на земной поверхности (рельефе местности), над которой в данный момент находится ВС. Этот вид высоты в наибольшей степени соответствует слову «высота» в обыденном использовании, с точки зрения здравого смысла. Если ВС находится на земле, то его высота равна нулю.

2) *Абсолютная высота $H_{абс}$* – измеряется от среднего уровня моря (MSL, Mean Sea Level). Под средним уровнем моря в навигации понимается поверхность квазигеоида. Если речь идет о высоте точки местности, то вместо термина «абсолютная высота» часто используется термин «превышение» (elevation). Например, превышение аэродрома – это

абсолютная высота аэродрома, то есть его высота над средним уровнем моря. Применительно к ВС термин превышение не используется.

3) *Относительная высота $H_{отн}$* – измеряется от *любого* выбранного в качестве начала отсчета уровня. В большинстве случаев под относительной высотой полета ВС понимается высота над уровнем аэродрома.

В русском языке слово «высота» применяется к любым видам высоты. В английском языке, который является языком международной аэронавигации, абсолютная и относительная высоты обозначаются разными словами:

абсолютная высота – altitude,
относительная высота – height.

Следует также иметь в виду, что в американском варианте английского языка: истинная высота – absolute altitude, абсолютная высота – true altitude, то есть, совершенно противоположно русскому языку.

Пространство, в котором мы живем, - трехмерное. И высота, наряду например, с широтой и долготой, является третьей координатой характеризующей положение ВС в пространстве. На борту ВС должны быть технические средства, которые позволяют измерять высоту полета для того, чтобы предотвратить столкновение ВС с земной поверхностью и с другими ВС. Приборы, предназначенные для измерения высоты полета, называют высотомерами. Их работа может быть основана на разных физических принципах. Практически в авиации используются высотомеры двух видов – радиовысотомеры и барометрические высотомеры. Сравнительно недавно появилась еще одна возможность определения высоты – с помощью спутниковых навигационных систем.

6.2. Понятие о радиовысотомерах

Радиовысотомер (РВ) является автономным радиотехническим устройством. Это означает, что он не требует для своей работы установки какого-либо оборудования на земле, и что он основан на использовании радиоволн.

Различают радиовысотомеры малых и больших высот. Радиовысотомеры больших высот обычно не входят в состав штатного оборудования гражданских ВС. Радиовысотомеры малых высот позволяют измерять высоту примерно до 1500 м и используются, как правило, при заходе на посадку.

Бортовой передатчик, входящий в состав РВ, излучает направленные к земле радиоволны, которые отражаются от ее поверхности и принимаются антенной РВ. Но частота излучения не является постоянной, а непрерывно изменяется по пилообразному закону. Например, равномерно возрастает, затем резко уменьшается до начального значения и вновь начинает возрастать, как это показано на рис. 6.2.

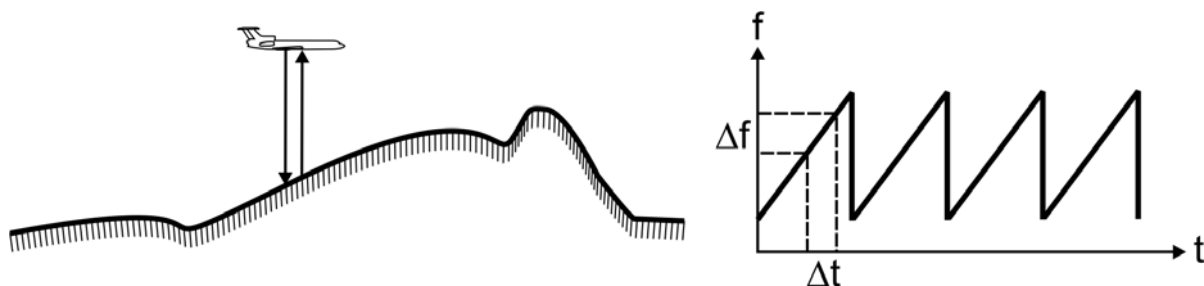


Рис. 6.2. Принцип работы радиовысотомера

Радиоволны распространяются с конечной скоростью c , примерно равной скорости света ($c=300000$ км/с). Поэтому, за время пока радиоволна дойдет до поверхности земли и обратно, излучаемая в этот момент частота будет уже другой. Чем больше расстояние до земли ($H_{ист}$), тем больше будет время прохождения радиосигнала Δt и, следовательно, разность частот Δf .

$$\Delta t = \frac{2H_{ист}}{c}.$$

Оборудование РВ определяет разность излучаемой и принятой частот Δf и на ее основе рассчитывает истинную высоту $H_{ист}$. Ее пилот может отсчитать на указателе радиовысотомера (рис. 6.3). На нем же можно установить любое значение «опасной» высоты, при достижении которой в кабине раздастся звуковой сигнал.



Рис. 6.3. Указатель радиовысотомера

Погрешность определения высоты на высотах до 10 м составляет меньше метра, а на больших высотах – примерно 5-7% от измеряемой высоты.

Таким образом, *с помощью радиовысотомера измеряется истинная высота*. Казалось бы, именно она и нужна для обеспечения безопасности полетов и нет необходимости применять какие-либо другие высотомеры. Но на самом деле использование РВ не во всех случаях удобно. Например, если пилот будет выполнять полет, выдерживая постоянную высоту по РВ, то самолет будет лететь не горизонтально, а с огибанием рельефа местности, превышение которого непрерывно меняется. Разумеется, это затрудняет пилотирование.

Не может использование РВ и предотвратить столкновение с препятствием. Ведь он показывает текущую $H_{ист.}$, ту высоту, которая имеет место именно в данный момент. Но ВС перемещается с большой скоростью. А если впереди крутой горный хребет?

Трудно с помощью РВ и предотвратить столкновение ВС друг с другом. Ведь при его использовании каждый самолет измеряет истинную высоту от своего, да еще и непрерывно меняющегося, уровня, поэтому, даже зная значения высот ВС, невозможно определить, насколько один самолет выше или ниже другого.

Поэтому в гражданской авиации радиовысотомеры малых высот используются в основном на конечном этапе захода на посадку, в непосредственной близости от земли.

В качестве же основного на борту ВС используется барометрический высотомер.

6.3. Теоретические основы измерения высоты с помощью барометрического высотомера

Атмосферное давление. Земля окружена атмосферой, вследствие чего в каждой точке имеется атмосферное давление. Оно вызвано весом воздуха, расположенного выше этой точки. Поэтому атмосферное давление всегда убывает с возрастанием высоты. В авиации давление может измеряться в миллиметрах ртутного столба (мм рт.ст.), гектопаскалях (гПа), дюймах ртутного столба (in Hg).

Гектопаскаль – единица, входящая в состав СИ, и является международной, принятой, в том числе в мировой гражданской авиации. Раньше вместо нее использовалась равная ей по величине единица *миллибар* (мбар).

Однако по традиции в разных странах применяются и другие единицы измерения давления. В России и некоторых других государствах чаще используют миллиметры ртутного столба. Гектопаскаль почти точно равен трем четвертым миллиметра ртутного столба:

$$1 \text{ гПа} = 0,75 \text{ мм рт.ст.}, \quad 1 \text{ мм рт.ст.} = 1,33 \text{ гПа}$$

Поэтому одно и то же давление, выраженное в гПа, имеет большее численное значение, чем оно же, но выраженное в мм рт. ст.

Дюймы ртутного столба используются, главным образом, в США. Поскольку дюйм (inch) равен 2,54 миллиметра, то:

$$1 \text{ in Hg} = 2,54 \text{ мм рт.ст.}$$

Таким образом, например:

$$760 \text{ мм рт.ст.} = 1013,25 \text{ гПа} = 1013,25 \text{ мбар} = 29,92 \text{ in Hg}$$

Идея барометрического высотомера основана на том, что, чем выше расположена точка, тем меньше в ней давление. Следовательно, измерив атмосферное давление за бортом ВС, можно судить о высоте полета. Для этого нужно только знать: какова зависимость давления от высоты, каким математическим соотношением они связаны.

Если в какой-то точке имеется определенное давление, то, конечно существует еще бесконечно много точек точно с таким же атмосферным давлением. Они не могут находиться выше или ниже, иначе в них было бы другое давление. Они находятся примерно на одном уровне с первой точкой и все их множество образует изобарическую поверхность (изо – постоянный, бар – давление).

Изобарическая поверхность – геометрическое место точек в пространстве с одинаковым атмосферным давлением. Таких поверхностей бесконечно много, поскольку каждому значению давления соответствует своя поверхность. Все они *примерно* горизонтальны и параллельны друг другу, но все же в реальной атмосфере имеют слабый изгиб. Они опускаются в тех районах, где имеет место пониженное атмосферное давление (циклон), и, наоборот, поднимаются в областях с повышенным давлением (в антициклонах).

Зависимость давления от высоты. Пусть P_0 – атмосферное давление на некоторой изобарической поверхности, от уровня которой мы хотим измерять высоту, то есть высоту которой принимаем равной нулю. Не имеет значения, где расположена эта поверхность – проходит она через уровень моря, или аэродром, или через любую другую точку.

Пусть также P_H – атмосферное давление на уровне полета ВС (рис. 6.4).

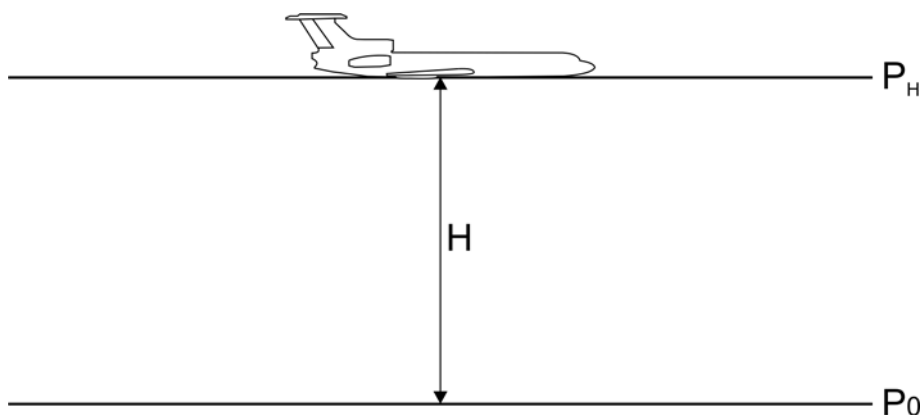


Рис. 6.4. Изобарические поверхности и высота

Тогда высота полета H – это расстояние по вертикали между изобарическими поверхностями с давлениями P_0 и P_H .

Оказывается, что для точного расчета H необходимо знать не только давления на уровне начала отсчета P_0 и на уровне полета P_H , но и *распределение температуры воздуха T* между этими изобарическими поверхностями. Здесь буквой T обозначена *абсолютная* температура (по шкале Кельвина), которая связана с температурой по Цельсию соотношением:

$$T = 273 + t^{\circ}\text{C}.$$

Температура воздуха на разных высотах различна, с увеличением высоты она изменяется. Оказывается, что давление на любой высоте полностью зависит от того, по какому закону $T = T(H)$ изменяется температура от уровня начала отсчета до данной высоты. Следовательно, и наоборот, чтобы узнать расстояние между изобарическими поверхностями с давлениями P_0 и P_H , то есть высоту одной поверхности над другой, недостаточно знать значения этих давлений. Нужно также знать, по какому закону изменяется температура в слое воздуха между изобарическими поверхностями.

Связь давления и высоты может быть выражена общей формулой:

$$\int_{P_0}^{P_H} \frac{dP}{P} = \frac{1}{R} \int_0^H \frac{dH}{T(H)}, \quad (6.1)$$

где R – газовая постоянная воздуха (константа).

В реальной атмосфере температура воздуха обычно *убывает* с подъемом на высоту. Но скорость этого убывания непредсказуемо меняется в различное время года и суток, в разных пунктах и на разных высотах. А в некоторых случаях в определенном диапазоне высот температура может не убывать, а, наоборот, возрастать. Таким образом, зависимость температуры T от высоты H , то есть $T = T(H)$ почти всегда неизвестна, да и непрерывно

меняется. Поэтому точно определить H по известным P_0 и P_H с помощью формулы (6.1) невозможно.

Аналитически взять интеграл в формуле (6.1) можно, только *если задаться какой-либо конкретной зависимостью $T(H)$* .

Самой простой является зависимость $T=const$, соответствующая предположению, что температура с высотой не меняется. На самом деле такого никогда не бывает. Но для приближенных расчетов в качестве этой постоянной температуры можно принять *среднюю температуру* слоя воздуха между двумя рассматриваемыми изобарическими поверхностями.

Тогда, после интегрирования (6.1) и некоторых преобразований, можно получить формулу, которая называется *формулой Лапласа* и имеет вид

$$H = RT_{cp} \ln \frac{P_0}{P_H}, \quad (6.2)$$

где R - газовая постоянная воздуха ($R=29,27$ м/К),

T_{cp} -- средняя абсолютная (по Кельвину) температура слоя воздуха между изобарическими поверхностями с давлениями P_0 и P_H ,

P_0 – давление на уровне начала отсчета,

P_H - давление на высоте полета,

H – расстояние между изобарическими поверхностями, то есть высота одной поверхности над другой.

Эта формула не является абсолютно точной, поскольку в ней предполагается, что температура с высотой не изменяется. Однако, если в качестве температуры использовать среднюю температуру слоя T_{cp} , то она оказывается достаточно точной, поэтому ее часто используют.

Стандартная атмосфера. Состояние реальной атмосферы является весьма изменчивым в пространстве и во времени. Оно определяется расположением барических систем – циклонов и антициклонов, распределением температуры у поверхности земли и характером ее изменения с высотой. Все это непрерывно и сложным образом меняется со временем суток, года...

Тем не менее, можно попытаться описать некоторое «среднее» состояние атмосферы. Это состояние называется *международной стандартной атмосферой* и обозначается МСА или просто СА, а по-английски – *ISA (Intrernational Standard Atmosphere)*. Фактическая атмосфера вряд ли когда-нибудь, даже в отдельном месте, полностью соответствует стандартной. Это условное понятие.

Стандартная атмосфера характеризуется следующими основными параметрами.

На уровне моря (MSL) атмосферное давление составляет 760 мм рт.ст. (1013,2 гПа), а температура по Цельсию $t=+15^\circ\text{C}$ (по Кельвину 288 К). С высотой температура равномерно уменьшается на $6,5^\circ$ на каждый километр высоты. На высоте 11000 м она достигает $-56,5^\circ\text{C}$ и выше остается

постоянной. Затем она начнет повышаться, но на таких высотах гражданские ВС не летают и этот случай здесь не рассматривается.

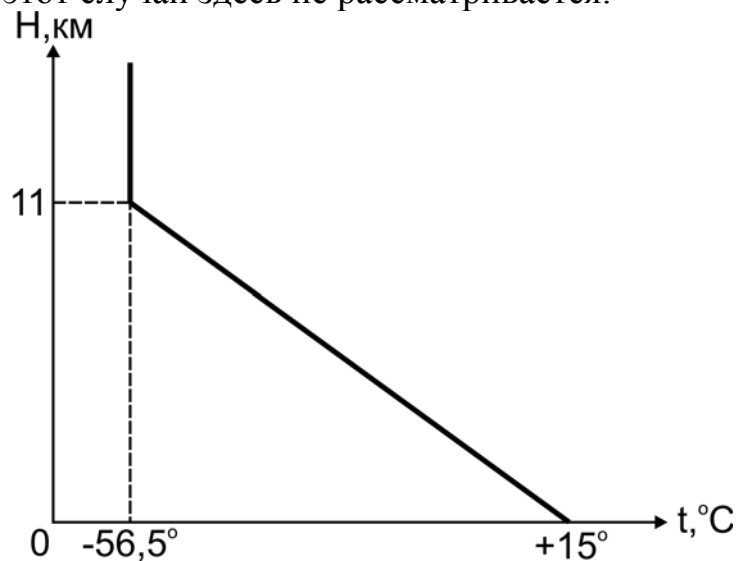


Рис. 6.5. Изменение температуры с высотой в стандартной атмосфере

Поскольку закон изменения температуры с высотой в СА задан, то тем самым полностью определяется и закон изменения с высотой давления, плотности воздуха и других параметров. Эти параметры для любой высоты могут быть рассчитаны по формулам. Они также приводятся в *таблице стандартной атмосферы*. Краткая выдержка из нее представлена в табл.6.1 .

Барическая ступень. Давление с увеличением высоты уменьшается не по линейному закону, то есть не пропорционально высоте. Это видно и из формулы Лапласа (6.2), поскольку в нее входит натуральный логарифм. На рис. 6.6 схематично представлен график изменения давления с высотой. Он имеет вид логарифмической кривой. Чем больше высота, тем медленнее изменяется давление.

Барическая ступень h – это высота на которую нужно подняться или опуститься, чтобы давление изменилось на один мм рт.ст (или гПа).

Величина барической ступени зависит от высоты. В этом легко убедиться с помощью рис. 6.6 . На малой высоте (когда давление большое) изменение давления на единицу приводит к небольшому изменению высоты h_1 в соответствии с кривой на графике, а на больших высотах соответствующее изменение высоты h_2 возрастает, поскольку кривая круто идет вверх.

В стандартной атмосфере на уровне моря барическая ступень составляет примерно 11 м/мм рт.ст (или 8,3 м/гПа). Это означает, что нужно подняться на 11 м, чтобы давление уменьшилось на 1 мм рт.ст. На высоте 1000 м барическая ступень составляет уже 12 м/мм рт.ст, на высоте 6000 м почти 21 м/мм рт.ст., а на высоте 10000 м достигает 33 м/мм рт.ст.

Таблица 6.1

Выдержка из таблицы стандартной атмосферы

Высота, м	Атмосферное давление		Температура воздуха		Плотность воздуха, кг/м ³
	P, мм рт.ст.	T, К	t°C	T, К	
0	760.0	1013.2	15.0	288.1	1.225
100	751.0	1001.3	14.4	287.5	1.213
200	742.1	989.4	13.7	286.9	1.201
300	733.3	977.7	13.1	286.2	1.190
400	724.6	966.1	12.4	285.5	1.178
500	716.0	954.6	11.8	284.9	1.167
1000	674.1	898.7	8.5	261.6	1.111
2000	596.2	794.8	2.0	275.1	1.006
3000	525.7	700.9	-4.5	268.6	0.909
4000	462.2	616.2	-11.0	262.1	0.819
5000	405.0	539.9	-17.5	255.6	0.736
6000	353.7	471.5	-24.0	249.1	0.659
7000	307.8	410.3	-30.5	242.6	0.589
8000	266.8	355.7	-37.0	236.1	0.525
9000	230.4	307.1	-43.5	229.6	0.466
10000	198.1	264.1	-50.0	223.1	0.412
11000	169.5	226.0	-56.5	216.6	0.363
12000	144.7	192.9	-56.5	216.6	0.310

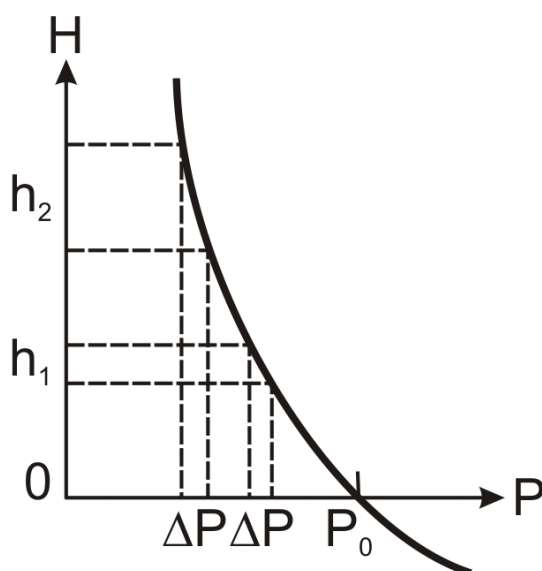


Рис. 6.6. Изменение давления с высотой

Приведенные значения соответствуют температуре на данной высоте в СА. На самом же деле барическая ступень зависит также и от фактической температуры, хотя и не очень сильно. Например, если в СА на уровне моря $h=11,1$, то при температуре -40° она составит 10,5, а при температуре $+40^\circ$ 12,1 мм ср.ст.

Связь давления и высоты в стандартной атмосфере. Как показано выше, в СА на высотах до 11000 м температура с высотой уменьшается на 6,5 градусов на каждый километр высоты. Эту зависимость можно выразить формулой:

$$T = T_0 - t_{cp}H, \quad (6.3)$$

где T – температура на высоте H ,

T_0 – абсолютная температура на уровне моря в СА (288.1 К),

t_{cp} – температурный градиент (0,0065 К/м), характеризующий скорость убывания температуры с высотой.

Подставив это выражение в формулу (6.1), можно получить формулы, выражающие зависимость давления от высоты (или высоты от давления) в стандартной атмосфере (для $H < 11000$ м):

$$P_H = P_0 \left(1 - \frac{t_{cp}H}{T_0} \right)^{\frac{1}{Rt_{cp}}}, \quad (6.4)$$

$$H = \frac{T_0}{t_{cp}} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{Rt_{cp}} \right]. \quad (6.5)$$

Таким образом, атмосферное давление зависит от высоты. Следовательно, измерив давление на высоте полета, можно судить о высоте. Но в реальной (нестандартной) атмосфере эта зависимость не является полностью определенной, однозначной. Конкретный вид этой зависимости определяется законом изменения температуры с высотой. Например, в СА давлению 674 мм рт.ст соответствует высота 1000 м. Но если температура не соответствует стандартной, то этому же давлению соответствует другая высота.

6.4. Принцип работы барометрического высотомера

По принципу своего устройства *барометрический высотомер по сути представляет собой барометр-анероид* с тем лишь отличием, что его шкала отградуирована не в единицах давления, а в единицах высоты. Слово «анероид» в переводе с греческого означает «безводный» и используется в противоположность водяному ртутному барометру.

Основной частью высотомера (рис.6.7), его чувствительным элементом, является *анероидная коробка 4* (обычно используется блок из двух анероидных коробок).

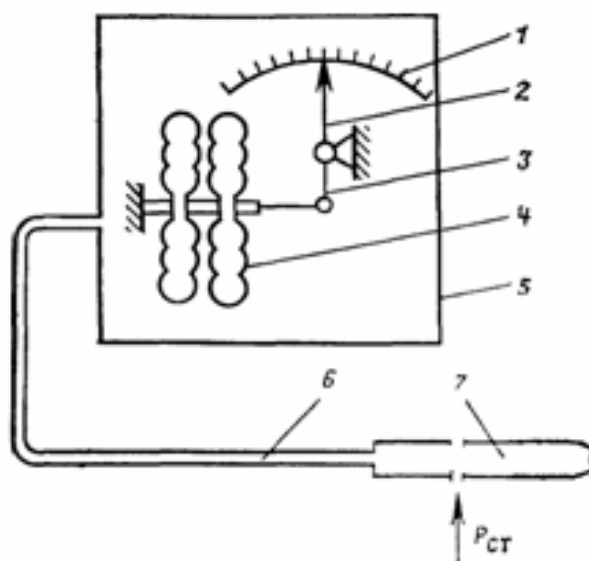


Рис. 6.7. Принципиальная схема барометрического высотомера

Анероидная коробка является герметичной, запаянной, из нее выкачан воздух и поэтому в ней сохраняется давление, близкое к нулю. Когда высотомер находится у земли, коробка под действием атмосферного давления находится в наиболее сжатом состоянии. При подъеме на высоту, когда атмосферное давление снаружи анероидной коробки падает, она расширяется, поскольку поверхность коробки гофрирована и ведет себя как пружина. При снижении наоборот, под действием увеличивающегося атмосферного давления коробка сжимается.

С анероидной коробкой через передающий механизм 3 связана стрелка 2, перемещение которой относительно шкалы прибора 1 соответствует расширению (сжатию) коробки и, следовательно, изменению высоты.

Анероидная коробка помещена в герметичный корпус прибора 5, в который через штуцер трубопровода 6 поступает атмосферное давление за бортом P_H . Это же давление часто называют статическим давлением $P_{ст}$, то есть давлением, которое имеет место в спокойной атмосфере на высоте расположения высотомера, без учета дополнительного давления, возникающего из-за набегающего потока при движении ВС. Если на любой высоте поместить неподвижный обычный барометр, то он и покажет статическое давление.

Статическое давление поступает в трубопровод системы статического давления из *приемника воздушного давления 7 (ПВД)* или приемника статического давления.

ПВД предназначен для приема не только статического давления, но и полного давления. ПВД закрепляется снаружи фюзеляжа и представляет

собой трубку, ориентированную по направлению полета. Отверстие, направленное навстречу набегающему потоку воздуха, предназначено для приема *полного давления*, которое в высотомере не используется, но необходимо для указателей скорости. Статическое же давление принимается боковыми отверстиями, которые расположены так, чтобы в них возможности не попадал набегающий поток.

На многих типах ВС статическое давление принимается отдельным приемником статического давления, который представляет собой цилиндрический штуцер, не выступающий за обшивку самолета. А полное давление на таких типах ВС принимается отдельно расположенным приемником полного давления (ППД).

Существует много типов барометрических высотомеров. Принцип их работы одинаков, различаются же они в основном устройством их шкал. В двухстрелочных высотомерах по короткой стрелке отсчитываются тысячи метров (километры высоты), а по длинной – десятки и сотни метров. В однострелочных высотомерах – тысячи метров индицируются цифрами в специальном окошке. Возможны и другие варианты.

Кроме стрелок, показывающих высоту, на высотомере обязательно имеется небольшая шкала и связанная с ней кремальера установки давления P_0 , то есть давления, от уровня изобарической поверхности которого отсчитывается высота.

Высотомеры могут различаться и единицами измерения высоты – метры или, как принято за рубежом, футы (в этом случае их называют футомерами). Шкала установки давлений также может быть оцифрована в миллиметрах ртутного столба, гектопаскалях (миллибарах) или дюймах ртутного столба (в США).



Рис. 6.8. Внешний вид барометрических высотомеров

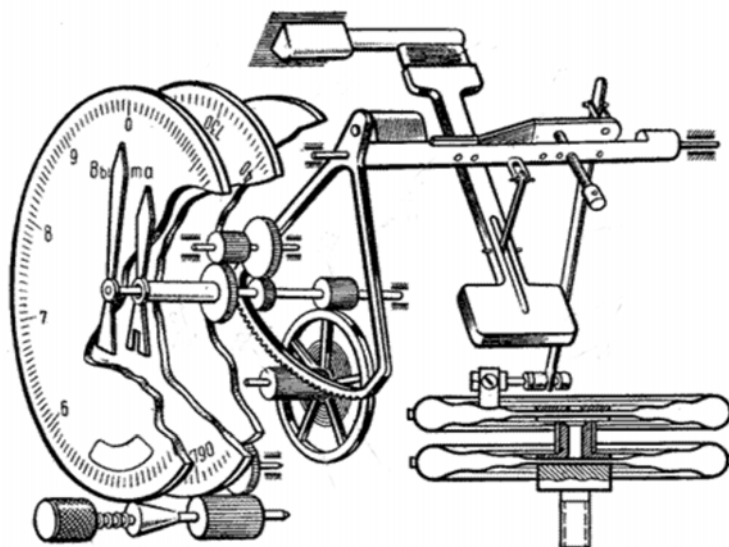


Рис. 6.9. Устройство двухстрелочного высотомера

На рис. 6.9 более подробно показана конструкция барометрического высотомера. Она изучается в курсе авиационных приборов.

Но для правильного применения барометрического высотомера конструкция конкретного прибора не имеет существенного значения. Главное – понимать принцип его работы, что и как он измеряет.

Очевидно, что на самом деле высотомер, как и обычный барометр, измеряет атмосферное давление на высоте полета. Но шкала отградуирована не в единицах давления, а в единицах высоты, то есть каждому измеренному давлению поставлена в соответствие какая-то высота, которую и показывают стрелки. Ключевым моментом в понимании работы высотомера является то, что *при градуировке высотомера связь между измеренным давлением и индицируемой высотой заложена такая же, какая существует между этими величинами в стандартной атмосфере*. Как говорят, высотомер отградуирован по стандартной атмосфере, то есть в соответствии с формулой (6.5).

Допустим, что на шкале давлений установлено $P_0 = 760$ мм рт.ст. В этом случае по сути высотомер превращается в механизированную таблицу стандартной атмосферы (табл. 6.1). Любому конкретному измеренному давлению соответствует вполне определенная высота, показываемая прибором. А именно та высота, на которой в стандартной атмосфере давление равно измеренному. То есть, если например, расширение анероидной коробки соответствует давлению 330 мм рт.ст, то стрелки высотомера покажут высоту 6500 м (см. табл. 6.1). А если измерено давление 760 мм рт.ст., то стрелку покажут $H=0$.

Эта связь между давлением и высотой однозначна и не зависит не от фактической (геометрической) высоты самолета над уровнем моря или аэродрома, ни от температуры или характера ее изменения с высотой.

Понятно, что в реальной атмосфере зависимость давления от высоты вовсе не такая и каждый раз разная. Поэтому показания барометрического высотомера (барометрическая высота) вовсе не соответствует фактическому расстоянию до ВС от уровня начала отсчета. Барометрическая высота – это вообще не высота, то есть не расстояние от одного уровня до другого.

Барометрическая высота – показания идеального барометрического высотомера, отградуированного по стандартной атмосфере. Или иначе – это высота в стандартной атмосфере, соответствующая измеренному значению давления.

На шкале давлений высотомера может быть установлено не обязательно значение 760 мм рт.ст., но и любое другое значение P_0 , лежащее в пределах шкалы давления (например, от 650 до 790 мм рт.ст.). Конструктивно высотомер устроен таким образом, что при вращении кремальеры установки давления весь механизм вместе с анероидной коробкой и зубчатыми колесами поворачивается на определенный угол. При этом не только меняется установленное на шкале давление, но и перемещаются стрелки высотомера (примерно на 11 м при изменении давления на 1 мм рт.ст.). Эту операцию можно интерпретировать просто как смещение шкалы отсчета высот. Форма кривой зависимости давления от высоты осталась той же, но шкала высот сместилась так, что по ней нулевое значение высоты соответствует установленному давлению (рис. 6.10).

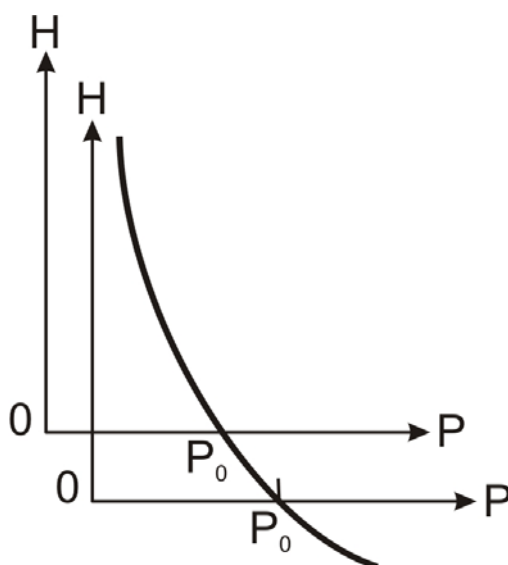


Рис. 6.10. Установка давления

Таким образом, высотомер будет показывать нулевое значение высоты, если атмосферное давление в точке его нахождения равно давлению, установленному на шкале давлений.

Поэтому можно приблизительно считать, что барометрический высотомер показывает высоту относительно уровня изобарической поверхности с тем значением давления, которое установлено на

высотомере. Точным это утверждение будет только в стандартной атмосфере, а во всех остальных случаях показания высотомера, конечно, не будут совпадать с фактической (геометрической) высотой. И расхождение (методическая температурная погрешность) будет тем больше, чем сильнее фактическая температура отличается от стандартной.

Следует хорошо понимать, что барометрический высотомер в принципе не способен измерить какую-либо высоту в прямом смысле слова, то есть расстояние от одного уровня до другого. Действительно, откуда высотомер может «знать» на каком расстоянии под ним находится уровень рельефа, аэродрома или уровень моря, тем более при полете над сушей. Но если на шкале давлений установить давление на аэродроме, то он, по крайней мере в стандартной атмосфере, покажет высоту над изобарической поверхностью, проходящей через аэродром, то есть высоту над уровнем аэродрома. Если установить давление на уровне моря - покажет высоту над уровнем моря. В принципе, можно установить любое давление, вовсе не совпадающее ни с каким физическим уровнем, например, 700 мм рт.ст. Где-то в пространстве располагается изобарическая поверхность с этим давлением (в стандартной атмосфере она находится на высоте примерно 700 м над уровнем моря). В зависимости от местности (а в реальной атмосфере – и в зависимости от погоды) эта поверхность поможет располагаться и выше, и ниже рельефа местности. Но в любом случае высотомер будет показывать высоту отсчитываемую от ее уровня (в реальной атмосфере – неточно).

Кроме стрелок, на высотомере имеются небольшие треугольные индексы, которые перемещаются по шкале высот и показывают (один – тысячи, другой – десятки и сотни метров) высоту изобарической поверхности с установленным давлением над уровнем изобарической поверхности с давлением 760 мм.рт.ст. Разумеется, если установлено давление 760 мм рт.ст., то треугольные индексы установятся на ноль. Если установить, например, давление 750 мм рт.ст., то индексы покажут высоту примерно 110 м. Это расстояние между изобарическими поверхностями 760 и 750 мм рт. ст. (барическая ступень составляет при этих давлениях примерно 11 м/мм рт.с.).

Таким образом, пилот, устанавливая давление, сам выбирает уровень, от которого высотомер будет показывать высоту. При вращении кремальеры установки давления одновременно изменяется давление на шкале давлений и высота, которую показывают стрелки. При этом при уменьшении установленного давления и показания высотомера будут уменьшаться. Ведь уровень изобарической поверхности, от которой отсчитывается высота, становится выше и, следовательно, расстояние до уровня полета – меньше (рис. 6.11).

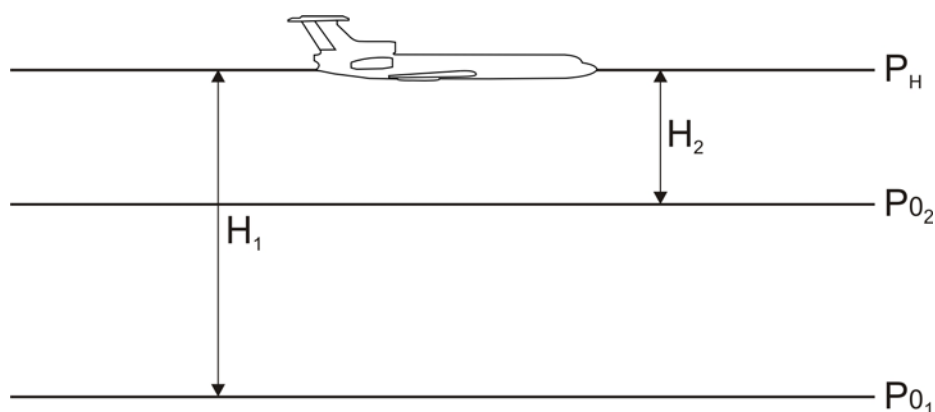


Рис. 6.11. Изменение установленного давления и высоты

Когда пилот в полете выдерживает по высотомеру постоянную барометрическую высоту, это вовсе не значит, что о ВС летит на постоянной высоте в геометрическом смысле этого слова. Это означает, что ВС летит так, чтобы статическое давление, то есть давление на высоте, сохранялось постоянным. Ведь именно его на самом деле измеряет высотомер. Следовательно, ВС летит по изобарической поверхности, повторяя все ее изгибы в реальной атмосфере. При этом нетрудно определить и численное значение давления на этой изобарической поверхности, то есть давление за бортом. Если на высотомере установлено давление 760 мм рт.ст, а высотомер показывает высоту, например, 3000 м, то по таблице стандартной атмосферы, по которой и отградуирован высотомер, можно посмотреть соответствующее этой высоте давление. В данном примере 525,7 мм рт.ст.

6.5. Погрешности барометрического высотомера

Погрешности и поправки. Любые приборы, в том числе навигационные, по разным причинам неточно измеряют те величины, для измерения которых они предназначены.

Погрешность – это разность между измеренным и фактическим значением измеряемой величины. Например, если фактическая высота составляет 3000 м, а высотомер показывает 2980 м, то погрешность составляет

$$2980 - 3000 = -20 \text{ м.}$$

Для того, чтобы по измеренному значению величины узнать фактическое, необходимо *вычесть погрешность*, или, что то же самое, *прибавить* к измеренному значению *величину, противоположную погрешности по знаку*. Эта величина называется *поправкой*. Для вышеприведенного примера поправка составляет +20 м.

$$H_{\text{ф}} = 2980 - (-20) = 2980 + 20 = 3000 \text{ м}$$

Рассмотренные в предыдущих главах магнитное склонение, девиация, азимутальная поправка являются именно поправками. Ведь в соответствии с правилом учета поправок для перехода от измеренного (приборного) значения к более истинному их необходимо прибавлять (разумеется, со своим знаком).

Таким образом, погрешность и поправка одинаковы по абсолютной величине, а различаются только знаком.

Барометрический высотомер имеет ряд погрешностей, различающихся по вызывающим их причинам. Погрешности, вызванные разными факторами, складываются, образуя одну общую погрешность – разность между приборной и фактической высотами.

Инструментальные погрешности. Эти погрешности вызваны чисто техническими причинами – неточным изготовлением и физическим износом прибора. Ни один прибор невозможно изготовить абсолютно точно. Множество причин вызывает инструментальные погрешности: не идеально соблюдены размеры деталей прибора, возникает трение в движущихся частях, детали подвержены температурному расширению, не совсем точно установлена шкала или насажена на ось стрелка прибора... Понятно, что *инструментальные погрешности являются индивидуальными для каждого экземпляра прибора*, даже если это приборы одного типа. Но для разных значений высоты величина погрешности может быть разной. Например, на высоте 2000 м высотомер показывает на 10 м больше, а на высоте 8000 м на 25 м меньше.

Значения инструментальных погрешностей для каждого высотомера с установленной периодичностью определяются экспериментально с помощью специального оборудования наземным техническим составом.

Аэродинамические погрешности. К аэродинамическим относятся все погрешности, вызванные тем, что давление в корпусе барометрического высотомера по каким-либо причинам отличается от статического давления за бортом. Например, если за бортом $P_{ст}=354$ мм рт.ст. (в стандартной атмосфере соответствует высоте 6000 м), а в корпусе высотомера оказалось давление 355 мм рт.ст., то высотомер покажет высоту соответствующую именно этому давлению – 5979 м, поскольку на этой высоте барическая ступень составляет примерно 21 м/мм рт.ст.

Основной причиной, вызывающей аэродинамическую погрешность, является изменение характера обтекания воздухом отверстия приемника статического давления. Как уже отмечалось, это отверстие размещают в таком месте, чтобы в него не попадал набегающий поток. Но с изменением скорости и высоты, а также конфигурации ВС (положения шасси, закрылков и другой механизации) характер обтекания существенно меняется. Упрощенно говоря, в отверстие может «задувать» часть набегающего потока. Создавшееся в результате этого неправильное давление и попадет в корпус высотомера.

Следует обратить внимание на то, что с увеличением высоты аэродинамическая погрешность в среднем возрастает, поскольку увеличивается барическая ступень. Каждому миллиметру рт. ст. погрешности измерения давления соответствует все большее количество метров.

Очевидно, что *величина аэродинамической погрешности зависит от скорости, высоты полета и конфигурации ВС.*

Если рядом на одинаковой высоте и с одинаковой скоростью летят два ВС одного и того же типа в одинаковой конфигурации, то и воздух их будет обтекать совершенно одинаково. Следовательно, *аэродинамическая погрешность* при прочих равных условиях (скорость, высота, конфигурация) *будет одинаковой не только для каждого высотомера, установленного на ВС, но и для всех ВС данного типа.* Поэтому значения аэродинамической погрешности определяют один раз при летных испытаниях нового типа ВС. Значения этих погрешностей приведены в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ).

Суммарная (приборная) поправка. Инструментальные и аэродинамические погрешности высотомера принято складывать, образуя суммарную погрешность. . Величина, противоположная ей по знаку называется суммарной (а иногда – приборной) поправкой высотомера

$$\Delta H_{np} = \Delta H_{инс} + \Delta H_{аэр},$$

В данном выражении ΔH_{np} , $\Delta H_{инс}$, $\Delta H_{аэр}$ – соответственно суммарная (приборная), инструментальная и аэродинамическая *поправки* высотомера.

Значения аэродинамической поправки для каждой высоты берутся из РЛЭ, поскольку они одинаковы для всех высотомеров данного типа ВС. Инструментальные поправки, как показано ранее, определяются экспериментально для каждого экземпляра высотомера.

С учетом суммарных поправок для каждого экземпляра высотомера составляют бортовые таблицы, которые находятся в кабине летного экипажа и используются им при измерении и занятии высоты. В заголовке таблицы указываются тип и бортовой номер ВС, вид и номер высотомера, дата и ответственный за составление таблицы. В основной части таблицы указываются не значения поправок, как это делается, например, при составлении таблицы девиации магнитного компаса, а значения высот уже с учетом поправки. Каждому значению *заданной высоты эшелон* $H_{эш}$, в таблице соответствует *показание высотомера* H_{np} *на этой высоте* с учетом суммарной поправки:

$$H_{np} = H_{эш} - \Delta H_{np}$$

Это сделано для того, чтобы исключить возможность перепутать знак при учете поправки.

При занятии заданной высоты пилот обязан учитывать суммарную (приборную) поправку, то есть занимать высоту по прибору, определенную по таблице.

Методическая температурная погрешность. Данная погрешность называется методической, поскольку она обусловлена самим методом измерения высоты, заложенном в высотомере. Ее величина одинакова для всех барометрических высотомеров.

Как показано в начале данной главы, связь давления и высоты не является однозначной, она зависит еще и от характера изменения температуры воздуха с высотой. В градуировку барометрического высотомера заложен закон изменения температуры с высотой, соответствующий стандартной атмосфере. В реальной же атмосфере каждый день, каждый час и в разных географических пунктах зависимость температуры от высоты различна и, следовательно, зависимость давления от высоты отличается от стандартной атмосферы.

Давление на высоте полета, измеренное с помощью анероидной коробки, «преобразуется» барометрическим высотомером в барометрическую высоту по прибору H_{np} в соответствии с таблицей стандартной атмосферы. Фактическая же высота H_{ϕ} , то есть геометрическое расстояние по вертикали, будет другой.

Методическая температурная погрешность высотомера – это разность H_{np} и H_{ϕ} . Соответственно, методическая температурная поправка ΔH_t противоположна ей по знаку:

$$\Delta H_t = H_{\phi} - H_{np}.$$

На рис. 6.12 показаны две кривые зависимости давления от высоты при одном и том же давлении на уровне начала отсчета. Одна кривая соответствует температуре в стандартной атмосфере, а вторая соответствует условиям, когда температура ниже стандартной, например, зимой.

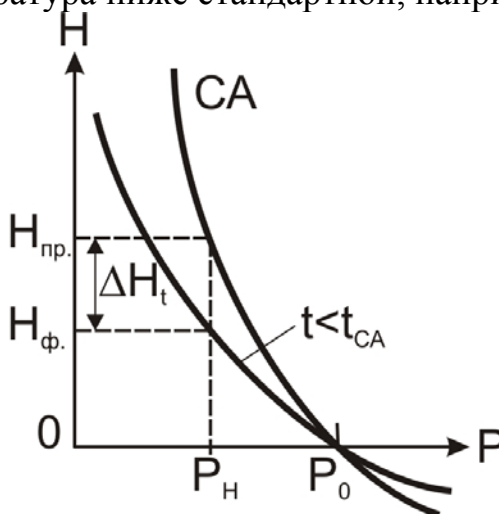


Рис. 6.12. Температурная погрешность высотомера

Можно видеть, что одному и тому же измеренному значению статического давления P_n соответствуют разные высоты. Барометрический высотомер, отградуированный по первой кривой, покажет H_{np} , независимо от того, какова температура. Фактическая же высота H_ϕ будет зависеть от того как именно, под каким наклоном идет вторая кривая, насколько она отклоняется от первой (стандартной) кривой. Чем больше температура отличается от стандартной, тем больше будет расхождение кривых, тем больше будут различаться приборная и фактическая высоты, тем больше будет температурная погрешность. Она может достигать десятков и сотен метров, особенно на больших высотах и при низких температурах.

Из рисунка также можно видеть, что на больших высотах (когда P_n мало) ΔH_t , вызванная расхождением кривых, больше, чем на малых высотах.

Рис. 6.12 соответствует случаю, когда фактическая температура *ниже (холоднее) чем температура в стандартной атмосфере*. В этом случае, как видно из рисунка, высота по прибору больше чем фактическая, то есть высотомер завышает высоту. Это самый неблагоприятный случай с точки зрения безопасности полетов. Например, пилот отсчитывает по высотомеру высоту 1000 м, а на самом деле высота 800 м. Это может угрожать столкновением с препятствием.

Таким образом, необходимо помнить: *в холодное время года (при температуре ниже стандартной) барометрический высотомер показывает высоту больше фактической. Методическая температурная поправка, то есть разность фактической и приборной высот, тем больше по абсолютной величине, чем сильнее температура отличается от стандартной и чем больше сама высота полета*. Например, если высота по прибору 10000 м, а температура у земли -40° , то при таких условиях фактическая высота менее 9000 м, то есть ΔH_t превышает километр!

На основе формулы Лапласа (6.2) можно получить следующую формулу для расчета поправки ΔH_t :

$$\Delta H_t = \frac{\Delta T}{T_{cp.\phi}} H_\phi, \quad (6.6)$$

где ΔT отклонение температуры от стандартной,

H_ϕ – фактическая (геометрическая) высота,

$T_{cp.\phi}$ – средняя абсолютная температура слоя воздуха между уровнем начала отсчета высоты и уровнем высоты полета. Рассмотрим пример.

Допустим ВС летит на абсолютной высоте $H_\phi=3500$ м. Известно, что на близлежащем аэродроме с превышением $H_{aэp}=2000$ м фактическая температура $t_\phi=-30^\circ$, а средняя температура слоя воздуха от уровня моря до высоты полета $t_{cp.\phi}=-35^\circ$ С. Какую высоту покажет высотомер, на шкале давлений которого установлено давление на уровне моря?

Найдем стандартную температуру на аэродроме.

$$t_{ca}=+15 - 6,5 \text{ Наэр [км]} = +15-6,5 \cdot 2 = +2^\circ \text{ C.}$$

Найдем отклонение фактической температуры на аэродроме от стандартной:

$$\Delta t = -30 - (+2) = -32^\circ.$$

Очевидно, что разность абсолютных температур (по Кельвину) равна разности температур по Цельсию, то есть $\Delta T = \Delta t = -32 \text{ K}$.

Средняя абсолютная температура слоя воздуха:

$$T_{cp.\phi} = 273 + t_{cp.\phi} = 273 + (-35) = 238.$$

Тогда температурная поправка равна:

$$\Delta H_t = \frac{-32}{238} 3500 = -471 \text{ м.}$$

Высотомер покажет барометрическую высоту по прибору

$$H_{np} = H_{\phi} - \Delta H_t = 3500 - (-471) = 3971 \text{ м.}$$

Поправка в данной формуле *вычитается* в соответствии с правилом учета поправок, поскольку осуществляется переход от фактической высоты, то есть более «истинной», к приборной высоте.

Таким образом, ВС летит фактически на высоте 3500 м над уровнем моря, а высотомер показывает 3971 м. Если же пилот займет по прибору 3500 м, как это, например, указано на схеме захода на посадку, то фактически ВС будет лететь примерно на 471 м ниже и может столкнуться с препятствиями.

Отсюда следует, что методическая температурная поправка высотомера должна обязательно учитываться при расчете безопасных высот полета, гарантирующих от столкновения с препятствиями, а также при заходе на посадку, то есть во всех случаях, когда необходимо знать фактическое расстояние до земли (препятствия).

Формула (6.6) является упрощенной, поскольку предполагает, что фактическая температура воздуха на всех высотах отклоняется от стандартной температуры на этих высотах на одну и ту же величину. На самом деле это, как правило, не так. Если вблизи уровня моря отклонение температуры от стандартной ($+15^\circ\text{C}$) может составлять десятки градусов (например, зимой температура может быть и -50°C), то на больших высотах отклонение на $20-30^\circ\text{C}$ встречается редко.

Также можно видеть, что расчет по этой формуле является несколько трудоемким и не очень удобным. Практические способы учета ΔH_t будут рассмотрены в главе учебного пособия, посвященной расчету безопасных высот.

Прочие погрешности. Перечисленные выше виды погрешностей барометрического высотомера являются основными и всегда присутствуют при измерении высоты. В некоторых случаях могут возникать и дополнительные погрешности. Их обычно невозможно учесть путем ввода соответствующих поправок. Но необходимо знать о существовании этих погрешностей, причинах их возникновения и стремиться избегать попадания в такие условия, когда они возникают.

1) *Погрешность из-за неточной установки давления на высотомере.* Барометрический высотомер показывает высоту относительно уровня той изобарической поверхности, давление которой установлено на его шкале давлений. Если же пилот случайно установил не то значение давления, которое требовалось, то высотомер будет показывать высоту уже от другого уровня. Возникнет погрешность измерения высоты по сравнению с тем ее значением, которое на самом деле необходимо знать пилоту. Нетрудно убедиться в том, что погрешности в один миллиметр ртутного столба соответствует погрешность в высоте, равная величине *барической ступени на уровне того давления, которое установлено на высотомере.*

Например, если вместо давления 760 мм рт.ст. пилот установил 758 мм рт. ст., то высотомер будет показывать высоту на 22 м меньше правильной, поскольку на уровне давления 760 мм рт.ст барическая ступень составляет 11 м/мм рт.ст. Величина этой погрешности *не зависит от того, на какой высоте летит ВС*, а зависит от величины *установленного* давления. То есть при устанавливаемых давлениях 750 и 710 мм рт.ст. погрешность будет разной, хотя и незначительно, но для каждого из этих значений будет одинакова и на высоте 600 м, и на 10 000 м.

Небольшие случайные погрешности установки давления, например, вызванные небрежностью пилота, не столь опасны, поскольку не столь велики. Гораздо хуже, когда пилот устанавливает *неверное значение* давления. Перед заходом на посадку на высотомере положено устанавливать давление аэродрома, значение которого пилоту сообщает диспетчер. Очевидно, что после его установки высотомер будет показывать относительную высоту над уровнем аэродрома. Если же пилот не расслышал или неправильно понял информацию диспетчера и, вследствие этого установил неправильное давление, то это может привести к катастрофе. Допустим, на горном аэродроме давление 650 мм рт.ст, а пилот по ошибке установил 750 мм рт.с. Это означает, что высотомер будет показывать высоту от уровня, который находится более чем на 1100 м ниже уровня аэродрома. И при снижении, когда прибор будет показывать 1100 м, произойдет столкновение с землей.

2) *Погрешность из-за запаздывания показаний высотомера.* Возникает в наборе или снижении ВС и вызвана тем, что воздух обладает вязкостью. При снижении ВС давление за бортом быстро увеличивается, но из-за вязкости воздуха давление в корпусе высотомера не сразу выравнивается с давлением за бортом. А ведь именно на это давление реагирует anerоидная коробка. Получается, что высотомер показывает высоту не фактическую, а ту, которая была несколько секунд назад. Он запаздывает в своих показаниях. Разумеется, в процессе набора высоты прибор показывает высоту меньше фактической, а при снижении – больше фактической.

Наибольшую опасность эта погрешность представляет при снижении. Во-первых, снижение обычно производится с большей вертикальной скоростью, чем набор, и, следовательно, величина погрешности больше. Во-вторых, при снижении высотомер *завышает* высоту, что мешает пилоту правильно оценить расстояние до земли (препятствия).

Подробных экспериментальных данных о зависимости величины запаздывания от вертикальной скорости и других факторов в научной литературе не имеется. Но известно, что для тех вертикальных скоростей, с которыми в нормальных условиях снижаются гражданские воздушные суда, погрешность из-за запаздывания невелика и составляет максимум несколько десятков метров. Но, например, при пикировании истребителя с вертикальной скоростью 250 м/с (900 км/ч) погрешность достигает 1000 м.

3) *Погрешность из-за локального изменения давления.* В горной местности, если воздушный поток (ветер) пересекает горный хребет примерно перпендикулярно к нему, то за хребтом образуется вихрь, в центре которого давление, в соответствии с законом Бернулли, меньше, чем в окружающей вихрь воздушной среде.

Если пилот выдерживает постоянную высоту по барометрическому высотомеру и самолет попадет в область пониженного давления, связанную с вихрем, то высотомер покажет увеличение высоты. Пилот подумает, что самолет начал набирать высоту и переведет его в снижение. Фактически при этом самолет снизится ниже заданной высоты, что в горной местности приведет к катастрофе.

Очень приближенная формула для оценки величины этой погрешности высотомера имеет вид

$$\Delta H \approx 0,1 u^2,$$

где u - скорость ветра в м/с.

Из данной формулы следует, например, что при скорости ветра 50 м/с погрешность высотомера составит 250 м.

В полете пилоту трудно определить возникновение такой погрешности и, тем более, ее величину. В связи с этим при построении схем захода на посадку на горных аэродромах для установления *заданных высот* используют повышенные запасы высоты над препятствиями.

6.6. Уровни начала отсчета барометрической высоты

В принципе, путем установки давления на шкале барометрического высотомера пилот может сам выбрать уровень, от которого он желает отсчитывать высоту. Но с точки зрения безопасности полетов необходимо, чтобы высоты всех ВС, выполняющих полеты в определенном районе или диапазоне высот, отсчитывались от одного и того же уровня. Поэтому авиационные нормативные документы строго устанавливают, в каких случаях какой уровень начала отсчета высоты следует использовать.

Барометрический высотомер показывает высоту относительно уровня той изобарической поверхности, давление на которой установлено на высотомере. В гражданской авиации высоты отсчитываются от изобарических поверхностей, соответствующих следующим видам давления.

1) *Стандартное давление $P = 760$ мм рт.ст. (1013,2 Гпа)*. Это давление используется в полетах по маршруту по правилам полетов по приборам (ППП). Стандартное давление – это постоянное число, соответствующее давлению на уровне моря в стандартной атмосфере. Разумеется, в реальной атмосфере изобарическая поверхность с этим давлением может располагаться как выше, так и ниже уровня моря. Все ВС выполняющие полеты по приборам, независимо от того, с какого аэродрома они вылетели, отсчитывают свою высоту от уровня изобарической поверхности с давлением 760 мм рт.ст. Для краткости обычно говорят «измеряют высоту по давлению 760».

Некоторые из используемых видов давления имеют общепринятые международные обозначения в виде трех латинских букв. *Стандартное давление обозначается QNE*. В настоящее время это обозначение не является сокращением каких-то слов. Оно установилось с тех времен, когда связь с самолетами велась азбукой Морзе. В те времена для сокращения радиосвязи многим авиационным терминам были присвоены трехбуквенные телеграфные коды.

2) *Давление аэродрома $Paэр$ (QFE)*. В Российской Федерации используется при взлете и посадке ВС. Давление на каждом аэродроме зависит от превышения аэродрома над уровнем моря, а также от текущих метеоусловий (погоды). Поэтому оно каждый день и каждый час разное. Перед вылетом экипаж узнает давление аэродрома во время предполетной подготовки, а перед заходом на посадку его сообщает экипажу диспетчер по управлению воздушным движением.

Но аэродром занимает определенную территорию, в пределах которой, из-за различия уровня рельефа, в разных точках давление несколько различается. В большинстве случаев под давлением аэродрома понимается давление на уровне порога той взлетно-посадочной полосы (ВПП), с которой самолет взлетает или на которую садится. Порогом же ВПП называется

начало той ее части, которая может быть использована для посадки ВС. Как правило, это начало искусственного покрытия ВПП (бетона).

Буква Q в обозначении QFE при назначении данного кода была взята из слова request (запрашивать), а буквы FE произошли от слов field elevation (превышение летного поля).

3) *Приведенное минимальное давление $P_{прив.мин.}$* . Это давление не имеет трехбуквенного обозначения, поскольку в международной практике оно не используется. В Российской Федерации по приведенному минимальному давлению выполняются полеты по правилам визуальных полетов (ПВП) ниже нижнего эшелона (то есть на малых высотах) при полете по маршруту или в районе авиационных работ. Как правило, такие полеты выполняет легкомоторная авиация.

Слово «приведенное» означает, что это не давление в какой-то точке на рельефе местности, а давление пересчитанное (приведенное) по барометрическим формулам к уровню моря. Если в какой-либо точке рельефа выкопать колодец до уровня моря и опустить туда барометр, то он покажет приведенное давление в данной точке местности. Таким образом, *приведенное давление – это просто давление на уровне моря в данном географическом пункте*. Конечно, оно определяется не экспериментально (с помощью колодца и барометра), а расчетным путем.

Приближенный расчет приведенного давления можно сделать и самостоятельно. Если в какой-либо точке на рельефе местности с высотой $H_{рел.}$ известно давление P , то приведенное давление составит

$$P_{прив} \cong P + \frac{H_{рел.}}{11}. \quad (6.7)$$

Поскольку рельеф местности обычно выше уровня моря, то давление на уровне моря больше, чем на высоте рельефа.

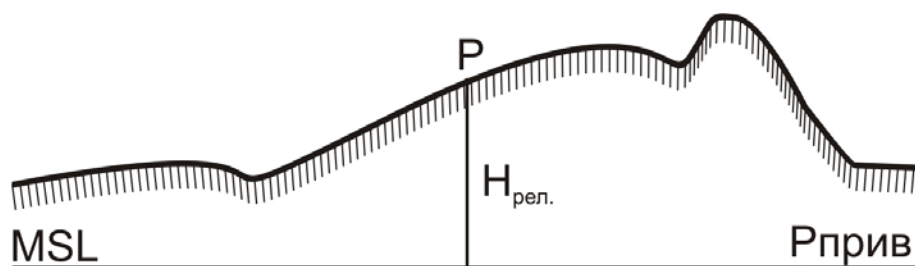


Рис. 6.13. Приведение давления

Данная формула является приближенной и дает правильный результат при высоте рельефа не более нескольких сотен метров. Ведь число 11 в ней – величина барической ступени на уровне моря, а на самом деле барическая ступень увеличивается с высотой. Разумеется, метеорологи приводят

давление к уровню моря по более точным формулам, в том числе с учетом фактической температуры воздуха.

В каждой точке на поверхности земли атмосферное давление различно и зависит в основном от высоты рельефа в данной точке. Чем высота больше, тем давление меньше. Если взять давление в разных точках рельефа и каждое из них привести к уровню моря с учетом рельефа каждой точки, то окажется ли оно одинаковым? Нет. Оно будет одинаковым, только если все изобарические поверхности параллельны уровню моря, как это имеет место, например, в стандартной атмосфере. В реальной же атмосфере изобарические поверхности имеют слабый изгиб. В районах с низким атмосферным давлением они опускаются, а в районах с высоким давлением – поднимаются. Поэтому, приведенные давления в разных точках на уровне моря окажутся разными.

Для выполнения полета по маршруту или в районе авиационных работ ниже нижнего эшелона пилоты устанавливают *наименьшее из приведенных давлений* по маршруту (или району), то есть самое маленькое. Оно и называется *минимальным приведенным давлением*.

На рис. 6.14 показано несколько изогнутых изобарических поверхностей, пересекающих уровень моря в разных точках маршрута. В этих точках пересечения приведенное давление равно давлению на этих изобарических поверхностях. На данном рисунке минимальное приведенное давление составляет 750 мм рт.ст.

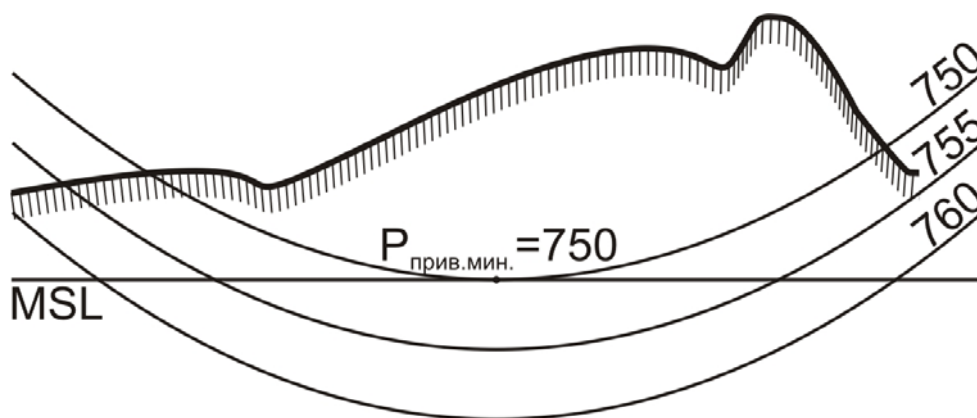


Рис. 6.14. Изобарические поверхности и минимальное приведенное давление

4) Давление аэродрома (или пункта), приведенное к уровню моря по стандартной атмосфере (QNH). Это давление используется в международной аэронавигации при взлете и посадке вместо QFE и при полете на малых высотах (ниже высоты перехода) вместо $P_{прив. мин.}$.

Буквы NH в обозначении давления произошли от слов nil height (нулевая высота).

Определение этого давления следующее.

QNH - это давление, которое необходимо установить на находящемся на аэродроме высотомере, чтобы высотомер показывал превышение (абсолютную высоту) аэродрома.

Рассмотрим это определение подробнее. Известно, что высотомер показывает высоту над уровнем той изобарической поверхности, давление которой на нем установлено. Поскольку, в соответствии с вышеприведенным определением, высотомер должен показывать высоту аэродрома над уровнем моря (абсолютную высоту), то отсюда, казалось бы, следует, что на высотомере должно быть установлено давление на уровне моря, то есть приведенное давление аэродрома. Получается, что QNH это и есть приведенное давление?

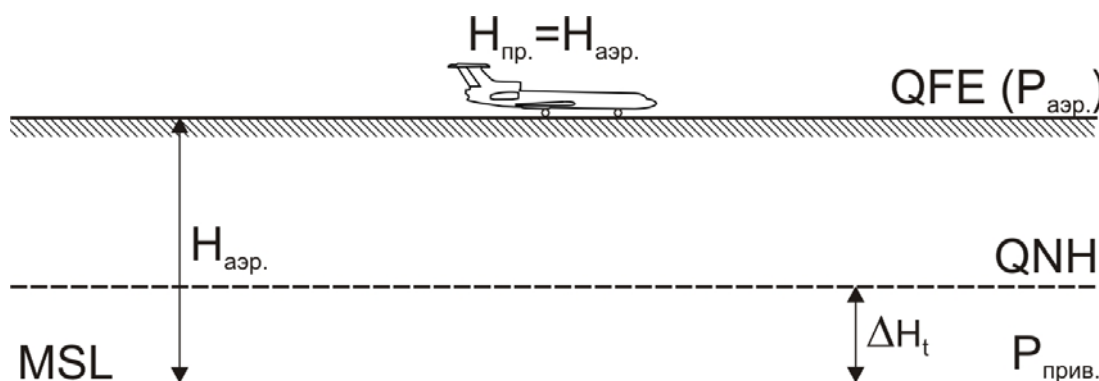


Рис. 6.15. Приведенное давление аэродрома и QNH

На самом деле все обстоит не совсем так. Пусть самолет с высотомером стоит на аэродроме. Предположим, что мы каким-либо образом узнали *приведенное давление аэродрома* (давление под аэродромом на уровне моря) и установили его на высотомере. Если бы атмосфера была стандартной, то высотомер, конечно, показал бы правильную абсолютную высоту аэродрома над уровнем моря. Но в условиях *нестандартной атмосферы* у высотомера имеется методическая температурная погрешность. Если превышение аэродрома, например, $H_{аэр.}=1000$ м, то зимой, когда высотомер показывает высоту больше фактической, он покажет, может быть, 1090 м. Следовательно, установленное на шкале $P_{прив}$ не является QNH , поскольку не соответствует его определению.

Но известно, что при вращении кремальеры установки давления, изменяется не только давление на шкале, но и высота, которую показывают стрелки высотомера. Следовательно, вращая кремальеру, можно установить стрелки на «правильную» высоту $H_{аэр.}=1000$ м. То давление, которое при этом окажется на шкале давлений и является QNH . Изобарическая поверхность этого давления отстоит от уровня моря на такое расстояние, на которое пришлось сместить стрелки высотомера, то есть на величину температурной погрешности. В приведенном примере – на 90 м.

Таким образом, QNH - это такое установленное давление, при котором находящийся на аэродроме высотомер показывает абсолютную высоту без температурной погрешности, то есть правильно. Видимо, в связи с этим среди пилотов распространено мнение, что при установке QNH высотомер показывает абсолютную высоту, то есть высоту над уровнем моря.

Для практического применения такое представление вполне допустимо, но нужно знать, что оно не является вполне точным. Оно совершенно верно только в стандартной атмосфере (тогда QNH и $P_{прив}$ совпадают), а в реальной атмосфере оно правильно только тогда, когда ВС находится на аэродроме. Когда самолет взлетит, все равно возникнет температурная погрешность, зависящая от высоты самолета над аэродромом.

Тем не менее, в международной практике высоту полета по давлению QNH принято называть словом «altitude», то есть тем же словом, что и абсолютную высоту.

На русском языке QNH можно назвать давлением аэродрома, приведенным к уровню моря *по стандартной атмосфере*. Действительно, если по точным барометрическим формулам пересчитать давление аэродрома к уровню моря с учетом реальных метеоусловий (фактического распределения температуры), то получим фактическое давление на уровне моря $P_{прив}$. Если же выполнить пересчет в предположении, что температура изменяется с высотой как в стандартной атмосфере, то получим QNH.

Разность между QNH и давлением на аэродроме QFE является постоянной для каждого аэродрома. Она не зависит ни от фактической температуры, ни от самого давления и численно равна превышению аэродрома $H_{аэр}$, выраженному в единицах давления в соответствии со стандартной атмосферой. Эта разность публикуется в Сборниках аэронавигационной информации на карте захода на посадку и используется для перехода от QFE к QNH и обратно. На рис. 6.16 приведен фрагмент карты захода на посадку. В левой части указано Apt.Elev 26 hPa, то есть, превышение аэродрома (airport elevation) 26 гПа.

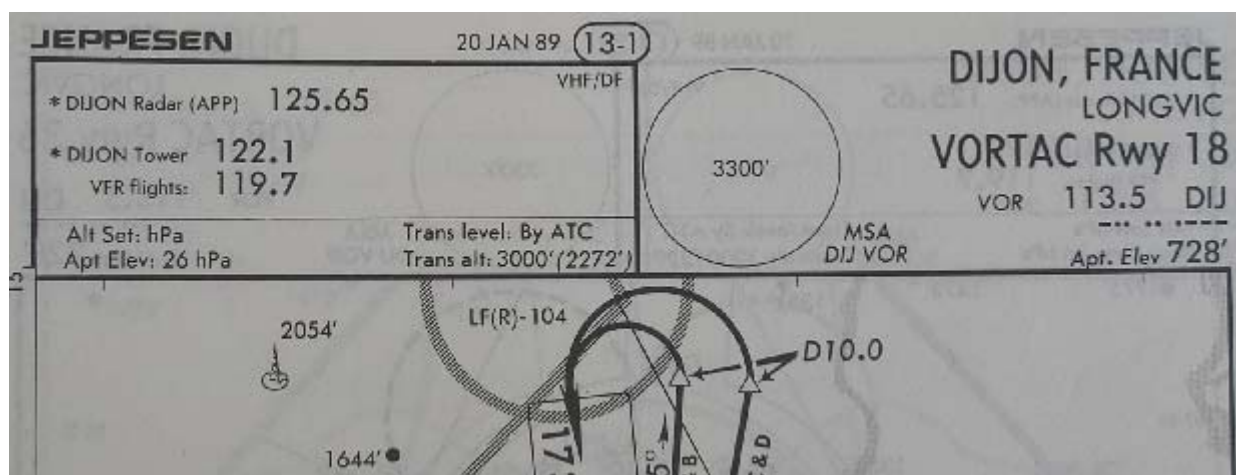


Рис. 6.16. Превышение аэродрома, выраженное в единицах давления

Рассмотрим пример. Пусть превышение аэродрома над уровнем моря составляет 350 м. Этой высоте в стандартной атмосфере соответствует давление 972 гПа, а уровню моря, разумеется, 1013 гПа. Разность этих давлений, то есть высота аэродрома, выраженная в единицах давления, составляет 41 гПа. Каковы бы ни были фактическое давление QFE и температура на аэродроме, QNH будет больше, чем QFE на 41 гПа. И если диспетчер сообщил экипажу, что, например, $QFE=955$ гПа, то экипаж легко определит $QNH=955+41=996$ гПа.

6.7. Вертикальное эшелонирование

Понятие эшелонирования. *Эшелонированием называется рассредоточение ВС в пространстве на безопасные интервалы для предотвращения столкновений ВС друг с другом.*

Численные значения этих интервалов, которые также называют *нормами эшелонирования*, устанавливаются нормативными авиационными документами. Ситуация в полете, когда расстояние между двумя ВС оказалось меньше установленного интервала эшелонирования, называется *опасным сближением*.

Пространство является трехмерным, то есть имеет три измерения. Соответственно существуют *три вида эшелонирования: вертикальное, боковое и продольное*. Для каждого из них установлены интервалы эшелонирования, определяющие допустимое расстояние между ВС по трем направлениям (выше-ниже, справа-слева, впереди-сзади). В данной главе рассматривается только вертикальное эшелонирование.

При вертикальном эшелонировании интервалы (нормы) эшелонирования представляют собой минимальные расстояния по вертикали между *заданными* траекториями полета. Например, если одному из ВС диспетчер установил заданную высоту полета 1200 м, а интервал эшелонирования установлен 300 м, то другому ВС, выполняющему полет по этому маршруту, диспетчер может задать высоту либо не более 900 м, либо, не менее 1500 м.

Разумеется, в полете из-за неточного измерения и выдерживания высоты разность высот двух ВС может оказаться и больше, и меньше интервала эшелонирования. Но само значение этого интервала и назначено с учетом того, чтобы даже при случайных отклонениях ВС не столкнулись друг с другом (если более точно – чтобы риск столкновения не превысил допустимого значения).

Система вертикального эшелонирования в Российской Федерации. Воздушные суда, выполняющие полеты по давлению 760 мм рт.ст, имеют право выполнять горизонтальный полет не на любых высотах, а только на некоторых их фиксированных значениях, называемых *эшелоном полета*.

Эшелоны – это как бы ступеньки, на которых можно выполнять горизонтальный полет. Так же, как человек не может стоять между двух ступенек, так же и ВС не имеет право лететь на высотах, не совпадающих с эшелонами. Но человек может подниматься или спускаться по лестнице. И ВС может в наборе высоты или в снижении пересекать все высоты.

Все эшелоны являются барометрическими высотами, измеренными по давлению 760 мм рт.ст (1013.2 гПа). Наименьшим в принципе возможным является эшелон 900 м. Последующие эшелоны идут с шагом, равным установленному интервалу эшелонирования. Но этот интервал является различным в разных диапазонах высот.

На высотах ниже 8100 он составляет 300 м, от 8100 до 13100 – 500 м, а выше 13100 – 1000 м.

Однако не любой из установленных эшелонов можно использовать для полета в любом направлении. В Российской Федерации установлена *полукруговая система эшелонирования* и используются различные эшелоны в зависимости от того, выполняется полет на восток или на запад. Направление полета определяется по направлению линии заданного пути, а именно – в зависимости от *заданного истинного путевого угла*.

При полетах с ЗИПУ от 0° до 179° включительно используются следующие эшелоны (высоты указаны в метрах):

900, 1500, 2100, 2700, 3300, 3900, 4500, 5100, 5700, 6300, 6900, 7500, 8100, 9100, 10100, 11100, 12100, 14100...

Если в перечисленных значениях отбросить два нуля, то полученные числа окажутся нечетными. Поэтому эшелоны для полета на восток называют нечетными (odd).

При полетах с ЗИПУ от 180° до 359° включительно используются следующие эшелоны:

1200, 1800, 2400, 3000, 3600, 4200, 4800, 5400, 6000, 6600, 7200, 7800, 8600, 9600, 10600, 11600, 13100, 15100...

В этих значениях, если отбросить два нуля, полученные числа четные (за исключением эшелонов, которые выше 12000), поэтому их называют четными (even).

Таким образом, эшелоны чередуются – нечетный, четный- нечетный...

А между смежными *попутными* эшелонами интервал оказывается удвоенным – сначала 600 м, затем 1000, затем 2000 м.

Каждый пилот должен знать перечень эшелонов и хорошо понимать направления полетов на эшелонах. Так же, как кассир в магазине хорошо знает, какие купюры находятся в обращении и не примет от покупателя «купюру» достоинством в 300 руб, так же и пилот никогда не займет «эшелон», например, 6500 м, поскольку его не существует.

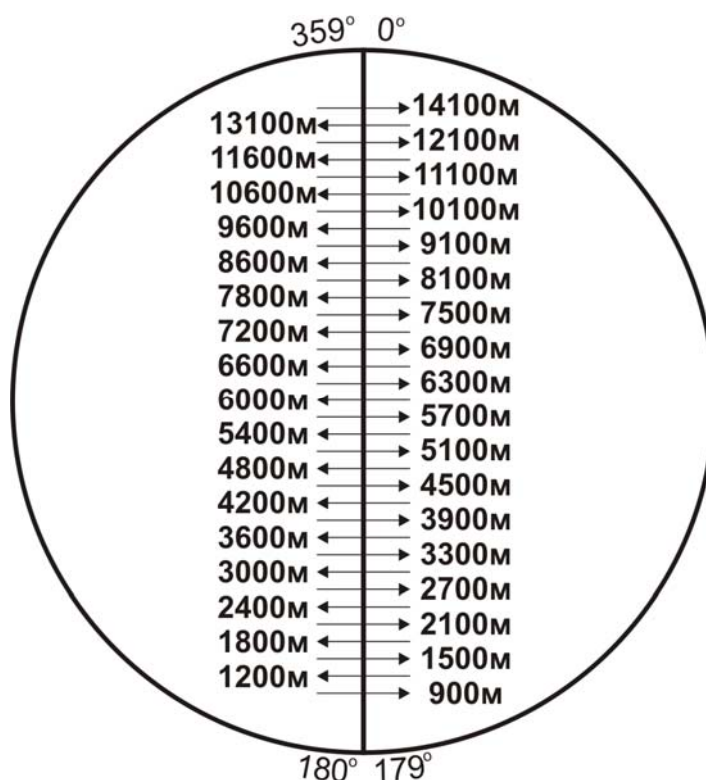


Рис. 6.17. Система вертикального эшелонирования РФ

Система вертикального эшелонирования ИКАО. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) в настоящее время предусматривает две несколько различных системы эшелонирования. Одна из них, традиционная, на протяжении многих лет используется в разных странах. Вторая, сравнительно новая, использует уменьшенные сокращенные интервалы эшелонирования. С 1994 г. она постепенно начинает использоваться во все большем количестве регионов мира.

На английском языке эшелон – это Flight Level, сокращенно FL. Высота за рубежом измеряется в футах. Каждый эшелон имеет свой номер, равный высоте эшелона, выраженной в сотнях футов. Например, FL 250 соответствует высоте 25000 футов (это примерно 7600 м).

Система эшелонирования ИКАО также является полукруговой, но направление полета (восток или запад) определяется не истинным, как в России, а заданным магнитным путевым углом.

При ЗМПУ от 0° до 179° эшелоны нечетные (odd), а при ЗМПУ от 180° до 359° – четные (even).

В *традиционной системе эшелонирования* (CVSM, Conventional Vertical Separation Minimums) интервал эшелонирования составляет 1000 футов (примерно 300 м) до эшелона FL 290 (соответствует высоте 8850 м), а на более высоких эшелонах интервал 2000 ф (примерно 600 м). Соответственно, *попутные* эшелоны следуют сначала через 2000 ф, а затем через 4000 ф.

Нечетные эшелоны (на восток): FL 10, 30, 50, 70,...250, 270, 290, 330, 370, 410...

Четные эшелоны (на запад): FL 20, 40, 60,...260, 280, 310, 350, 390...

В *новой системе сокращенных интервалов эшелонирования* (RVSM, Reduced Vertical Separation Minimums) интервал в 1000 фт сохраняется до эшелона FL 410, и только выше становится, как и в традиционной системе, равным 2000 ф.

Нечетные эшелоны (на восток): FL 10, 30, 50, ...370, 390, 410, 450, 490...

Четные эшелоны (на запад): FL 20, 40, 60, ...360, 380, 400, 430, 470, 510...

Для выполнения полетов в тех районах, в которых установлены сокращенные нормы вертикального эшелонирования, допускаются только те ВС, которые подтвердили соответствие установленным требованиям, касающимся точности измерения и выдерживания высоты, надежности системы и т.п.

В воздушном пространстве Российской Федерации RVSM на 2009 введены только в Калининградском районе управления воздушным движением (УВД) и над акваторией Черного моря в Ростовском районе УВД.

Не следует считать, что везде за рубежом, кроме Российской Федерации, действует система эшелонирования ИКАО. Во многих странах национальные системы эшелонирования существенно отличаются от рекомендованной ИКАО.

6.8. Правила установки давления на шкале барометрического высотомера

Поскольку полеты на разных высотах и на разных этапах полета выполняются по различным давлениям, установлены строгие правила, определяющие когда, в каком порядке и какое давление необходимо устанавливать на высотомере. Это необходимо для того, чтобы все ВС в определенном объеме воздушного пространства отсчитывали высоту от одного уровня.

Рассмотрим порядок установки давления *при полете по ППП*.

Перед вылетом все члены экипажа на своих высотомерах должны установить стрелки на нулевое значение высоты. При этом на шкале давлений должно оказаться давление аэродрома $P_{\text{аэр}}(QFE)$. Значение фактического давления на аэродроме известно экипажу в результате предполетной метеорологической консультации. Если давление на высотомере отличается от фактического на величину более установленной, то вылет запрещается и экипаж обязан вызвать технический состав для замены высотомера. Допустимое расхождение зависит от типа высотомера и температуры наружного воздуха. Обычно оно составляет 1-1,5 мм рт.ст.

Следует заметить, что *за рубежом* взлет и посадка выполняются по давлению QNH. При этом принята противоположная технология предполетной проверки высотомера: экипаж устанавливает QNH и проверяет, показывают ли стрелки абсолютную высоту аэродрома.

Поскольку перед взлетом на высотомере установлено $P_{\text{аэр}}$, то высотомер показывает относительную высоту над уровнем аэродрома. После отрыва ВС от ВПП эта высота растет и когда она достигает *высоты перехода*, все члены экипажа на своих высотомерах должны установить стандартное давление 760 мм рт.ст. Руководство по летной эксплуатации данного типа ВС и Руководство по производству полетов эксплуатанта (авиакомпания) определяют порядок выполнения процедуры установки давления: в какой последовательности члены экипажа должны это делать и что при этом докладывать командиру ВС.

Высота перехода $H_{\text{пер}}$ – это установленная высота для перевода шкалы давления барометрического высотомера на стандартное давление при наборе высоты полета. Высота перехода установлена на каждом аэродроме и публикуется в документах аэронавигационной информации. Она отсчитывается от уровня аэродрома, то есть является относительной высотой.

За рубежом, если взлет выполняется по QNH, то высота перехода (transition altitude) является абсолютной высотой. В некоторых странах установлена единая высота перехода для всего воздушного пространства страны. Ниже нее выполняются полеты по QNH, а выше – по QNE.

После установки стандартного давления дальнейший набор высоты, горизонтальный полет и снижение выполняются по стандартному давлению 760 мм рт.ст (1013 гПа). Но выполнять заход на посадку и посадку по этому давлению невозможно. Ведь уровень изобарической поверхности с давлением 760 мм рт. ст. изменяет свое положение в зависимости от метеоусловий и вовсе не совпадает ни с уровнем аэродрома, ни с уровнем моря. Поэтому при достижении воздушным судном в процессе снижения установленного *эшелона перехода* все члены экипажа должны выполнить процедуру установки на высотомерах давления аэродрома $P_{\text{аэр}}$ (QFE).

Эшелон перехода (transition level) $H_{\text{эш.пер}}$ – это установленный эшелон полета для перевода шкалы давления барометрического высотомера со стандартного давления на давление аэродрома.

Как и у всех эшелонов, его высота эшелона перехода отсчитывается от уровня изобарической поверхности с давлением 760 мм рт.ст. Эшелон перехода публикуется в документах аэронавигационной информации. Он может быть постоянным для данного аэродрома, может зависеть от величины атмосферного давления на аэродроме, может не иметь фиксированного значения, а каждый раз сообщаться экипажу диспетчером.

Как уже отмечалось, установка давления аэродрома – весьма ответственная операция с точки зрения безопасности полетов. При ошибочной установке давления ВС может столкнуться с землей. Поэтому авиакомпанией устанавливается процедура (порядок) установки давления и

проверки его правильности. Кроме того, после установки давления экипаж должен сообщить диспетчеру так называемую *контрольную высоту*, а диспетчер проверяет ее правильность. Контрольная высота – это значение высоты, которое должен показывать высотомер, находящийся на эшелоне перехода, после установки на нем давления аэродрома. Например, эшелон перехода 1500 , а давление аэродрома 740 мм рт.ст. При занятии самолетом эшелона перехода по давлению 760 мм рт.ст показания высотомера, разумеется, составляют 1500 м. Но после перестановки давления изменятся и показания стрелок высотомера на величину, соответствующую изменению давления. Примем, что барическая ступень составляет 11 м/мм рт.ст. Тогда показания высотомера уменьшатся на $(760-740) \times 11 = 220$ м и составят 1280 м. Это и есть контрольная высота.

После установки давления аэродрома высота полета отсчитывается от уровня аэродрома вплоть до посадки. После посадки на высотомере должно быть нулевое значение высоты.

При снижении на зарубежные аэродромы эшелон перехода служит для установки на высотомерах давления QNH. В некоторых случаях, по разрешению диспетчера допускается устанавливать QNH не на эшелоне перехода, а еще перед снижением на эшелоне полета.

Как уже отмечалось, можно приближенно считать, что высотомер при установке QNH показывает абсолютную высоту. Поэтому после посадки высотомер должен показывать превышение (абсолютную высоту) аэродрома.

Следует обратить внимание, что высота перехода и эшелон перехода – это разные понятия и величины. Они используются в разных целях и отсчитываются от разных уровней. Эшелон перехода – от уровня 760 мм рт.ст., а высота перехода – от уровня аэродрома (при взлете по QFE) или от уровня моря (при взлете по QNH).

Уровни высоты и эшелона перехода не совпадают. Эшелон перехода всегда выше.

Диапазон высот между высотой перехода и эшелоном перехода называется переходным слоем. Горизонтальный полет в переходном слое запрещен, его можно только пересекать в наборе или снижении. Это требование необходимо для обеспечения безопасности полетов. Ведь вылетающие ВС, находящиеся в переходном слое, отсчитывают высоту по стандартному давлению, а снижающиеся ВС – по давлению аэродрома. Даже зная численные значения высот этих ВС, диспетчеру трудно обеспечить между ними требуемый вертикальный интервал.

Если же полет будет выполняться не на эшелоне по давлению 760 мм рт.ст., а *ниже нижнего эшелона по приведенному минимальному давлению*, то взлет также выполняется по давлению аэродрома, а $P_{прив.мин}$ устанавливается на высотомере при выходе ВС из зоны взлета и посадки (аэродромного круга полетов), то есть примерно на удалении 25-30 км от аэродрома. В документах аэронавигационной информации могут быть опубликованы и конкретные рубежи установки давления.

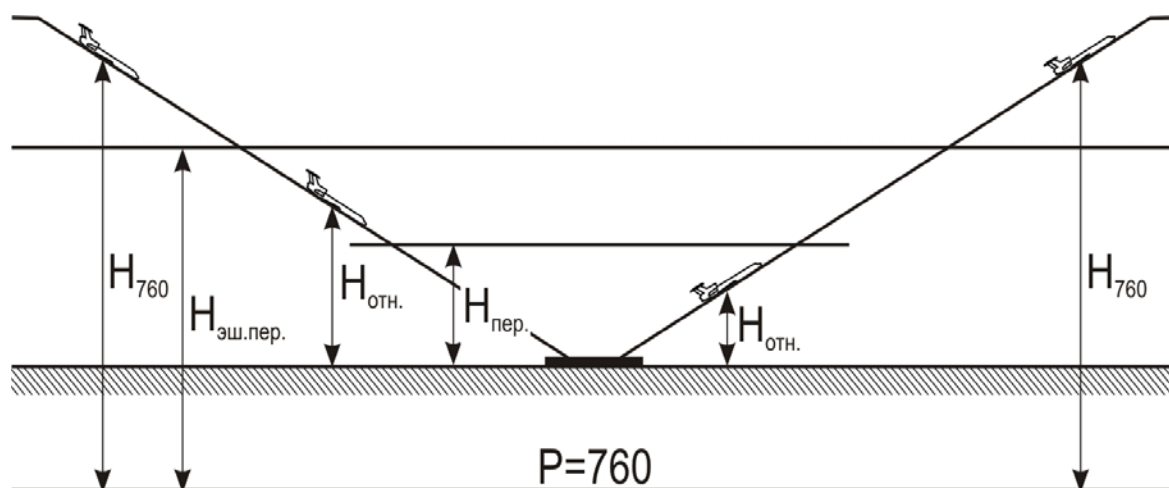


Рис. 6.18. Высота и эшелон перехода

Полет по маршруту выполняется по минимальному приведенному давлению, значение которого предоставлено метеорологическими службами во время предполетной подготовки. При входе в зону взлета и посадки аэродрома назначения (или при пересечении опубликованного рубежа) экипаж устанавливает давление аэродрома посадки.

За рубежом в аналогичных случаях весь полет от взлета до посадки выполняется по QNH, но значение этого давления в процессе полета меняется, поскольку зависит от распределения барических систем (циклонов и антициклонов). QNH различно на аэродромах вылета и посадки, меняется оно и вдоль маршрута. Текущее значение QNH для района своего местонахождения пилот получает по радиосвязи от диспетчера или оператора полетно-информационного обслуживания.

6.9. Расчет рубежей снижения и набора высоты

Полеты современных ВС выполняются на больших высотах, поэтому снижение с высоты эшелона для выполнения посадки на аэродроме назначения занимает несколько минут и должно быть начато на достаточно большом расстоянии от аэродрома.

Рубежом начала снижения называется точка на маршруте, в которой необходимо начать снижение с установленной вертикальной скоростью, чтобы занять заданную высоту в заданной точке в районе аэродрома.

Соответственно *удаление рубежа начала снижения* $S_{сн}$ – расстояние, пройденное ВС при снижении, то есть расстояние от точки начала снижения до точки, в которой должна быть занята заданная высота.

Удаление рубежа снижения рассчитывается во время предпосадочной подготовки, которая проводится приблизительно за 10 мин до начала снижения. Цель расчета заключается в том, чтобы ВС, снижаясь с

установленной РЛЭ вертикальной скоростью, при пролете заданной диспетчером точки оказалось на заданной высоте $H_{зад}$. Пролет точки на высоте более заданной приведет к нарушению установленной схемы захода на посадку, может потребовать для дальнейшего снижения слишком большой вертикальной скорости, превышающей допустимую. Кроме того, может произойти опасное сближение ВС. Ведь диспетчер, назначая всем ВС заданные высоты, обеспечивает между ними безопасные интервалы по высоте.

К опасному сближению с другими ВС, а также к столкновению с препятствиями может привести и слишком раннее занятие заданной высоты, еще до пролета назначенной точки. Кроме того, в этом случае ВС будет вынуждено выполнять полет до заданной точки на малой высоте, что приведет к перерасходу топлива, поскольку на малых высотах часовой расход топлива больше.

Для расчета рубежа снижения в первую очередь необходимо рассчитать высоту, которую необходимо потерять, то есть разность высот ΔH между высотой эшелона $H_{эш}$, на которой выполняется полет и заданной высотой $H_{зад}$. Высота эшелона всегда отсчитывается от уровня 760 мм рт.ст. Если заданная высота $H_{зад}$ находится выше эшелона перехода, то она также отсчитывается от этого уровня. В этом случае

$$\Delta H = H_{эш} - H_{зад}.$$

Например, полет выполняется на эшелоне 8600, а диспетчер задал снижение до эшелона 5700. Очевидно что потерять необходимо

$$\Delta H = 8600 - 5700 = 2900 \text{ м.}$$

Но часто заданная высота находится ниже эшелона перехода и, следовательно, отсчитывается от уровня аэродрома. В этом случае при определении разности высот ΔH необходимо учесть разность уровней аэродрома и уровня изобарической поверхности 760 мм рт. ст. (рис. 6.19).

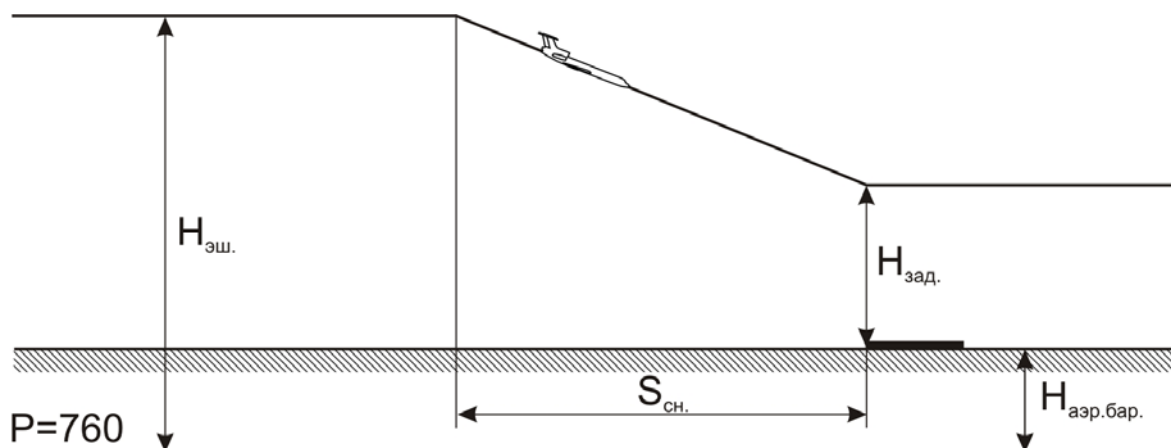


Рис. 6.19. К расчету рубежа снижения

Как уже отмечалось, эта разность высот, то есть высота аэродрома над уровнем изобарической поверхности $P=760$ мм рт.ст., называется

барометрической высотой аэродрома $H_{\text{аэр.бар}}$. Она не совпадает с превышением аэродрома на уровнем моря, поскольку в зависимости от метеоусловий (величины $P_{\text{аэр}}$) уровень давления 760 мм рт.ст. может находиться на разной высоте – как ниже, так и выше уровня моря и аэродрома.

Поскольку давление на аэродроме известно, барометрическая высота аэродрома может быть определена с помощью барической ступени

$$H_{\text{аэр.бар}} = (760 - P_{\text{аэр}}) \cdot 11.$$

Если давление на аэродроме превышает 760 мм рт.ст., то есть соответствующая изобарическая поверхность лежит выше уровня аэродрома, то, в соответствии с данной формулой $H_{\text{аэр.бар}}$ будет отрицательной.

Таким образом, разность высот ΔH может быть рассчитана по формуле

$$\Delta H = H_{\text{эи}} - H_{\text{зад}} - H_{\text{аэр.бар}}$$

Далее необходимо рассчитать время снижения $t_{\text{сн}}$. Для этого необходимо знать вертикальную скорость снижения $V_{\text{в}}$. Ее величина зависит от типа ВС, режима снижения, выбранного экипажем, а также может быть разной на разной высоте. Для расчета обычно используется среднее значение вертикальной скорости, которое может быть определено с помощью РЛЭ или из опыта предшествующих полетов

Поскольку ΔH – расстояние по вертикали, а V – вертикальная скорость, то

$$t_{\text{сн}} = \frac{\Delta H}{V_{\text{в}}}.$$

Поскольку разность высот измеряется в метрах, а вертикальная скорость – в метрах в секунду, то время по данной формуле получится в секундах. Это не очень удобно. Очевидно, что для получения времени в минутах, результат расчета необходимо разделить на 60 (количество секунд в минуте).

На НЛ-10М время снижения можно определить по ключу, представленному на рис. 6.20.

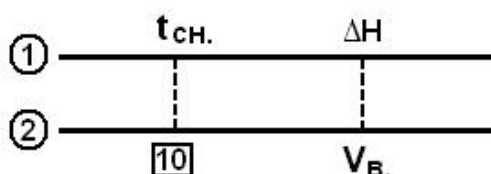


Рис. 6.20. Расчет времени снижения

Значение ΔH устанавливается в самой правой части первой шкалы (там, где на НЛ-10М написано слово «Скорость»). Под него подводится значение V_e также по самой правой декаде шкалы 2 (цифры 2,3. ... 15 на шкале следует рассматривать как метры в секунду).

Результат расчета, то есть время снижения, отсчитывается напротив цифры 10 в «квадратике», причем его значение получится в минутах.

После того, как найдено время снижения, не составляет труда определить и удаление рубежа снижения $S_{сн}$. Ведь это не что иное, как расстояние, пройденное ВС за это время и его можно найти по известному уже ключу на рис. 4.8.

Для определения $S_{сн}$ необходимо знать среднюю путевую скорость на снижении $W_{сн}$. Точное ее значение определить трудно. Во-первых, при снижении уменьшается истинная скорость, во-вторых, меняется и ветер, поскольку он различен на разных высотах. Обычно, истинная скорость принимается *средней истинной скорости* на снижении, определенной по опыту эксплуатации данного типа самолета. Если нет достоверных данных о распределении ветра по высотам, то направление ветра принимается таким же, как на эшелоне (высоте) полета, а его скорость равной половине (при снижении с больших высот – двум третьим) скорости на эшелоне. Это связано с тем, что скорость ветра с уменьшением высоты обычно уменьшается. По полученным таким образом средней истинной скорости и ветру путем решения навигационного треугольника скоростей рассчитывается $W_{сн}$.

Разумеется, в результате использования полученных таким образом неточных исходных данных (истинная скорость и ветер на самом деле могут оказаться несколько иными), из-за неточного выдерживания вертикальной скорости, возможного несвоевременного начала снижения и по любым другим причинам может оказаться, что ВС снижается слишком быстро или слишком медленно и не выйдет в назначенную точку на заданной высоте. Поэтому в процессе снижения экипаж должен один-два раза провести *контроль* и, при необходимости, *коррекцию снижения*, то есть уточнить требуемое значение вертикальной скорости. Решение этой задачи основано по сути на тех же формулах и ключах, что и расчет рубежа снижения. Но только не по вертикальной скорости определяется время снижения, а по оставшемуся времени определяется требуемая вертикальная скорость.

Рассмотрим пример расчета рубежа снижения и коррекции вертикальной скорости.

Полет выполняется на $H_{эш}=9100$ м, заданная высота $H_{зад}=900$ м по давлению аэродрома $P_{аэр}=735$ мм рт.ст, вертикальная скорость $V_e = 8$ м/с, средняя путевая скорость $W_{сн} = 530$ км/ч.

Найдем высоту ΔH , которую необходимо потерять:

$$\Delta H = H_{эш} - H_{зад} - (760 - 735)11 = 9100 - 900 - 275 = 7925.$$

По ключу на рис. 6.20 найдем время снижения $t_{сн}=16,5$ мин. По ключу на рис. 4.8 найдем пройденное за это время расстояние, то есть удаление рубежа начала снижения $S_{сн}=142$ км.

В полете экипаж, зная расчетное время прибытия в заданную точку и время снижения $t_{сн}$, легко определяет время начала снижения, а по значению $S_{сн}$ – точку на маршруте, в которой снижение должно быть начато. При подходе к этой точке экипаж запрашивает у диспетчера разрешение на начало снижения и, после его получения, начинает снижаться по расчету.

Продолжим рассмотрение данного примера. Допустим, на удалении 90 км от точки, на которую необходимо снизиться, фактическая высота по высотомеру оказалась $H_{ф}=6900$ м, а фактическая путевая скорость составила 500 км/ч. Необходимо проконтролировать правильность выдерживаемой $V_в$.

Найдем высоту, которую осталось потерять на данный момент:

$$\Delta H = H_{ф} - H_{зад} - (760 - 735)11 = 6900 - 900 - 275 = 5725.$$

Найдем оставшееся время полета до точки по оставшемуся расстоянию и путевой скорости (ключ на рис. 4.8) $t_{ост}=10.7$ мин.

По ключу на рис. 6.20, по известным ΔH и $t_{ост}$ найдем требуемую вертикальную скорость $V_в=9$ м/с. Следовательно, вертикальную скорость по сравнению с первоначально выдерживаемой необходимо увеличить, поскольку ВС несколько запаздывает со снижением.

В воздушном пространстве могут быть установлены ограничения по максимально допустимой истинной скорости и вертикальной скорости, которые могут быть разными в различных диапазонах высот. В этом случае задачу по расчету снижения необходимо решать по частям, определив время и расстояние снижения для каждого из диапазонов высот.

В данном параграфе рассмотрен порядок расчета *снижения*. При необходимости рассчитать время и удаление *набора высоты*, расчет выполняется аналогично. Разница заключается только в том, что ВС набирает высоту, а не снижается, но на расчетных формулах это, конечно, не сказывается.

7. ИЗМЕРЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

7.1. Теоретические основы измерения воздушной скорости

Скорости ВС являются важными навигационными элементами полета и характеризуют, насколько быстро перемещается ВС относительно какого-либо объекта. Как показано выше, скорость перемещения ВС относительно земной поверхности называется *путевой скоростью*. Она широко применяется в навигации для определения пройденного расстояния и решения других задач. На ее величину заметное влияние может оказать ветер, то есть горизонтальное перемещение воздушных масс, на которых «держится» ВС. Технические средства, позволяющие в полете измерить *путевую скорость*, будут рассмотрены в последующих главах.

Скорость перемещения ВС относительно воздуха называется *истинной воздушной скоростью*. На ее величину ветер, конечно, никакого влияния не оказывает. Она также широко используется в навигации для расчета *путевой скорости*, угла сноса и других навигационных элементов.

Истинная скорость, так же, как и *путевая*, – это скорость в прямом физическом смысле слова. Но приборов для ее прямого непосредственного измерения на воздушных судах не устанавливается. Истинную скорость измеряют косвенным путем с помощью приборов, называемых *указателями скорости*. В силу принципа своего действия и конструкции эти приборы фактически измеряют не истинную скорость, а другую величину, которую условно называют *приборной скоростью*. Приборная скорость не является скоростью перемещения ВС относительно какого-либо объекта, то есть в физическом смысле это вообще не скорость. Аналогично тому, как показания барометрического высотомера, измеряющего на самом деле давление, называют барометрической высотой, хотя она и не является высотой в геометрическом смысле.

Измерение воздушных скоростей осуществляется *аэрометрическим методом*, то есть путем измерения давлений. Метод основан на уравнении Д.Бернулли (1738), которое выражает закон сохранения энергии применительно к струйке газа (воздуха), обтекающей приемник воздушного давления.

В общем случае газ обладает следующими видами энергии:

- кинетической энергией, связанной с движением газа,
- энергией давления газа, благодаря которому он может выполнять работу,
- потенциальной энергией, зависящей от высоты расположения струйки газа над землей,
- внутренней (тепловой) энергией.

Энергия газа не появляется и не исчезает, но может переходить из одного вида в другой. Если в струйке газа рассмотреть два различных ее

поперечных сечения, то в каждом из них сумма всех видов энергии будет одинаковой (рис.7.1).

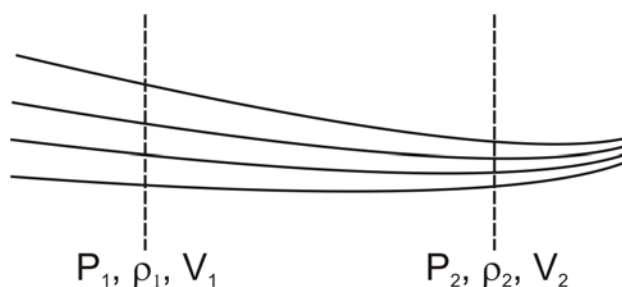


Рис. 7.1. Сечения в струйке воздуха

Если не учитывать потенциальную и внутреннюю энергию, считая, что в обоих сечениях она постоянна, то уравнение Бернулли будет иметь вид:

$$\frac{\rho_1 V_1^2}{2} + P_1 = \frac{\rho_2 V_2^2}{2} + P_2, \quad (7.1)$$

где ρ – плотность воздуха,

V – скорость струйки,

P – давление воздуха соответственно в первом и втором сечениях струйки.

Данное уравнение и выражает закон сохранения энергии для единичного объема газа. Первые члены, как в левой, так и в правой частях уравнения, соответствуют кинетической энергии струйки, а вторые члены – энергии давления. В этом уравнении связаны между собой скорость потока воздуха и его давление.

В указателях скорости используется приемник воздушного давления (ПВД), уже упоминавшийся в главе об измерении высоты. Но теперь в этом приемнике используется также и то отверстие, которое направлено навстречу набегающему потоку воздуха. Скорость потока, конечно, равна скорости движения ВС относительно воздуха, то есть истинной воздушной скорости. Таким образом, принцип определения скорости основан на измерении давления, поскольку эти величины связаны между собой уравнением Бернулли.

7.2. Однострелочные указатели скорости

В уравнение Бернулли входят плотности воздуха ρ в обоих сечениях струйки. Для небольших скоростей (до 400-450 км/ч) и высот полета (до 4000-5000 м) воздух можно считать *несжимаемым* и, следовательно, плотность воздуха в обоих сечениях считать одинаковой ($\rho_1 = \rho_2 = \rho_H$).

Исходя из этого предположения конструируются и градуируются *однострелочные* указатели скорости, устанавливаемые на ВС с не очень большими скоростями и высотой полета. К ним относятся, например, УС-350, УС-450.

Рассмотрим струйку воздуха, обтекающего ПВД и рассмотрим два ее сечения. Первое сечение возьмем на некотором расстоянии перед ПВД, а второе – на входе в ПВД (рис. 7.2).

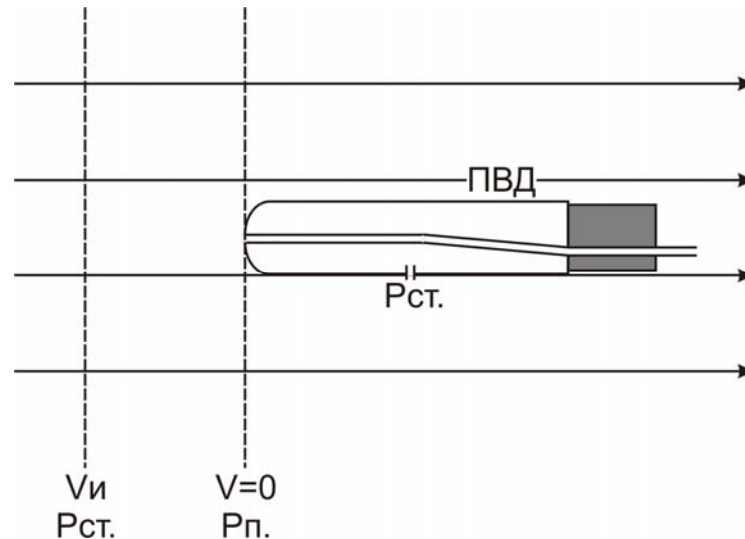


Рис. 7.2.. Сечения струйки воздуха перед ПВД

В первом сечении скорость потока V_1 равна истинной воздушной скорости $V_{и}$, а давление P_1 – это статическое давление $P_{ст}$, то есть давление P_H на данной высоте полета.

Во втором сечении, на входе в ПВД, скорость потока относительно ВС равна нулю ($V_2=0$), он полностью затормаживается. Но его кинетическая энергия не исчезает, а переходит в энергию давления. Давление P_2 на входе в ПВД называется *полным давлением* $P_{п}$. Его название объясняется тем, что оно складывается из двух частей: статического давления $P_{ст}$, которое поступало бы в приемник даже при неподвижном ВС, и дополнительного динамического давления $P_{д}$, которое возникло из-за скорости набегающего потока.

С учетом изложенного, уравнение (7.1) примет вид:

$$\frac{\rho_H V^2}{2} + P_{ст} = P_{п},$$

откуда можно получить

$$P_{д} = P_{п} - P_{ст} = \frac{\rho_H V^2}{2},$$

Динамическое давление P_d по-другому называется *скоростным напором* и в этом случае обозначается q . Эта величина является очень важной, в том числе, в аэродинамике. Название ее объясняется тем, что чем больше скорость, тем больше q . А на неподвижном ВС воздух вообще никакого «напора» не создает.

Тогда

$$q = \frac{\rho_H V^2}{2},$$

откуда можно выразить истинную скорость

$$V_H = \sqrt{\frac{2q}{\rho_H}}. \quad (7.2)$$

Из данной формулы следует, что для определения истинной скорости необходимо знать скоростной напор и плотность воздуха на высоте полета.

Скоростной напор

$$q = P_d = P_H - P_{ст}$$

непосредственно измеряется в указателе скорости.

Измерение скоростного напора осуществляется следующим образом (рис. 7.3).

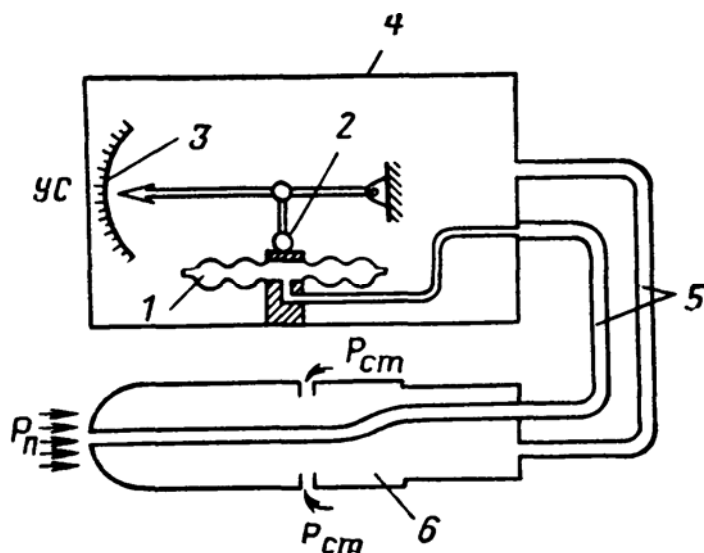


Рис. 7.3. Принципиальная схема работы указателя скорости УС-450К:

Полное давление набегающего потока от приемника воздушного давления 6 подается внутрь манометрической коробки 1, находящейся внутри корпуса указателя скорости 4. В сам корпус по трубопроводам 5

поступает статическое давление от соответствующего отверстия ПВД. Получается, что внутри коробки полное давление, равное сумме статического и динамического, а снаружи – только статическое. В результате этого расширение или сжатие коробки зависит от *разности* давлений, то есть динамического давления (скоростного напора q). Деформация манометрической коробки под действием разности давлений через передаточный механизм 2 передается на стрелку указателя.

Таким образом, перемещение стрелки, то есть показания прибора на шкале 3 зависят только от скоростного напора, именно который данный прибор в принципе и измеряет.

Однако, как следует из формулы (7.2), на самом деле скорость зависит не только от скоростного напора, но и от плотности воздуха на высоте ρ_H , которая указателем скорости не измеряется. Поэтому *при градуировке шкалы используется не фактическая плотность, а постоянное значение ρ_0 , равное плотности воздуха на уровне моря в стандартной атмосфере*. Эту плотность можно выразить через температуру T_0 и давление P_0 :

$$\rho_0 = \frac{P_0}{gRT_0}, \quad (7.3)$$

где $P_0=760$ мм рт.ст.- давление на уровне моря в СА (при расчетах должно подставляться в формулу в системе СИ, то есть в паскалях),

$T_0=288$ К – абсолютная температура в СА на уровне моря.

$g=9,81$ м/с² – ускорение свободного падения,

$R=29,27$ м/К – газовая постоянная воздуха.

После подстановки в формулу (7.2) постоянного значения плотности связь между скоростным напором и скоростью становится однозначной. Каждому значению скоростного напора (степени расширения манометрической коробки) соответствует определенная скорость на шкале прибора. Но это теперь уже не истинная воздушная скорость, поскольку она определена не по фактической, а по стандартной плотности воздуха. Скорость, полученная при такой градуировке прибора, называется *индикаторной земной скоростью $V_{инд.зем}$* . Если считать указатель скорости идеальным, то есть не имеющим инструментальных и аэродинамических погрешностей, то эта скорость и является *приборной воздушной скоростью*, поскольку именно ее и покажет идеальный прибор.

Таким образом

$$V_{ПП} \cong V_{инд.зем} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2qgRT_0}{P_0}}. \quad (7.4)$$

Как уже отмечалось, приборная скорость, как и индикаторная земная, *не является скоростью движения ВС относительно какого-либо объекта*,

то есть это вообще не скорость в строгом смысле слова. По сути это просто величина скоростного напора, выраженная в единицах скорости. Но она имеет большое значение для аэродинамики и, следовательно, для пилотирования ВС. Ведь все аэродинамические силы, действующие на самолет, в том числе, подъемная сила, зависят именно от скоростного напора (динамического давления). Поэтому в Руководстве по летной эксплуатации максимальные, минимальные и все заданные скорости указаны как приборные или индикаторные земные.

Для навигации же необходима именно истинная скорость, то есть фактическая скорость перемещения ВС относительно воздуха. Сравнение формул (7.3) и (7.4) показывает, что они различаются лишь значением плотности. На большой высоте полета плотность воздуха ρ_H может быть в несколько раз меньше ρ_0 и, следовательно, приборная скорость будет гораздо меньше истинной.

Если пилот в полете выдерживает по указателю скорости постоянную приборную скорость, то фактически он выдерживает постоянным скоростной напор. Но на большой высоте, где воздух разрежен и плотность его мала, для поддержания такого же напора q как у земли, необходимо лететь быстрее, с большей истинной скоростью. Поэтому на малых высотах приборная скорость близка к истинной, а при наборе высоты с постоянной приборной скоростью истинная скорость возрастает.

На рис. 7.4 показан внешний вид некоторых отечественных и зарубежных однострелочных указателей скорости. Зарубежные приборы градуируются не в километрах в час, а в узлах (knots). Узел – это морская миля в час.



Рис. 7.4. Внешний вид указателей скорости типа

7.3. Комбинированные указатели скорости

На больших скоростях и высотах разность истинной и приборной скоростей становится уже значительной. Например, на высоте 12000 м истинная воздушная скорость почти в два раза больше приборной. Кроме

того, на больших скоростях и высотах начинает заметно сказываться сжимаемость воздуха. Поэтому для скоростных и высотных самолетов разработаны двухстрелочные *комбинированные указатели скорости* (КУС), например, типа КУС-730/1100, КУС-1200. Эти указатели имеют две стрелки – широкую и узкую. На некоторых из них нанесены отдельные шкалы для каждой из стрелок, а на некоторых используется общая шкала.

Формула для градуировки такого прибора также получена из уравнения Бернулли, но при ее выводе учитывается, что воздух при его торможении перед ПВД сжимается и плотность его увеличивается. Это приводит к возрастанию полного давления. Данная формула имеет вид:

$$V = \sqrt{\frac{2k}{k-1} gRT_H \left[\left(\frac{q}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (7.5)$$

где k – показатель адиабаты, то есть отношение удельной теплоемкости воздуха при постоянном давлении к удельной теплоемкости при постоянном объеме (для воздуха $k=1,4$),

T_H , P_H – абсолютная температура и давление на высоте полета, которые совместно определяют фактическую плотность воздуха.

В соответствии с этой формулой скорость зависит не только от скоростного напора q , измеряемого манометрической коробкой, но и от температуры T_H и статического давления на высоте P_H , которые указателем скорости не измеряются.

При градуировке шкалы для *широкой стрелки* в данную формулу в качестве температуры и давления подставлены константы T_0 , P_0 , соответствующие условиям стандартной атмосферы на уровне моря.

Широкая стрелка показывает, как и в однострелочном указателе, скорость, называемую *приборной* $V_{пр}$, но градуировка шкалы осуществлена уже по другой, более точной формуле (7.5). Впрочем, разность между приборными скоростями по стрелке однострелочного указателя и широкой стрелки КУС на практике заметить невозможно. Ведь различие становится заметным только на больших скоростях, когда начинает проявляться сжимаемость, а однострелочные указатели на больших скоростях не работают. Поэтому можно считать, что широкая стрелка на всех видах указателей показывает приборную скорость, то есть скоростной напор, выраженный в единицах скорости.

Для формирования показаний *узкой стрелки* в КУС устройство прибора усовершенствовано. Механизм узкой стрелки КУС связан не только с манометрической коробкой, замеряющей скоростной напор, но и с блоком анероидных коробок. Анероидные коробки ведут себя аналогично тому, как они ведут себя в высотомере. С подъемом на высоту анероидный блок

расширяется и поворачивает узкую стрелку на дополнительный угол по сравнению с широкой. Тем самым учитывается изменение высоты полета, при увеличении которой истинная скорость растет. Показания узкой стрелки принято обозначать $V_{пр.КУС}$.

Можно считать, что шкала узкой стрелки отградуирована по той же формуле (7.5), но значения входящих в нее давления и температуры уже другие. Статическое давление P_H используется фактическое на высоте полета. Оно как бы и измеряется анероидной коробкой.

Но температуру данный прибор не измеряет. В качестве температуры при градуировке используется температура *на данной высоте в условиях стандартной атмосферы*, то есть $T_{H,CA}$. То есть, похоже на то, как это сделано в обычном барометрическом высотомере.

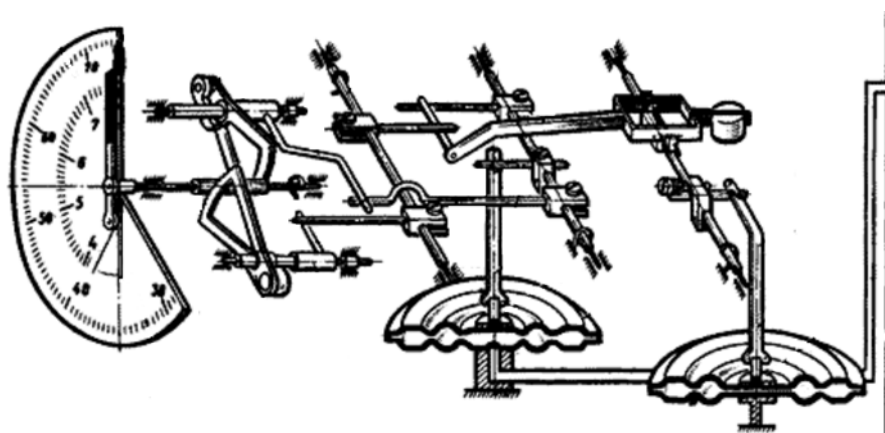


Рис. 7.5. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости

Таким образом, в идеальном КУС показания широкой стрелки отличаются от истинной скорости в основном потому, что температура и давление (плотность воздуха) на высоте существенно отличаются от их значений на уровне моря в СА.



Рис. 7.6. Комбинированный указатель скорости КУС-730/1100

Показания же узкой стрелки не совпадают с истинной скоростью потому, что фактическая температура на высоте не совпадает со стандартной температурой на этой высоте. Ранее отмечалось, что на больших высотах температура редко существенно отличается от стандартной. Поэтому и показания узкой стрелки очень близки к истинной скорости. Если в полете пилоту срочно потребовалась истинная скорость, ее приближенное значение можно отсчитать по узкой стрелке. Для получения более точного результата необходимо произвести расчет, порядок которого будет рассмотрен ниже.

7.4. Погрешности указателей скорости

Указатель воздушной скорости, как и любой прибор, имеет погрешности.

Инструментальные погрешности ΔV_u возникают из-за несовершенства конструкции прибора и неточности его регулировки. Причинами инструментальных ошибок являются неточность изготовления механизмов указателя, износ деталей, потеря упругих свойств анероидной коробки, люфты и т. д. Они определяются при лабораторной проверке путем сличения показаний указателя скорости с показаниями точно выверенного прибора, заносятся в график или таблицу и учитываются при расчете скорости. Каждый экземпляр прибора имеет свои значения инструментальных погрешностей.

Аэродинамические погрешности ΔV_a возникают из-за искажения воздушного потока в месте установки приемника воздушного давления. Характер и величина этих погрешностей зависят от типа воздушного судна, места установки приемника воздушного давления, скорости и высоты полета, конфигурации ВС. На скоростных самолетах они могут достигать до нескольких десятков километров в час.

Аэродинамические погрешности одинаковы для всех ВС данного типа. Они определяются при проведении летных испытаний, публикуются в Руководстве по летной эксплуатации ВС и заносятся в специальный график или таблицу поправок. На некоторых типах воздушных судов для упрощения учета поправок указателя скорости составляются таблицы суммарных поправок ΔV_Σ , учитывающие как инструментальные, так и аэродинамические погрешности.

В общем случае указатель скорости имеет два вида методических погрешностей, то есть погрешностей, вызванных самим методом измерения, несоответствием условий, принятых при расчете шкал приборов, фактическому состоянию атмосферы. Это погрешность за счет изменения сжимаемости воздуха и методическая температурная погрешность.

Погрешность из-за изменения сжимаемости вызвана тем, что при полете на скоростях более 350...400 км/ч воздух перед ПВД сжимается и его

плотность увеличивается. Это вызывает увеличение скоростного напора и, следовательно, завышение показаний указателя скорости.

Эти погрешности не могут быть учтены заранее при тарировке шкалы однострелочного указателя скорости, так как сжимаемость воздуха зависит не только от скорости полета, но и от плотности воздуха. Но однострелочные указатели рассчитаны на небольшие скорости и высоты полета, на которых данная погрешность не превышает единиц километров в час, то есть меньше цены деления на шкалу указателя. Поэтому для однострелочных указателей погрешность из-за изменения сжимаемости несущественна и на практике не учитывается.

В комбинированных указателях скорости показания *широкой стрелки* отградуированы по формуле (7.5), которая выведена уже с учетом сжимаемости воздуха. Но все равно она оказывается учтенной не полностью. Поскольку при градуировке в формулу подставлены P_0 и T_0 , получается, что сжимаемость учитывается правильно только при полетах в условиях стандартной атмосферы у земли. С увеличением же высоты на самом деле сжимаемость изменяется, вследствие чего и возникает погрешность. Поэтому данный вид погрешности и называется правильно «из-за изменения» сжимаемости.

На больших высотах и больших скоростях погрешность из-за изменения сжимаемости может быть весьма значительной и поэтому ее необходимо учитывать при расчете скоростей. На рис.7.7 показан график зависимости поправки на изменение сжимаемости от высоты и скорости полета.

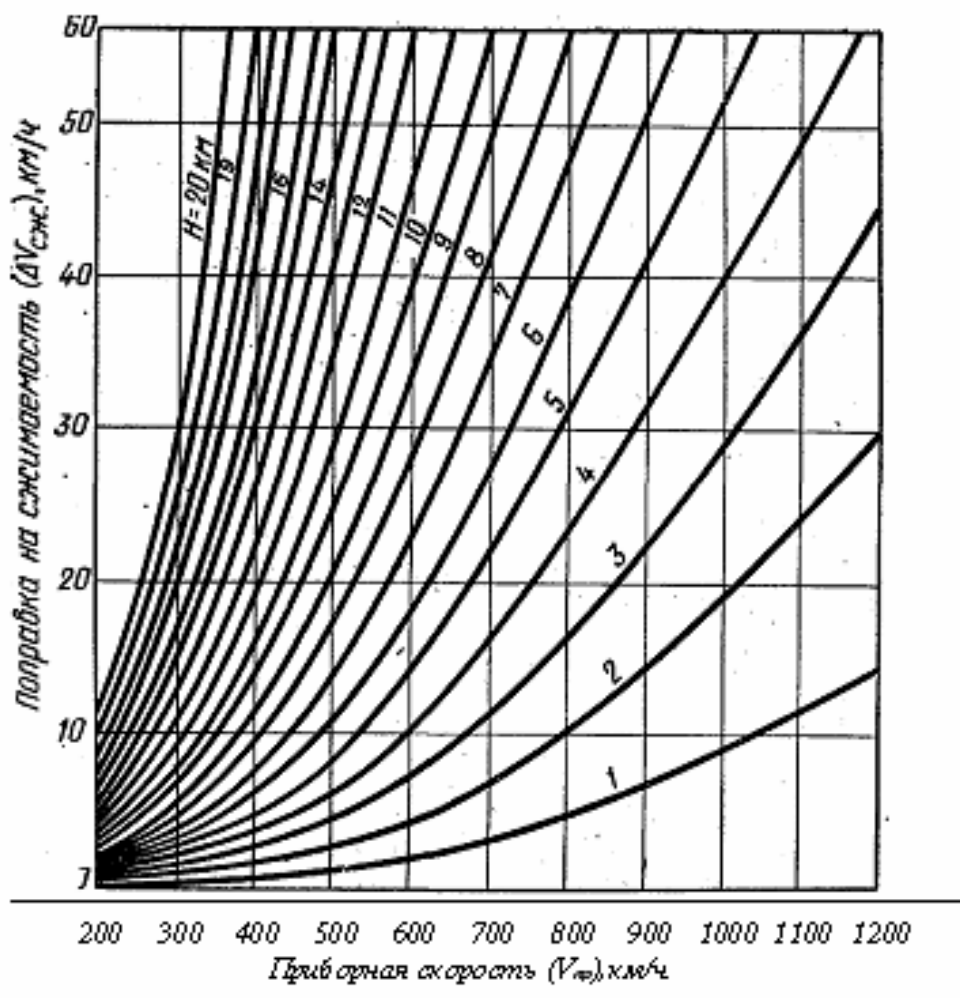


Рис. 7.7. Поправка на изменение сжимаемости воздуха

Из-за неучета сжимаемости указатель скорости всегда *показывает скорость больше фактической*. Это означает, что *поправка на изменение сжимаемости всегда отрицательна*.

На практике для учета этой поправки используется таблица (табл.7.1). Поскольку погрешность является методической, то данная таблица является единой для всех типов ВС и указателей скорости. При ее использовании необходимо помнить, что все значения поправок в таблице на самом деле являются отрицательными. Просто знак «минус» для экономии места в таблице не указан.

Таблица 7.1

Поправки к указателю скорости на изменение сжимаемости воздуха
($\Delta V_{сж}$, км/ч)

Высота полета, м	Скорость по прибору V_p , км/ч					
	300	400	500	600	700	800
2 000	1	2	3	4	7	9
4 000	2	4	6	10	16	23
6000	3	6	11	18	27	39

8 000	4	9	17	28	41	53
10 000	6	13	24	40	56	80
12 000	9	19	34	56	78	98
14 000	12	26	48	73	97	118

При формировании показаний узкой стрелки КУС статическое давление измеряется с помощью анероидной коробки, что позволяет при градуировке прибора учесть и изменение сжимаемости с высотой. Поэтому при расчете истинной скорости по показаниям узкой стрелки поправку на изменение сжимаемости не учитывают.

Методическая погрешность из-за изменения плотности воздуха возникает в результате несоответствия условий, принятых при расчете шкал приборов, фактическому состоянию атмосферы.

Измеряемый указателем скорости скоростной напор q является функцией плотности воздуха ρ_H и истинной воздушной скорости полета V . Следовательно, прибор будет давать точные показания только при том значении плотности воздуха, на которое он рассчитан, которое использовано при его градуировке.

Поскольку узкая и широкая стрелки КУС отградуированы по-разному, то есть для разных расчетных значений плотности, то и методическая погрешность в их показаниях будет различной. Рассмотрим их отдельно.

Плотность воздуха полностью определяется температурой и давлением. При формировании показаний узкой стрелки КУС анероидной коробкой измеряется фактическое атмосферное давление, поэтому из-за него погрешности возникать не будет. Фактическая же температура на высоте в КУС не измеряется, вместо нее при градуировке используется стандартная температура на высоте. Следовательно, методическая погрешность в показаниях узкой стрелки возникает из-за отличия фактической температуры на высоте $T_{H.ф}$ от температуры на этой высоте в стандартной атмосфере $T_{H.СА}$. Поэтому данную погрешность еще называют температурной погрешностью.

Можно показать, что по показаниям узкой стрелки истинную воздушную скорость V_u можно рассчитать по формуле:

$$V_u = V_{пр.КУС} \sqrt{\frac{T_{H.ф}}{T_{H.СА}}}. \quad (7.6)$$

В данной формуле под $V_{пр.КУС}$ понимаются показания узкой стрелки с уже учтенными инструментальными и аэродинамическими поправками, то есть в предположении, что они равны нулю.

Из данной формулы можно видеть, что при одном и том же показании узкой стрелки $V_{пр.КУС}$, чем выше фактическая температуры, тем больше истинная скорость. То есть, при повышенных температурах прибор занижает показания, показывает скорость меньше правильной, и наоборот.

Разность между V_u и $V_{пр.КУС}$ является методической температурной поправкой. На практике значение самой этой поправки (разности скоростей) обычно не рассчитывается, а просто по $V_{пр.КУС}$ сразу рассчитывают истинную скорость, то есть уже с учетом методической поправки. Расчет может быть произведен на НЛ-10М или по формуле (7.6).

Рассмотрим теперь методическую температурную погрешность, возникающую в показаниях *широкой стрелки* КУС или однострелочного указателя. Их градуировка выполнена для плотности воздуха $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, соответствующей условиям *на уровне моря в стандартной атмосфере* ($P_0 = 760 \text{ мм рт.ст.}$, $T_0 = 288 \text{ К}$). Поэтому методическая погрешность возникает при любом отклонении от этих условий – не только по температуре, но и по давлению. Она наиболее велика на больших высотах полета, когда фактическое давление в несколько раз меньше P_0 . Но и на уровне моря температура редко бывает равна стандартной $+15^\circ\text{C}$ (288 К), что также вызывает погрешность.

Учесть методическую поправку по показаниям широкой можно с помощью следующего соотношения:

$$V_u = V_{инд} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \quad (7.7)$$

где ρ_H – фактическая плотность воздуха на уровне полета,

$V_{инд}$ – так называемая *индикаторная скорость*, полученная путем прибавления к приборной скорости $V_{пр}$ инструментальной, аэродинамической поправок и поправки на изменение сжимаемости.

Учитывая, что плотность воздуха можно выразить через температуру и давление с помощью формулы

$$\rho = \frac{P}{gRT},$$

то можно также записать формулу (7.7) и в таком виде:

$$V_u = V_{инд} \sqrt{\frac{P_0 T_H}{P_H T_0}}. \quad (7.8)$$

7.5. Классификация скоростей

Таким образом, в полете пилот может отсчитать показания широкой стрелки V_{np} и путем ввода поправок, каждая из которых соответствует погрешности определенного вида, рассчитать истинную скорость V_u , которая и нужна для решения навигационных задач. В процессе этого расчета по мере последовательного прибавления поправок будут образовываться «промежуточные» между V_{np} и V_u скорости, почти каждая из которых имеет свое название, в том числе международное, на английском языке. Рассмотрим их подробнее.

Непосредственно на шкале прибора пилот отсчитывает приборную скорость V_{np} , которая по-английски называется *Indicated Air Speed (IAS)*. Если на самолете установлено несколько указателей скорости, то на каждом из них будет свое значение приборной скорости, поскольку инструментальные погрешности индивидуальны для каждого экземпляра прибора.

После ввода в IAS инструментальной и аэродинамической поправок полученная скорость будет называться *индикаторной земной скоростью* $V_{инд.зем}$ или *Calibrated Air Speed (CAS)*. В некоторых странах эта же скорость называется *Rectified Air Speed (RAS)*, что дословно означает «исправленная воздушная скорость». Если в показания всех указателей скорости на борту внести инструментальные и аэродинамические поправки, то получится одинаковое значение CAS.

Именно CAS является скоростью, непосредственно связанной со скоростным напором. Именно от нее зависят действующие на ВС аэродинамические силы. Поэтому, как правило, именно в виде индикаторной земной скорости в РЛЭ указаны все ограничения по скоростям. Слово «земная» в ее названии напоминает, что она определена в предположении, что плотность воздуха соответствует плотности у земли (на уровне моря в стандартной атмосфере).

Если в индикаторную скорость внести поправку на изменение сжимаемости, то получится *индикаторная скорость* $V_{инд}$ или *Equivalent Air Speed (EAS)*. В этой скорости учтено, что сжимаемость воздуха на высоте уже другая, отличается от сжимаемости у земли.

И, наконец, если в индикаторную скорость внести методическую поправку на изменение плотности воздуха, то и получится истинная воздушная скорость V_u или *True Air Speed (TAS)*.

Последовательность перечисленных скоростей и связывающих их поправок можно представить схемой на рис. 7.8.

Эта схема дает возможность переходить от одного вида скорости к другому на основе уже известного правила учета поправок в навигации. В левой части схемы скорости «более приборные», а в правой – «более истинные». Поэтому при переходе слева направо, соответствующие поправки прибавляются, разумеется, с учетом их собственного знака, а при переходе справа налево – вычитаются.

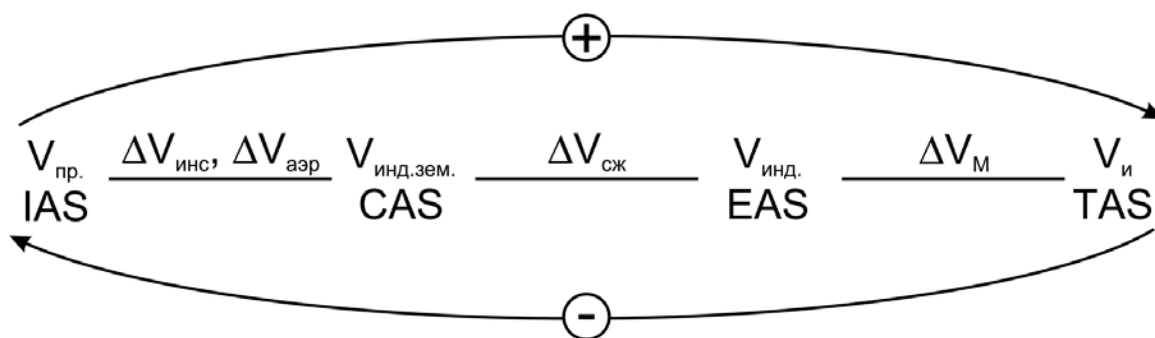


Рис. 7.8. Мнемоническая схема для преобразования скоростей

7.6. Измерение температуры наружного воздуха

При расчете скорости необходимо иметь значение температуры наружного воздуха на высоте полета. Для этих целей на борту воздушного судна устанавливаются электрические термометры типа ТНВ-15 и ТУЭ-48 (рис.7.9).

Термометр наружного воздуха является дистанционным прибором, принцип действия которого основан на использовании свойств металлов менять свое электрическое сопротивление при изменении температуры. При увеличении температуры проводника его электрическое сопротивление возрастает, а при снижении – уменьшается. Поэтому, измерив электрическое сопротивление проводника, мы можем получить температуру окружающей среды, если проградуируем шкалу указателя в градусах.

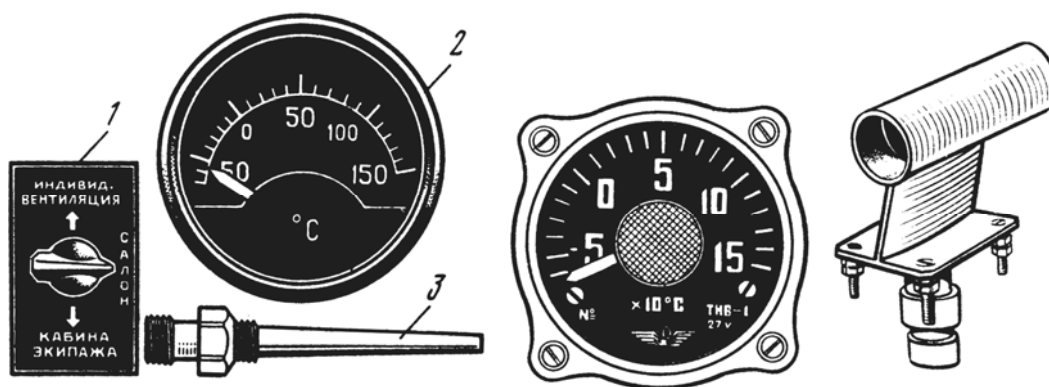


Рис. 7.9. Термометры наружного воздуха ТУЭ-48 и ТНВ-15с датчиками температуры

Датчик температуры, расположенный за бортом ВС, обеспечивает измерение температуры наружного воздуха в диапазоне от - 60° до + 150° С при скоростях полета до 1800 км/ч. На указателе, устанавливаемом на одной

из панелей приборной доски, индицируется *приборная* температура t_{np} , которая может значительно отличаться от фактической температуры t_H на высоте полета, особенно для скоростных воздушных судов. Это связано с тем, что теплочувствительный элемент датчика воспринимает не истинную температуру воздушного потока, а *температуру торможения*. Перед чувствительным элементом термометра скорость потока воздуха относительно самолета уменьшается до нуля. Кинетическая энергия воздуха переходит во внутреннюю, тепловую энергию и воздух нагревается. Поэтому в полете *термометр всегда показывает температуру больше фактической*.

Например, если термометр показывает $t_{np} = -30^\circ$, то, возможно, фактическая температура за бортом $t_H = -40^\circ$. Температура -30° больше (теплее) чем -40° , поскольку числа отрицательные

Для скоростей не более 400 км/ч разность $(t_{np} - t_H)$ не превышает $2...3^\circ$, что не имеет существенного значения, но при больших скоростях она может быть значительна.

Фактическая температура наружного воздуха определяется по формуле

$$t_H = t_{np} - \Delta t.$$

Поправка к показаниям термометра является функцией *истинной воздушной скорости* $\Delta t = f(V_w)$, поскольку именно от нее зависит кинетическая энергия газа. Величина поправки к показаниям термометра определяется по специальным таблицам (табл. 7.2) или функциональным шкалам. Одна из таких шкал (для термометра ТУЭ-48) нанесена на НЛ-10М на обратной стороне движка.

Таблица 7.2

Поправки к термометрам наружного воздуха

V_w , км/ч	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
ТУЭ-48	1°	2°	4°	7°	10°	13°	17°	21°	26°
ТНВ-15	0°	1°	2°	4°	9°	13°	19°	25°	33°

Из табл. 7.2 можно видеть, что для скоростей, характерных для гражданских ВС, поправки для двух данных видов термометров различаются не более, чем на $3-4^\circ$. Это меньше половины цены деления термометра. Учитывая, что термометры могут иметь и инструментальные погрешности, которые никак не учитываются, можно сделать вывод, что на практике для *определения поправки термометра можно пользоваться любой шкалой поправок*. Это не окажет существенного влияния на точность определения истинной скорости.

7.7. Расчет воздушных скоростей

Определение поправок к указателям скорости. Расчет истинной воздушной скорости по показаниям стрелок указателей скорости *в общем случае* заключается в учете всех рассмотренных видов поправок:

- инструментальной,
- аэродинамической,
- поправки на изменение сжимаемости,
- поправки на изменение плотности воздуха.

Все поправки учитываются в соответствии с общим правилам учета поправок в навигации: если от приборных значений переходим к истинным, то поправки прибавляются с учетом своих знаков, а если переходим от истинных значений к приборным, то вычитаются.

В частных случаях некоторые из вышеперечисленных поправок на практике могут не учитываться. Либо потому, что они учтены в самой конструкции прибора, либо потому что они малы по величине и пренебрежение ими не скажется на точности результата расчета.

Инструментальные и аэродинамические поправки учитываются с помощью бортовых таблиц, составленных для каждого экземпляра указателя скорости.

Поправка на изменение сжимаемости воздуха может быть определена с помощью табл. 7.1 в зависимости от высоты полета и приборной скорости.

При расчете истинной скорости поправка на изменение плотности воздуха ΔV_m учитывается в последнюю очередь. После внесения в приборную скорость инструментальной, аэродинамической поправок и поправки на изменение сжимаемости будет получена индикаторная скорость $V_{инд}$. В отечественных учебниках ее называют приборной исправленной скоростью $V_{пр.испр.}$.

Поправка ΔV_m обычно учитывается с помощью НЛ-10М. Для ее определения необходимо знать барометрическую высоту полета и фактическую температуру на высоте. Ключ для расчета показан на рис. 7.10.

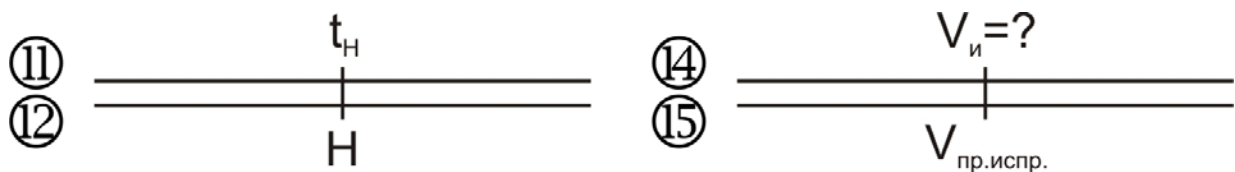


Рис. 7.10. Учет методической поправки на изменение плотности воздуха

Необходимо обратить внимание, что в данном ключе температура устанавливается на той части шкалы температур, над которой имеется надпись «для скорости». При расчете по широкой стрелке высота устанавливается на шкале 12 (нанесена черным цветом), а при расчете по узкой стрелке – по шкале 13 (красного цвета).

Поправка на изменение плотности воздуха может быть рассчитана приближенно в уме. Это необходимо уметь делать, во-первых, потому, что не всегда имеется возможность воспользоваться НЛ-10М, а во-вторых, такой расчет позволяет оценивать правильность инструментальных вычислений и предотвращать в них грубые ошибки.

Чтобы выполнить приближенный расчет воздушной скорости в уме *необходимо запомнить* методические поправки к указателю скорости на основных высотах полета. Эти поправки указаны в табл. 7.3 *в процентах от скорости полета*. Для облегчения запоминания можно обратить внимание на связь между высотой в километрах и поправкой в процентах, которая существует до высоты 6 км включительно: чтобы получить проценты, нужно высоту умножить на 10 и разделить пополам.

Таблица 7.3

Методические поправки указателя скорости

Н _{пр} , км	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ΔV_m , %	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70

Например, полет выполняется на высоте Н=7200 м и после учета предыдущих поправок получена приборная исправленная (индикаторная) скорость $V_{пр.испр}=400$ км/ч. По табл. 7.3 находим, что для высоты 7 км величина ΔV_m составляет 40% от самой скорости, то есть от 400 км/ч. Десять процентов от любого числа определить легко – достаточно передвинуть десятичную запятую на один знак влево. В данном примере 10% составят 40 км/ч, а 40% – соответственно 160 км/ч. В соответствии с правилом учета поправок эта поправка должна быть прибавлена к $V_{пр.испр}$ (переход в сторону истинных величин). Соответственно получаем $V_{и}=400+160=560$ км/ч.

Нельзя забывать, что это лишь приближенный метод расчета. Во-первых, значения поправок округлены для удобства расчета. Во-вторых, значения определены для температуры в стандартной атмосфере.

Расчет истинной воздушной скорости по показанию широкой стрелки КУС. На ВС со скоростью полета более 400 км/ч для измерения воздушной скорости применяются комбинированные указатели скорости КУС-1200 или КУС – 730/1100. Широкая стрелка этих приборов показывает приборную воздушную скорость, а узкая — приближенное значение истинной воздушной скорости.

Истинная скорость по показанию широкой стрелки КУС рассчитывается по формуле

$$V_{и} = V_{пр} + \Delta V_{и} + \Delta V_{а} + \Delta V_{сж} + \Delta V_{м},$$

где $V_{пр}$ – показание широкой стрелки (приборная скорость);

$\Delta V_{и}$ – инструментальная поправка;

$\Delta V_{а}$ – аэродинамическая поправка;

$\Delta V_{сж}$ – поправка на изменение сжимаемости воздуха;

$\Delta V_{м}$ – методическая поправка на изменение плотности воздуха.

Пример . Барометрическая высота $H = 8600$ м; показание широкой стрелки $V_{пр}=500$ км/ч; $\Delta V_{и} = + 8$ км/ч; $\Delta V_{а} = - 30$ км/ч; показание термометра наружного воздуха на высоте полета $t_{пр} = - 38^{\circ}$. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Находим величину поправки на сжимаемость, используя табл. 7.1 При этом учитываем, что эта поправка всегда отрицательна. При необходимости интерполируем эту поправку в таблице по высоте и скорости. Получаем $\Delta V_{сж} = - 19$ км/ч.

2. Рассчитываем величину приборной исправленной скорости:

$$V_{пр. испр} = 500 + (+ 8) + (- 30) + (- 19) = 459 \text{ км/ч.}$$

3. Для учета поправки на изменение плотности воздуха необходимо знать фактическую температуру на высоте t_H , для чего необходимо ввести поправку Δt в показания термометра $t_{пр}$. Но величина этой поправки в табл.7.2 и на шкале 16 НЛ-10М указана в зависимости от *истинной скорости*, которая неизвестна. Ведь именно она и должна быть получена в результате решения данной задачи. Получается замкнутый круг: для определения точного значения истинной скорости необходимо знать истинную скорость. На самом деле для определения поправки к термометру достаточно знать приближенную истинную скорость, хотя бы ее «грубое» значение. Оно может быть получено следующими способами:

- по показаниям узкой стрелки КУС, которая и показывает приближенную истинную скорость,
- путем расчета в уме описанным выше способом,
- путем расчета приближенной $V_{и}$ по неточной приборной температуре термометра.

В данном примере воспользуемся последним из перечисленных способов.. Находим примерное значение истинной воздушной скорости $V_{и}'$ используя ключ на рис. 7.10, но вместо неизвестной пока t_H подставляем $t_{пр}$. Получаем $V_{и}' = 735$ км/ч.

4. Определяем поправку к показанию термометра наружного воздуха и фактическую температуру воздуха на высоте полета:

$$t_H = t_{пр} - \Delta t.$$

В данном примере для $V_{и}'=735$ км/ч получим из табл. 7.2 (или по шкале 16 НЛ-10М) $\Delta t = 14^{\circ}$. Следовательно, $t_H = - 38 - 14 = - 52^{\circ}$. Для избежания ошибок необходимо обращать внимание на то, чтобы фактическая температура оказалась ниже (холоднее) приборной.

5. Используя теперь уже фактическую температуру $t_H = -52^{\circ}$, рассчитываем по тому же ключу на рис. 7.10 истинную скорость: $V_{ист} = 705$ км/ч.

Расчет истинной воздушной скорости по показанию однострелочного указателя скорости. Единственная широкая стрелка однострелочного указателя, так же, как и широкая стрелка КУС, показывает

приборную скорость $V_{пр}$. Поэтому и расчет истинной скорости в принципе аналогичен. Но однострелочные указатели используются только при малых скоростях полета, а в этом случае поправка на изменение сжимаемости и поправка к термометру очень малы. Поэтому на практике их не учитывают.

Пример. Высота $H = 1800$ м; $t_{пр} = -16^\circ$; $V_{пр} = 220$ км/ч; $\Delta V_{и} = +5$ км/ч; $\Delta V_a = -1$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Исправляем показание указателя воздушной скорости на инструментальную и аэродинамическую поправки (поправкой $\Delta V_{сж}$ пренебрегаем, поскольку она для данного примера менее 1 км/ч):

$$V_{пр. испр} = V_{пр} + \Delta V_{и} + \Delta V_a = 220 + (+5) + (-1) = 224 \text{ км/ч.}$$

2. Принимая приборную температуру за фактическую (поправка термометра для данной скорости не более $1-2^\circ$), учитываем по НЛ-10М методическую поправку указателя воздушной скорости на изменение плотности воздуха и находим истинную скорость: $V_{и} = 235$ км/ч.

Для сравнения учтем эту же поправку и другим способом – путем расчета в уме. Приняв, что высота округленно составляет 2 км, из табл. 7.3 видим, что ΔV_m составляет 10% от $V_{пр. испр}$, то есть примерно 22 км/ч. Соответственно, истинная скорость будет равна $224+22=246$ км/ч. Можно видеть, что результат этого приближенного расчета в уме, отличается от более точного результата, полученного по НЛ-10М ($V_{и} = 235$ км/ч). В данном случае различие объясняется тем, что, во-первых, высота не 2 км, а меньше, а во вторых, тем, что фактическая температура на высоте (-16°) существенно отличается от температуры на этой высоте в стандартной атмосфере $t_{н.с.а} = +15 - 6,5 \cdot 1,8 = +3,3^\circ$.

Расчет истинной воздушной скорости по узкой стрелке КУС. Расчет истинной скорости по узкой стрелке в принципе похож на расчет по широкой, но имеет следующие отличия:

- поправка на изменение сжимаемости не учитывается, поскольку она автоматически уже учтена с помощью анероидной коробки в КУС,
- сами показания узкой стрелки $V_{пр. КУС}$ уже и являются приближенным значением истинной скорости, поэтому по ним и следует определять поправку к термометру,
- при учете методической поправки высота на НЛ-10М устанавливается не на черной шкале 12, а на красной шкале 13 (с надписью «для КУС»).

Методическая температурная поправка для узкой стрелки может быть учтена не только по НЛ-10М, но и приближенно в уме. Для этого используется следующее, вытекающее из формулы (7.6) правило: *каждые 5° отклонения температуры от стандартной на данной высоте полета дают поправку величиной в 1% от скорости.* При этом, если температура выше стандартной, то истинная скорость больше, и наоборот.

Например, после учета инструментальной и аэродинамической поправок получилось $V_{пр. КУС испр} = 850$ км/ч, высота $H = 8100$ м, фактическая

температура на высоте $t_H = -27^\circ$. Нетрудно рассчитать (или определить по таблице стандартной атмосферы), что на этой высоте стандартная температура примерно -37° . Следовательно, фактическая выше стандартной на 10° . Поэтому истинная скорость будет на 2% больше. Очевидно, что 2% от 850 км/ч составляют 17 км/ч. Тогда приближенная истинная скорость $850 + 17 = 867$ км/ч.

Пример. Высота $H = 6300$ м; показания узкой стрелки $V_{\text{пр. КУС}} = 470$ км/ч; $\Delta V_{\text{и}} = +6$ км/ч; $\Delta V_{\text{а}} = -20$ км/ч; показание термометра наружного воздуха $t_{\text{пр}} = -32^\circ$. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Находим по значению $V_{\text{пр. КУС}}$ поправку к показанию термометра наружного воздуха и определяем фактическую температуру на высоте полета:

$$\Delta t = 6^\circ; t_H = -32 - 6 = -38^\circ.$$

2. Определяем исправленную скорость для узкой стрелки КУС:

$$V_{\text{пр. КУС испр}} = V_{\text{пр. КУС}} + \Delta V_{\text{и}} + \Delta V_{\text{а}} = 470 + (+6) + (-20) = 456 \text{ км/ч.}$$

3. Учитываем с помощью НЛ-10М методическую температурную поправку и определяем истинную скорость.

Для этого необходимо температуру воздуха на высоте полета, взятую по шкале 11, подвести против высоты полета по красной шкале 13. Затем против приборной исправленной скорости, взятой по шкале 15, прочесть по шкале 14 истинную скорость $V_{\text{и}} = 448$ км/ч.

Для сравнения проведем приближенный учет этой же поправки в уме. Стандартная температура на высоте 6,3 км составляет:

$$t_{\text{н.с.а.}} = +15 - 6,5 \cdot 6,3 = -26^\circ.$$

Рассчитанная выше фактическая температура -38° на 12° ниже, что соответствует чуть более, чем 2% скорости (точно – 2,4%). В данном примере это примерно 10 км/ч. Поскольку фактическая температура ниже стандартной, то и истинная скорость будет меньше. Таким образом, рассчитанная в уме истинная скорость составит $456 - 10 = 446$ км/ч. Это значение практически совпадает с рассчитанным на НЛ-10М.

Расчет требуемой приборной скорости для обеспечения заданной истинной скорости. Иногда требуется решить задачу, обратную тем, которые рассмотрены выше. Допустим, требуется прибыть в некоторый пункт строго в назначенное время. Пилот может, зная текущее удаление до этого пункта, рассчитать требуемую путевую скорость, а по ней, путем решения навигационного треугольника скоростей, определить и истинную скорость, при которой с учетом ветра путевая скорость будет равна требуемой. Но пилот в полете, как правило, выдерживает *приборную* скорость. Поэтому и необходимо определить такое значение приборной

скорости (показания широкой стрелки), при которой истинная скорость будет равна требуемой.

В данном случае осуществляется переход от «истинных» величин к «приборным», поэтому все те же поправки должны вычитаться.

Пример. Высота $H = 9600$ м; требуемая истинная скорость $V_{и} = 850$ км/ч; показание термометра наружного воздуха $t_{пр} = -40^\circ$; $\Delta V_{и} = +5$ км/ч; $\Delta V_a = -36$ км/ч. Определить приборную скорость для широкой стрелки КУС.

Решение. 1. Находим по величине истинной скорости поправку к показанию термометра наружного воздуха и определяем фактическую температуру на высоте полета:

$$\Delta t = 19^\circ; t_H = -40 - 19 = -59^\circ.$$

2. Исправляем с помощью НЛ-10М истинную скорость на методическую поправку вследствие изменения плотности воздуха, используя ключ «в обратную сторону». То есть, совместив высоту и температуру на шкалах 11 и 12, устанавливаем визиркой требуемую истинную скорость на шкале 14 и напротив нее отсчитываем по шкале 15 $V_{пр\text{ испр}} = 519$ км/ч.

3. По полученной исправленной скорости определяем по таблице поправку на изменение сжимаемости $\Delta V_{сж} = -25$ км/ч.

4. Рассчитываем приборную скорость:

$$V_{пр} = V_{пр.\text{испр}} - \Delta V_{сж} - \Delta V_a - \Delta V_{и} = 519 - (-25) - (-36) - (+5) = 575 \text{ км/ч.}$$

Расчет для приборной скорости для однострелочного указателя выполняется аналогично с учетом ранее упомянутых упрощений: $\Delta V_{сж}$ и Δt можно не учитывать, поскольку они очень малы при полете на малых скоростях и высотах.

7.8. Указатели числа М

Число M (число Маха) – это отношение истинной воздушной скорости $V_{и}$ к скорости звука a .

$$M = \frac{V_{и}}{a}.$$

Скорость звука в воздухе зависит только от температуры воздуха и может быть рассчитана (в метрах в секунду) по простой формуле

$$a = 20\sqrt{T_H}.$$

Поскольку истинная скорость, как следует из формул (7.6, 7.8), так же, как и скорость звука, пропорциональна квадратному корню из температуры,

то получается, что их отношение, то есть *число М*, от температуры не зависит. То есть на любой барометрической высоте каждому значению скоростного напора q будет соответствовать вполне определенное значение M , независимо от температуры за бортом.

На скоростях полета, близких к скорости звука, аэродинамические характеристики ВС в большей степени зависят от числа M , чем от приборной скорости.

Для каждого ВС устанавливается предельное значение числа M , при превышении которого возникает волновой кризис, который резко ухудшает устойчивость и управляемость самолета. На разных высотах полета волновой кризис наступает при различных скоростях, но при определенном для данного типа самолета числе M .

Поэтому на больших высотах и скоростях пилотирование осуществляется не только по приборной скорости, но и по числу M , которое не зависит от температуры наружного воздуха. Например, в РЛЭ для каждого эшелона полета могут быть указаны рекомендуемые значения числа M , при выдерживании которых расход топлива будет минимальным.

Число M может быть рассчитано по известному скоростному напору и давлению на высоте с помощью формулы:

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1}} \sqrt{\left(\frac{q}{p_H} + 1\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}, \quad (7.8)$$

На ВС устанавливаются приборы, которые могут непосредственно измерить и индигировать экипажу число M , так называемы *М-метры*, например МС-1к, МС-1,5М, УМ-1-0,89 и др. (рис. 7.11).



Рис. 7.11. Комбинированный указатель приборной скорости и числа M УСИМ-1

По известной истинной скорости и температуре за бортом число M можно определить и с помощью НЛ-10М по ключу, изображенному на рис. 7.12. Для этого на шкале 12 напротив высоты 3,25 км (в данном ключе это константа) устанавливается температура за бортом на шкале 11. Тогда напротив числа 1000, обрамленного прямоугольником на шкале 15, можно

отсчитать на шкале 14 скорость звука в километрах в час. А напротив истинной скорости на шкале 14 можно по шкале 15 определить значащие цифры числа М. Например, если отсчитано число 350, то $M=0,35$.

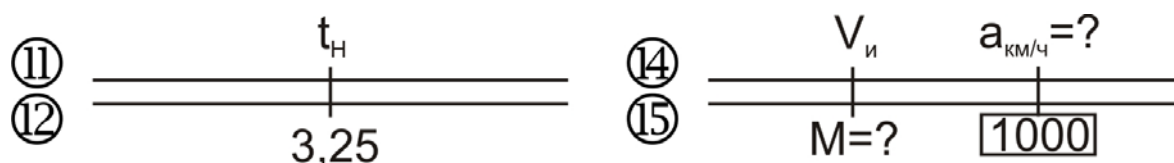


Рис.7.12. Определение скорости звука и числа М на НЛ-10М

7.9. Понятие о системах воздушных сигналов

Простейшие аэрометрические приборы, такие как барометрические высотомеры, указатели скорости, вариометры, просты по устройству и надежны. Но они обладают и недостатками, ограничивающими их применение на современных самолетах для автоматизированной навигации. Во-первых, информацию от этих механических приборов трудно передать в электронные устройства (систему счисления пути, автопилот и т.д.) Во-вторых, этим приборам присущи инструментальные и аэродинамические погрешности, которые пилот вынужден учитывать «вручную» с помощью бортовых таблиц. В-третьих, каждый из таких приборов работает отдельно, сам по себе. А ведь для того, чтобы внести поправки в показания, например, указателя скорости, необходимо знать и высоту, и температуру, то есть использовать показания других приборов.

Для того, чтобы избежать этих недостатков на современных ВС устанавливают *системы воздушных сигналов (СВС)*. Они представляют собой программно-аппаратную системы, предназначенную для измерения, вычисления и выдачи на индикацию экипажу самолёта и в бортовые автоматические системы информации о высотно-скоростных параметрах, таких как высота, вертикальная, истинная воздушная и приборная скорости, число Маха, а также о других параметрах, таких как температура воздуха, углы атаки и скольжения.

Главной составной частью СВС является вычислитель (счётно-решающее устройство). На его вход в виде электрических сигналов поступают полное и статическое давление, температура торможения. В обычных механических приборах связь между этими измеренными параметрами и высотой и скоростью полета устанавливается путем механической трудоемкой и неточной градуировки прибора, то есть регулирования длины тяг и коромысел в их механизме. А в СВС на основе поступившей информации вычислитель рассчитывает высоту, скорость и другие выходные параметры по более точным формулам и алгоритмам с

учетом взаимосвязи входных параметров. С выхода СВС информация поступает и на индикаторы, и во все системы ВС, где она необходима.

Первые СВС имели аналоговые вычислители (например, СВС-ПН-15), а в настоящее время вычислитель представляет собой микропроцессор, работающий по заданной программе (например, СВС-85, СВС-86).



Рис. 7.12. Электронные высотомеры

Развитие электронной техники привело к тому, что не только системы воздушных сигналов, но и отдельные аэрметрические приборы, такие как барометрический высотомер, приобрели возможность выполнять новые функции. В связи с жесткими требованиями к полетам в условиях RVSM на отечественных ВС стал устанавливаться *высотомер барометрический электронный ВБЭ-2*, а затем и его более совершенные модификации ВБЭ-СВС, ВБЭ-СВС-ЦМ. Они обладают более высокой точностью и обеспечивают цветную электронную индикацию высоты (в метрах или футах по выбору экипажа), сигнализацию отклонения от заданной высоты, предупреждение о снижении ниже 1000 м, выдачу информации потребителям, программирование и ввод аэродинамических поправок и решение многих других задач. Таким образом, даже высотомер в процессе своего развития на базе современной авионики приобрел некоторые функции системы воздушных сигналов.

8. МЕТОДЫ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ

8.1. Понятие о счислении

При выполнении любого полета члены летного экипажа должны в любой момент времени знать текущее местонахождение ВС. Определение места самолета – одна из основных задач аэронавигации. Ее решение позволяет контролировать правильность выполнения полета, то есть, степень совпадения фактической линии пути с заданной. При обнаружении отклонения выполняется исправление пути, то есть вывод ВС на ЛЗП.

В аэронавигации применяется большое количество технических средств и методов их использования для определения МС. Все они могут быть разделены на две большие и принципиальные группы методов.

К первой группе, которую называют методами определения абсолютных координат, относят такие, когда МС определяется путем его «привязки» к объектам с известным местоположением на земной поверхности. Это самая большая группа. К ней относятся, например, все методы радионавигации, когда МС определяется относительно наземных радиомаяков (по пеленгам, дальностям и т.д.). Сюда же относится определение МС по спутниковой навигационной системе. Хотя спутники находятся не на Земле, а в космосе, но в любой момент их местоположение относительно Земли известно. К этой же группе относятся и методы визуальной ориентировки, когда пилот определяет МС по отношению к наблюдаемым на земле визуальным ориентирам. Координаты МС, полученные на основании информации от перечисленных внешних источников навигационной информации, называются абсолютными, так как жестко связаны с Землей и не зависят ни от режима полета, ни от дальности и продолжительности полета до момента определения МС.

Недостатком многих методов первой группы является то, что они позволяют определять МС только дискретно, то есть не непрерывно, а через определенные интервалы времени. Например, пилот не может каждую секунду прокладывать на карте пеленг и дальность от радиомаяка для определения МС.

Поэтому для получения непрерывной информации о местонахождении ВС используются *методы второй группы*, с помощью которых определяются относительные координаты. Они отсчитываются от последнего известного МС, полученного одним из методов первой группы. Действительно, если, например, известно, что в определенный момент ВС пролетело над населенным пунктом Белкино, а затем двигалось в известном направлении с известной скоростью, то можно просто *рассчитать* местонахождение ВС и через десять, и через двадцать минут полета. В этом и заключается суть методов второй группы, которые называют *методами счисления пути*.

Счисление пути – методы определения координат места самолета, основанные на информации о начальном месте самолета и информации о навигационных элементах движения.

Таким образом, для счисления необходимо знать, во-первых, МС в какой-то момент времени, а во-вторых – каким образом оно после этого перемещалось. Например, какова была путевая скорость, курс, угол сноса и т.п.

При счислении по сути рассчитываются не сами координаты ВС, а их приращение с течением времени к начальным значениям координат. Координаты текущего МС как бы сохраняются в пространстве и времени между моментами определения абсолютных координат. Точно так же, как обычные часы вовсе не измеряют время и не могут самостоятельно определить, что сейчас, например, 17.26. Они отсчитывают приращение к тому начальному времени, которое на них было выставлено и поэтому показывают текущее время.

Координаты, полученные с помощью счисления, называют относительными, поскольку они «привязаны» не непосредственно к Земле, а к начальным координатам МС, которые определил экипаж. А ведь эти начальные координаты могут быть неточными или вовсе неправильными, если пилот, например, перепутал и принял Мироновку за Белкино. Точно так же, как и время, выставленное на часах, могло оказаться неверным.

Счисление пройденного ВС пути не требует наличия внешней информации (за исключением информации о начальном МС), то есть осуществляется автономно, с помощью только бортовых средств.

Характерной особенностью счисления является то, что оно должно выполняться в течение полета непрерывно. Если оно прекратилось, то для его возобновления придется снова определять текущие координаты, которые станут начальными для продолжения счисления.

Другой важной особенностью счисления является накопление погрешностей определения счисленных координат. Ведь навигационные элементы движения (например, курс, скорость), по которым рассчитываются координаты, никогда не являются совершенно точными. Погрешности их определения приводят к тому, что чем дальше летит ВС, тем менее точно определяются счисленные координаты.

Счисление пути (*Dead Reckoning, DR*) является одним из самых древних методов навигации. Еще Колумб писал: «счастлив тот, кто с ним знаком». В морской навигации его называют «письменным счислением», поскольку с древних времен оно осуществлялось путем расчетов и графических построений линии пути на карте. Такой метод неавтоматизированного счисления применяется и в аэронавигации и называется *прокладкой линии фактического пути*. Различают полную, штилевую и обратную прокладки.

На современных ВС счисление пути осуществляется автоматически с помощью *автоматизированных систем счисления пути*, которые могут

являться составной частью бортового пилотажно-навигационного комплекса. В зависимости от того, какие именно навигационные элементы движения используются для счисления различают, курсодоплеровское, курсовоздушное и инерциальное счисление пути.

8.2. Графическое счисление пути

Полная прокладка. Целью полной прокладки является определение текущего МС и поэтому она, конечно, выполняется во время полета. Не следует думать, что в каждом полете пилот или штурман выполняет прокладку. В этом нет необходимости, поскольку в гражданской авиации полеты выполняются по трассам и ВС, как правило, находится вблизи ЛЗП. А величина отклонения от ЛЗП, оставшееся и пройденное расстояние, другие необходимые для навигации параметры определяются более просто и быстро с помощью различных технических средств.

Необходимость выполнения прокладки может возникнуть при существенном отклонении от заданного маршрута, например, при обходе зон грозовой деятельности, а также при потере ориентировки.

О том, что необходимо будет выполнить прокладку, нужно позаботиться заранее. В момент пролета достоверно опознанного ориентира (начального пункта счисления) необходимо записать в штурманском бортовом журнале время, курс, путевую скорость и угол сноса. Эти же величины фиксируются в штурманском бортовом журнале при каждом изменении курса. Такие записи могут выглядеть, например, следующим образом.

17.42. Ивановка, МК=123 , W=420, УС= -4

17.56. МК=86, W=390, УС=-2

18.07. МК=99, W=410, УС=-1

и т.д.

По этим данным можно определить текущее МС, например, для момента времени 18.24.

Желательно, чтобы курс на каждом таком участке полета, то есть, от одного изменения курса до другого, был постоянным. Если же он несколько меняется, то следует использовать его среднее значение. Это же относится к путевой скорости и углу сноса, которые также могут меняться из-за изменения ветра. Угол сноса и путевая скорость на каждом участке маршрута могут измеряться или рассчитываться по известному ветру.

Полная прокладка заключается в том, чтобы проложить на полетной карте ЛФП для каждого участка полета, начиная от начального пункта. В приведенном примере этим пунктом является Ивановка.

Для прокладки на карте каждого участка необходимо знать его направление и длину. Направление ЛФП характеризуется фактическим

путевым углом. На карте можно откладывать углы только от истинного (географического) меридиана, поскольку именно эти меридианы нанесены на карте. Следовательно, для каждого участка необходимо определить ФИПУ. В соответствии с навигационным треугольником скоростей и правилом учета поправок:

$$\text{ФИПУ} = \text{ФМПУ} + \Delta M = \text{МК} + \text{УС} + \Delta M,$$

или, что то же самое:

$$\text{ФИПУ} = \text{ИК} + \text{УС} = \text{МК} + \Delta M + \text{УС}.$$

ВС движется относительно земли с путевой скоростью, следовательно, расстояние, пройденное на каждом участке можно рассчитать как:

$$S = W t.$$

На практике этот расчет выполняется с помощью НЛ-10М.

Необходимое для расчета путевого угла магнитное склонение ΔM можно определить по карте. На каждом участке оно также может быть различным. Если на протяжении участка ΔM существенно изменяется, то следует использовать его среднее значение.

Приведенные выше формулы для ФИПУ используются в тех случаях, когда для расчета применяется магнитный курс. Если же в бортовом журнале пилот записывал ортодромический курс, то для перехода к истинному курсу необходимо использовать не ΔM , а азимутальную поправку:

$$\text{ФИПУ} = \text{ОК} - \Delta A + \text{УС}.$$

С помощью рассчитанных величин на карте прокладывается ЛФП, как это показано на рис. 8.1. Полученное в результате прокладки МС (конечную точку последнего участка) принято обозначать квадратиком, возле которого пишут время, которому оно соответствует.

Данный вид прокладки называется *полной* прокладкой, потому что на каждом участке учитывается ветер – в виде угла сноса и путевой скорости. Конечно, все используемые для прокладки величины определены не абсолютно точно, а с погрешностями. Но в принципе, если бы они были определены точно, то проложенная на карте линия действительно представляла бы собой линию фактического пути, то есть линию, над которой пролетел самолет. Полная прокладка линии пути дает наглядное представление о фактическом перемещении ВС относительно поверхности земли и экипаж при этом не только в любой момент времени знает свое текущее местоположение, но и может прогнозировать перемещение ВС в предположении о неизменности параметров ветра и навигационных элементов полета.

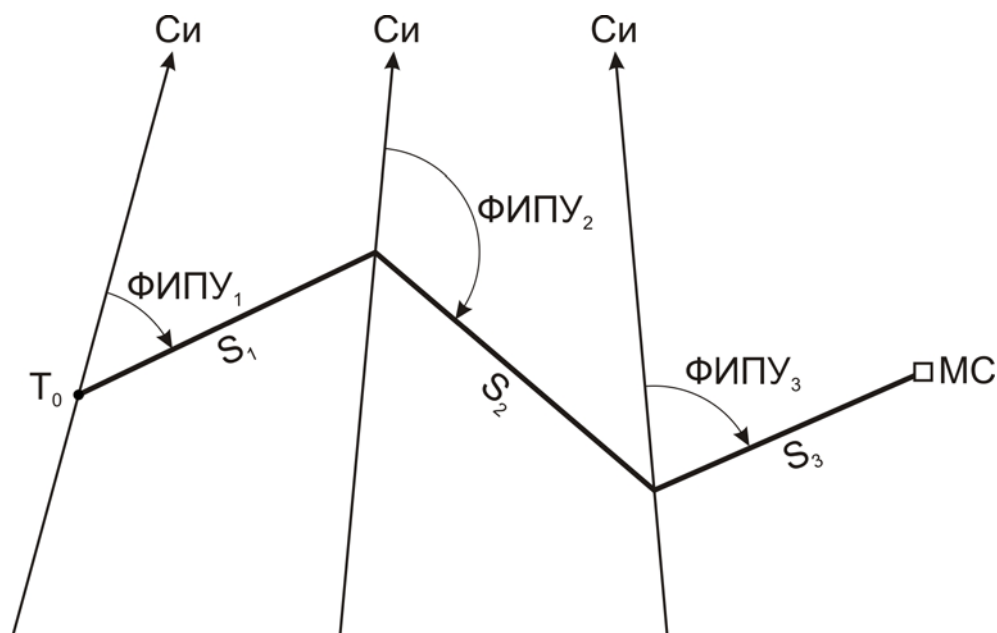


Рис. 8.1. Полная прокладка

Штилевая прокладка. Недостатком полной прокладки является то, что на каждом участке необходимо фиксировать в штурманском бортовом журнале много величин – не только время и курс, но и путевую скорость, угол сноса, которые необходимо измерить или рассчитать для каждого участка. На это у экипажа подчас просто нет времени, например, при обходе гроз. В этом случае может быть выполнена штилевая прокладка. При ее выполнении на карту наносится *линия пути воздушного судна относительно воздуха*, то есть без учета его перемещения вместе с воздушными массами, как бы в штиль. Это существенно упрощает расчет.

Для прокладки применяются средние курсы и средние значения истинной воздушной скорости. Начинается штилевая прокладка, как и полная, с последнего достоверно опознанного ориентира, пройденного ВС. Для ее выполнения в бортжурнале необходимо записывать время и курс при каждом его изменении, например:

23.45. Поповка, МК=131
 00.02 МК=154
 00.28 МК=182
 и т.д.

При отсутствии ветра путевой угол равен курсу, а путевая скорость равна истинной. Поэтому для каждого участка рассчитываются:

$$\text{ИК} = \text{МК} + \Delta\text{М} \quad \text{или} \quad \text{ИК} = \text{ОК} - \Delta\text{А},$$

$$S=Vt.$$

По рассчитанным значениям на карте прокладывается линия пути (рис. 8.2).

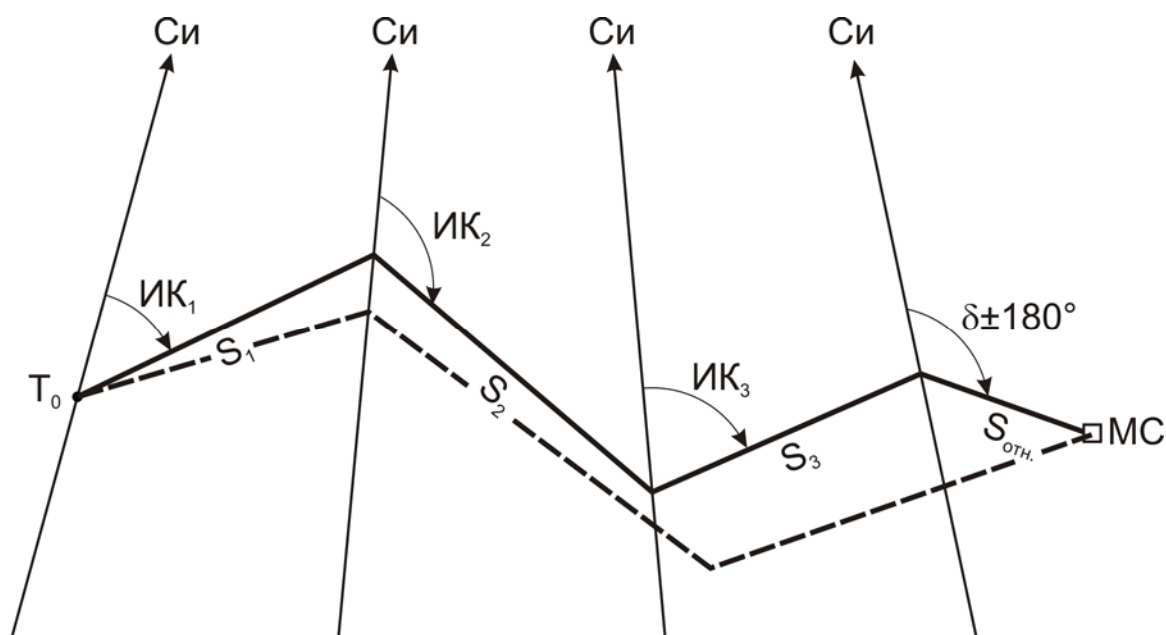


Рис. 8.2. Штилевая прокладка

Точка, полученная в конце последнего участка соответствует МС, в котором *находился бы* самолет, если бы и на самом деле ветер отсутствовал. Это штилевое место самолета. Но на самом деле ветер практически всегда есть и штилевое МС вовсе не соответствует фактическому МС, которое и необходимо пилоту.

Прокладка называется «штилевой», но это вовсе не означает, что ветер не учитывается. Влияние ветра учитывается, но не на каждом участке, а в самом конце прокладки и сразу за все время полета.

Ветер это горизонтальное перемещение воздушной массы. За все время полета, от начальной точки счисления до конечной, воздушная масса перемещалась вместе с самолетом в направлении ветра со скоростью ветра U . Нетрудно рассчитать, на какое расстояние $S_{отн}$ она отнесла самолет от штилевого МС:

$$S_{отн} = U t_{общ}$$

где $t_{общ}$ - суммарное время полета по участкам, которое легко определить по записям в бортжурнале.

Направление перемещения воздушной массы – это навигационное направление ветра. Но для прокладки на карте оно должно быть отсчитано от истинного меридиана.

$$\delta_{н.и} = \delta \pm 180^\circ, \quad \text{или} \quad \delta_{н.и} = \delta_{н.м} + \Delta M,$$

где $\delta_{н.и}$ и $\delta_{н.м}$ – навигационное направление (куда дует ветер), отсчитанное соответственно от истинного и магнитного меридианов,

ΔM – среднее значение магнитного склонения в районе полета.

Таким образом, для получения фактического МС необходимо сместить штилевое МС в направлении ветра на величину $S_{отн}$.

Проложенная при штилевой прокладке линия на карте (сплошная линия на рис. 8.2) вовсе не является линией фактического пути. Она была бы таковой только при отсутствии ветра. На самом же деле ветер влиял на траекторию полета на каждом участке и ЛФП была совсем другой (на рис. 8.2 показана пунктиром). Это основной недостаток штилевой прокладки, который затрудняет ведение ориентировки путем сличения карты с пролетаемой местностью. Штилевая прокладка является менее точной, чем полная, но зато она может быть выполнена более оперативно.

Обратная прокладка. В отличие от полной и штилевой прокладок, обратная прокладка имеет целью вовсе не определение места самолета. Наоборот, для ее выполнения МС уже должно быть известно. Обратная прокладка применяется для уточнения линии фактического пути после выполнения полета.

При выполнении некоторых видов авиационных работ необходимо не только знать текущее МС, но и возможно точнее знать фактическую траекторию полета. Примерами являются полеты на ледовую разведку в океане или патрулирование по обнаружению лесных пожаров. При полетах в такой малоориентирной местности, когда нет возможности определить свое местоположение с помощью радионавигационных средств, экипажем обычно ведется полная прокладка пути. Находящиеся на борту специалисты фиксируют на своих картах расположение ледовых полей или пожаров, основываясь на информации о местонахождении ВС, полученной от экипажа. Иначе говоря, они привязывают обнаруженные объекты к ЛФП, полученной при полной прокладке.

Но любая прокладка сопровождается погрешностями. Чем дольше выполняется полет, тем менее точной становится проложенная на карте ЛФП, а, значит, все менее точными становятся координаты обнаруженных специалистами объектов.

Предположим, что после окончания ледовой разведки ВС вышло на береговую черту и экипаж визуально определил фактическое МС. Но численное место самолета для этого же момента времени получилось совсем другое (рис. 8.3).

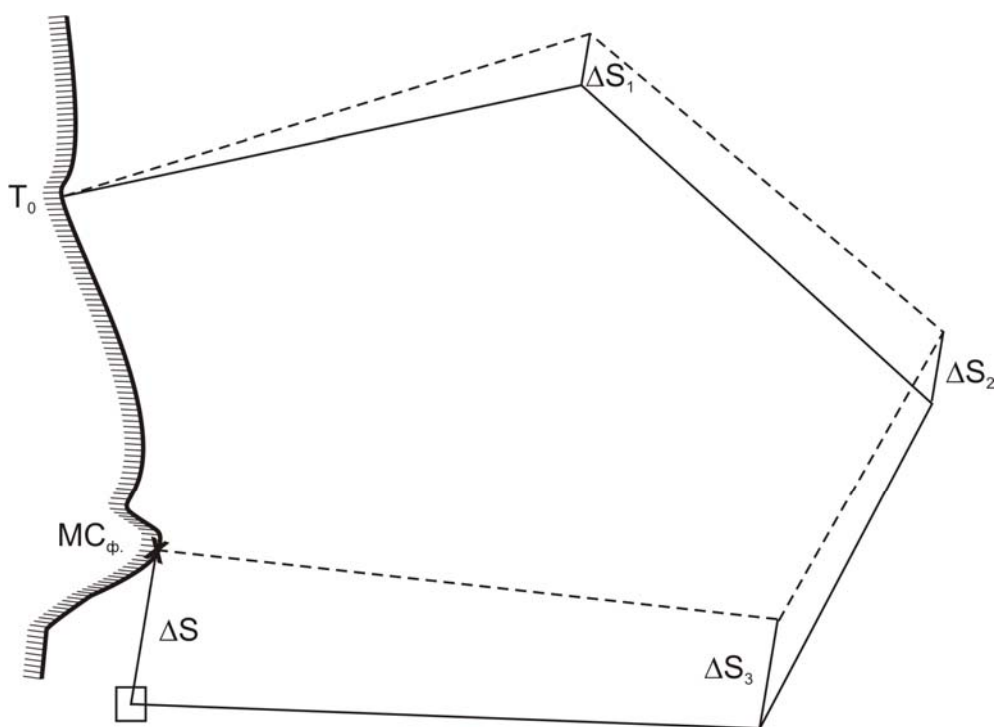


Рис. 8.3. Обратная прокладка

Расстояние между фактическим и численным МС называется *невязкой* линии пути ΔS . Это и есть погрешность определения численного МС. Но она появилась не внезапно, а нарастала постепенно на протяжении всего полета. Следовательно, не только последнее численное место является неточным, но и каждая точка проложенной на карте ЛФП.

Обратная прокладка основана на пропорциональном распределении обнаруженного в конце полета уклонения (невязки) вдоль всего маршрута. При ее выполнении каждая точка ЛФП, в которой изменялся курс, смещается в ту же сторону, в которую МС_ф отстоит от МС_{сч}, на величину ΔS_i , пропорциональную времени полета до этой точки. Например, если время полета до первого разворота составляло одну треть от общего времени, то и точка первого разворота смещается на одну треть невязки. Соединив смещенные точки, получим уточненную ЛФП (на рис.8.3 показана пунктиром).

После выполнения полной прокладки гидрологи или пожарные могут уточнить местоположение обнаруженных ими объектов.

8.3. Доплеровский измеритель скорости и сноса

Попытки автоматизировать счисление пути предпринимались еще до Второй мировой войны. Первые устройства такого рода (курсографы) представляли из себя планшеты с картой, на которой перо самописца рисовало чернилами линию пути. Перемещение пера зависело от скорости ВС и его

курса. Поскольку в то время технических средств для учета ветра не существовало, скорость для счисления использовалась приборная, а курс – компасный. Это была по сути штилевая прокладка, выполненная по довольно неточным данным, поскольку указатели скорости и компасы в то время были несовершенными. Ситуация существенно изменилась лишь с появлением в 60-е годы доплеровских измерителей скорости и сноса.

Доплеровский измеритель скорости и сноса (ДИСС) – бортовое радиотехническое устройство, позволяющее измерять на борту ВС его путевую скорость и угол сноса.

ДИСС основан на использовании эффекта, открытого австрийским физиком Х.Доплером (С.Doppler) в 1842 г. Эффект заключается в том, что если источник излучения волн движется по направлению к приемнику, то приемник воспринимает частоту больше, чем частота на самом деле излучаемая. И наоборот, если источник удаляется, то принимаемая приемником частота меньше излучаемой. Этот эффект справедлив для любых волновых процессов: электромагнитного излучения, в том числе и светового, звуковых волн и т.д.

ДИСС является автономным устройством, то есть не требует для своей работы установки какого-либо оборудования на земле. Основными составными частями бортового оборудования являются передатчик и приемник с антеннами, вычислительное устройство и пульта управления и индикации. Передатчик через антенну излучает радиоволны сверхвысокой частоты (порядка 9-13 ГГц), но не во все стороны, а по трем или четырем узконаправленным лучам. Соответственно различают трехлучевые и четырехлучевые ДИСС. Лучи наклонены к земле и расположены под углом к продольной оси ВС. Как показано на рис. 8.4 . у четырехлучевого ДИСС они направлены влево-вперед, вправо-вперед, влево-назад и вправо назад.

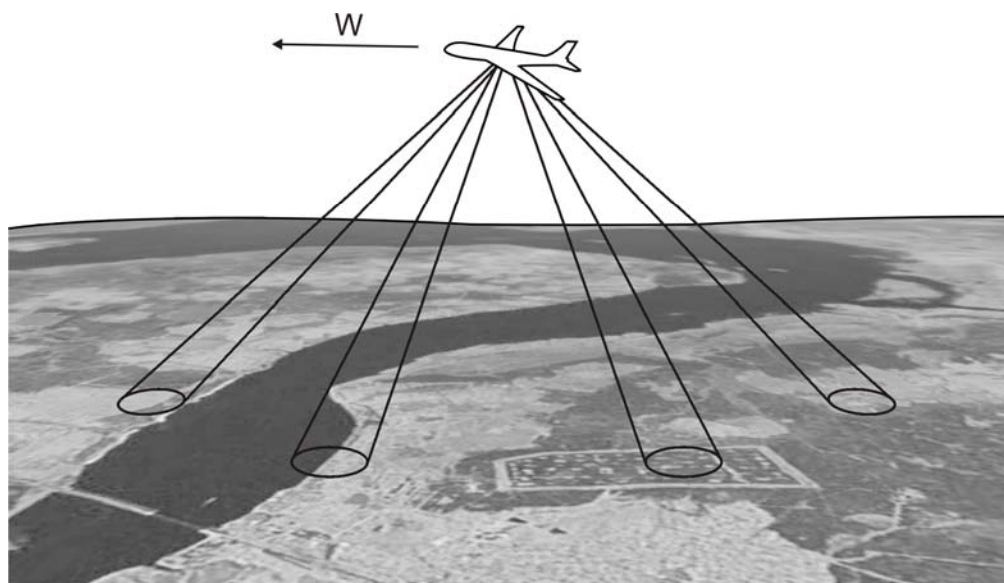


Рис. 8.4. Принцип работы ДИСС

Радиоволны, излучаемые по этим лучам, отражаются от земной поверхности и принимаются приемником через антенну.

ВС летит вперед, спереди земля «набегает» на него, поэтому частота отраженных радиоволн для лучей, направленных вперед, будет больше излучаемой передатчиком. Соответственно для лучей направленных назад отраженная частота будет меньше излучаемой, поскольку отражающая земная поверхность удаляется, «уходит» от самолета.

Но ВС движется относительно земли в направлении вектора путевой скорости, который в общем случае не направлен по продольной оси самолета из-за наличия угла сноса. Следовательно, ВС имеет еще и боковое перемещение относительно своей продольной оси. Тогда, если, например, ветер сносит самолет вправо, то справа земля «набегает», а слева – удаляется от самолета. Следовательно, для лучей, направленных вправо, отраженная частота будет больше, чем для лучей, направленных влево.

В результате оказывается, что для каждого из четырех лучей частота отраженного сигнала различна. По измеренным значениям этих частот можно рассчитать путевую скорость и угол сноса, что и делает вычислитель.



Рис. 8.5. Индикатор ДИСС

Значения угла сноса и путевой скорости отображаются на индикаторе. Индикаторы могут иметь различный вид. Один из них представлен на рис. 8.5. Угол сноса индицируется стрелкой, а путевая скорость в цифровом виде.

Точность ДИСС является высокой. Погрешность измерения W составляет 3-5 км/ч, а угла сноса $0,3...0,5^\circ$.

Для управления ДИСС имеется пульт (рис.8.6) Он предназначен для включения устройства, его предполетного контроля. Имеется переключатель «Суша-Море», который в полете устанавливается в положение, соответствующее характеру подстилающей поверхности. Необходимость

этого обусловлена различием характера отраженного сигнала от земной и водной поверхности.



Рис. 8.6. Пульт управления ДИСС

В некоторых ситуациях в полете ДИСС может перестать выдавать информацию. Это может произойти при большом крене ВС, когда луч, направленный в сторону, противоположную крену, приподнимается. В этом случае точка отражения луча от земли будет очень далеко, а отраженный сигнал слишком слабым.

Также отраженная радиоволна может не вернуться при полете над гладкой водной поверхностью, когда луч отражается от нее как от зеркала.

В таких случаях ДИСС переходит в режим «Память». На индикаторе загорается красное табло с соответствующей надписью, а значения путевой скорости и угла сноса «замораживаются», то есть сохраняются такими, какими они были в момент пропадания сигнала. При появлении отраженного сигнала индикация восстанавливается.

В гражданской авиации используются ДИСС различных марок. Наиболее распространенные – ДИСС-3, ДИСС-013 и другие.

8.4. Автоматизированное счисление пути

Принципы автоматизированного счисления. Рассмотрим, каким образом осуществляется счисление координат в тех системах, в которых измеряемыми навигационными элементами движения являются *скорости* ВС (путевая или истинная). Позже будет рассмотрена и работа систем, основанных на измерении ускорений.

Счисление – это *расчет* текущих координат. Поэтому основной частью любой автоматизированной системы счисления пути является навигационный вычислитель. Он может быть аналогового типа, то есть основанный на электромеханических устройствах, или цифрового

(компьютер). На вход вычислителя непрерывно поступает информация от датчиков, измеряющих необходимые для счисления навигационные элементы (например, курс, угол сноса, скорость). На выходе вычислителя – счисленные координаты, а также, возможно, скорости их изменения. Эти выходные данные отображаются на индикаторах для экипажа, а также могут поступать в бортовую систему автоматического управления полетом, которая обеспечивает выполнение полета по ЛЗП. В современных навигационных комплексах счисленное МС может отображаться и графически: на дисплее на синтезированной электронным путем карте или на авиационном планшете на фоне бумажной карты.

Счисленное место самолета характеризуется его координатами, следовательно, должна быть выбрана система координат.

В системах счисления пути, основанных на использовании измеренных скоростей ВС, обычно используются ортодромические системы координат. Наиболее часто – частноортодромическая, связанная с ЛЗП участка маршрута. Как показано в главе 2., ортодромические системы координат – это системы заданные на сфере. Однако в системах счисления пути они принимаются за обычные плоские декартовы системы координат. Тот факт, что Земля при счислении принимается за плоскость, не вносит существенной погрешности в рассчитанные координаты, если удаление ВС от осей системы координат не превышает нескольких сотен километров.

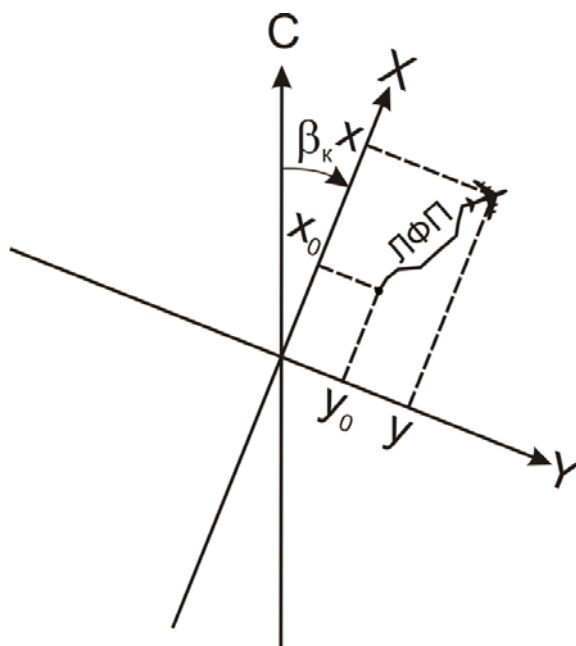


Рис. 8.7. Прямоугольная система координат

Рассмотрим абстрактную систему прямоугольных координат ОХУ. Для того, чтобы она относительно земли занимала вполне определенное положение, необходимо указать:

а) куда направлены ее оси,

б) где располагается начало системы координат (точка пересечения осей, соответствующая нулевым значениям координат).

Действительно, координаты одной и той же точки на земле, в том числе и самолета, будут различными, в зависимости от того, находится начало системы координат в Поповке или в Мироновке и куда ориентированы оси системы координат. Поэтому в навигационный вычислитель должна быть введена информация о том, какая система координат выбрана для счисления.

Ориентация осей обеспечивается путем ввода в навигационный вычислитель угла карты.

Угол карты (β_k , УК) – это угол между северным направлением меридиана и направлением одной из осей системы координат. Если установлен, например, УК=315, то это означает, что главная ось системы координат направлена на северо-запад. Вторая ось, поскольку система координат прямоугольная, ориентируется автоматически.

А вот расположение начала системы координат задается путем установки начальных координат МС. Рассмотрим этот вопрос чуть подробнее.

Допустим, точно задано, где именно на земной поверхности располагается начало системы координат ОХУ и куда направлены ее оси. Тогда любая точка, в том числе и ВС, будет иметь вполне определенные координаты x, y .

А можно поступить и наоборот. Задав УК, можно просто приписать или назначить ВС любые значения координат x, y . Но при этом и расположение начала системы координат будет однозначно определено.

Таким образом, путем ввода в навигационный вычислитель координат ВС в момент начала счисления пилот и задает расположение системы координат.

Впрочем, для самого вычислителя никакой системы координат не существует. Он просто производит вычисления по заложенным в него алгоритмам. Это пилот интерпретирует результаты этих вычислений как координаты.

Снова приведем пример с обычными часами. Допустим, Вы хотите, чтобы часы показывали московское время. Время суток – это не что иное, как интервал времени (в часах, минутах), который прошел *от начала суток*, то есть от того момента, когда по выбранному времени было ноль часов. Можно узнать значение этого времени (например, по радио), установить его на часах и считать, что они показывают московское время.

Но ведь ничто не мешает в принципе установить на своих часах *абсолютно любое значение времени*, например, 11.37. Это будет означать, что Ваши часы установлены по какому-то такому времени, в котором сутки начались 11 ч 37 мин назад. Совершенно неважно, существует ли такое время в природе, пользуются ли таким временем где либо в мире. Возможно, что выставленное Вами время, случайно или преднамеренно, совпадет с тем, по

которому живут, скажем, во Франкфурте. Тогда Вы можете сказать, что Ваши часы идут по средневропейскому времени.

Но самым часам это безразлично. Часы (как и навигационный вычислитель), просто отсчитывают *приращение* времени (координат) по отношению выставленному времени (начальным координатам). Поэтому, когда Вы устанавливаете на часах значение времени, тем самым Вы определяете момент начала суток. Когда Вы вводите в вычислитель значения текущих координат ВС в качестве начальных координат для счисления, то тем самым Вы задаете, где находится начало системы координат.

В момент начала счисления текущие координаты ВС совпадают с начальными, но в процессе полета они изменяются в соответствии с перемещением ВС. Первое, что делает навигационный вычислитель для определения текущих координат – раскладывает вектор путевой скорости W на составляющие W_x и W_y по осям выбранной системы координат. Для этого ему необходимо знать модуль и направление вектора W , а также направление осей.

Теперь, когда известна скорость вдоль каждой оси, можно рассчитать и расстояние, пройденное по этой оси от начального значения соответствующей координаты.

Если бы составляющие скорости по осям были бы постоянными, то текущие координаты самолета x, y определялись бы по простым формулам:

$$\begin{aligned}x &= x_0 + W_x t, \\ y &= y_0 + W_y t,\end{aligned}$$

где t – время полета от начальной точки с координатами x_0, y_0 .

Но в общем случае составляющие скорости непрерывно меняются, поскольку изменяется и модуль, и направление вектора путевой скорости. Ведь самолет может изменить курс и истинную скорость, изменяется и ветер.

С точки зрения математики скорость – это производная расстояния, то есть скорость (быстрота) его изменения. Взятие производной называется дифференцированием. Операция, обратная дифференцированию, – это интегрирование, позволяющее по известной производной найти саму величину (закон ее изменения). Следовательно, для *определения пройденного расстояния по каждой оси необходимо в общем случае интегрировать составляющую скорости по этой оси.*

Можно к этому же выводу подойти и с другой стороны. Скорость непрерывно изменяется, но на любом бесконечно малом отрезке времени ее можно считать постоянной и определить бесконечно малое расстояние, пройденное за это время, простым умножением расстояния на скорость. Но весь пройденный путь является суммой бесконечно большого количества бесконечно малых участков. А сумма бесконечно большого количества бесконечно малых слагаемых – это и есть определенный интеграл.

Таким образом, в общем виде уравнения счисления можно записать в виде:

$$\begin{aligned}x &= x_0 + \int_0^t W_x dt, \\y &= y_0 + \int_0^t W_y dt.\end{aligned}\tag{8.1}$$

Навигационный вычислитель непрерывно интегрирует составляющие скорости, определяя приращения координат к их начальным значениям. В цифровых вычислителях интегрирование осуществляется по алгоритмам численного интегрирования. В аналоговых вычислителях оно выполняется интегрирующими электродвигателями, то есть такими, у которых скорость вращения зависит от подаваемого на него напряжения. Если подавать напряжение, пропорциональное скорости, то чем больше скорость, тем больше оборотов в единицу времени сделает двигатель, «накручивая» пройденное расстояние. Похожим образом работает спидометр в автомобиле, рассчитывая пройденное расстояние по скорости вращения колес.

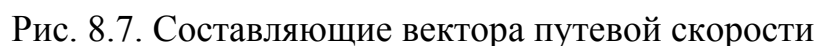
Текущие численные значения координат отображаются для экипажа на индикаторах. По какой бы траектории ни летел самолет, пилот может определить по ним координаты в данный момент времени.

Курсодоплеровское счисление пути. Счисление пути, осуществляемое по измеренным значениям курса, путевой скорости и угла сноса, называется *курсодоплеровским*. На ВС,, на которых осуществляется курсодоплеровское счисление, оно ведется в частноортодромической (а фактически – в прямоугольной) системе координат OZS . Ось S направлена по ЛЗП в направлении полета, а ось Z вправо от ЛЗП. Поскольку ось S совпадает с ЛЗП, то и угол карты совпадает с заданным путевым углом (рис. 8.7):

Измеряемые параметры позволяют определять положение вектора путевой скорости относительно линии заданного пути и разложить его на составляющие по осям координат. Для этого W необходимо умножить на синус и косинус угла, под которым W направлен к ЛЗП, то есть на разность фактического β_ϕ и заданного β_3 путевых углов. Из рис. 8.7 можно записать:

$$\begin{aligned}W_S &= W \cos (\beta_\phi - \beta_3) = W \cos (\gamma + \alpha - \beta_3); \\W_Z &= W \sin (\beta_\phi - \beta_3) = W \sin (\gamma + \alpha - \beta_3),\end{aligned}$$

где W – модуль вектора путевой скорости $\mathbf{W}$,
 γ – курс воздушного судна,
 α – угол сноса,


$$\begin{aligned} s &= s_0 + \int_0^t W_S dt = s_0 + \int_0^t W \cos(\gamma + \alpha - \beta_3) dt; \\ z &= z_0 + \int_0^t W_Z dt = z_0 + \int_0^t W \sin(\gamma + \alpha - \beta_3) dt. \end{aligned} \quad (8.2)$$

При курсодоплеровском счислении навигационный вычислитель непрерывно рассчитывает параметры ветра. В зависимости от вида системы счисления пути этими параметрами являются либо скорость U и навигационное направление ветра δ_H , либо составляющие ветра по осям координат U_S и U_Z . При внезапном отказе ДИСС по любым причинам навигационная система автоматически переходит в режим “Память”, в котором счисление ведется по запомненным параметрам ветра. Однако, в связи с временной и пространственной изменчивостью ветра, этот режим длительное время применять не рекомендуется.

Курсовоздушное счисление пути. Данный вид счисления пути применяется при отсутствии информации от ДИСС. Для счисления необходима путевая скорость, но она в данном случае не измеряется, а рассчитывается вычислителем. Очевидно, что составляющие вектора путевой скорости по осям координат равны сумме составляющих векторов истинной скорости и ветра (рис. 8.8).

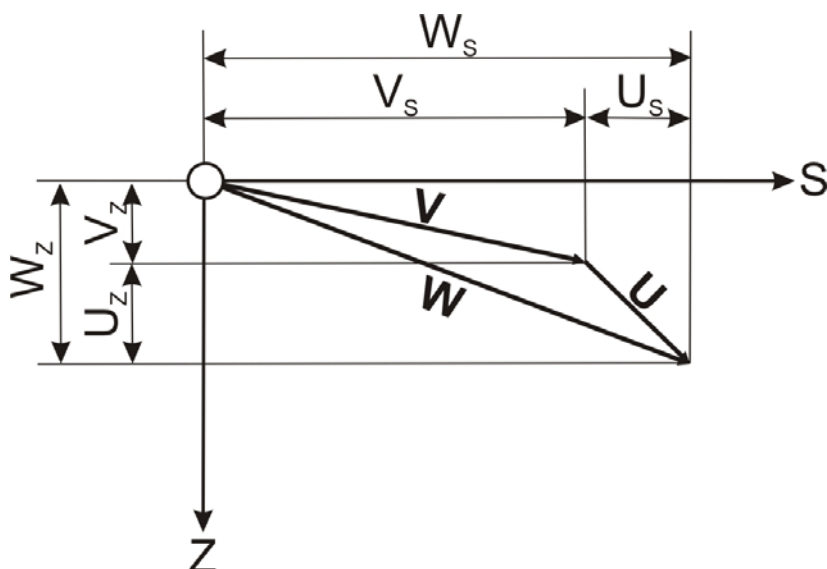


Рис. 8.8. Составляющие векторов навигационного треугольника скоростей

Тогда:

$$\begin{aligned} W_s &= V_s + U_s = V \cos (\gamma - \beta_3) + U \cos (\delta_n - \beta_3); \\ W_z &= V_z + U_z = V \sin (\gamma - \beta_3) + U \sin (\delta_n - \beta_3), \end{aligned}$$

где V – истинная воздушная скорость ВС;

δ_n – навигационное направление ветра;

U – скорость ветра.

Исходными данными для расчета являются: курс ВС, поступающий от курсовой системы; истинная воздушная скорость – от датчика воздушной скорости или СВС; скорость и направление ветра вводятся экипажем вручную.

При интегрировании составляющих путевой скорости в любой момент времени формируются текущие частноортодромические координаты места ВС:

$$s = s_0 + \int_0^t W_s dt = s_0 + \int_0^t \{V \cos(\gamma - \beta_3) + U \cos(\delta_H - \beta_3)\} dt; \quad (8.3)$$

$$z = z_0 + \int_0^t W_z dt = z_0 + \int_0^t \{V \sin(\gamma - \beta_3) + U \sin(\delta_H - \beta_3)\} dt.$$

Простейшими навигационными вычислителями, использующими выше названные виды счисления пути являются НАС-1 и НВУ-БЗ.

Коррекция счисленных координат. Системы счисления пути выдают всю информацию, которая необходима для полета по маршруту: линейное боковое отклонение, пройденное и оставшееся расстояния. И если бы счисленные координаты были абсолютно точными, то на борту ВС не нужно было бы устанавливать еще какие-либо навигационные средства. Но счисленные координаты неизбежно содержат погрешности, то есть не полностью совпадают с фактическими координатами в выбранной пилотом системе координат. Эти погрешности включают в себя две составляющие.

Первая составляющая вызвана тем, что уже начальные координаты могут быть неточными. Действительно, достаточно точно место самолета известно лишь тогда, когда ВС находится на аэродроме. Но если счисление начинается в какой-то момент во время выполнения полета, то экипаж должен сначала определить координаты МС для этого момента, которые и будут начальными координатами для счисления. Координаты можно определить одним из методов первой группы, например, с помощью наземных радиомаяков. Но и они будут содержать погрешности, поскольку абсолютно точных технических средств не существует. И если пилот определил начальное МС с погрешностью, например, 1 км, то эта величина погрешности сохранится во всех последующих значениях счисленных системой координат. Они тоже будут отличаться на 1 км от фактических, то есть счисленная ЛФП окажется сдвинутой на эту величину от ее правильного положения.

Вторая составляющая погрешности счисления вызвана неточным измерением навигационных элементов движения – курса, угла сноса, скорости. Характерной ее особенностью является то, что она увеличивается со временем полета. В этом нетрудно убедиться на простом примере. Если путевая скорость, по которой рассчитывается пройденное расстояние, измеряется, скажем, с погрешностью 5 км/ч, то через час полета погрешность в определении расстояния составит 5 км, через два часа полета – 10 км и т.д.

Чем дальше летит ВС от точки начальной выставки координат, тем менее точными становятся счисленные координаты. Чтобы находиться на ЛЗП, пилот старается выдерживать на индикаторе системы $z=0$. Но ведь это не точное, а счисленное значение. Фактическое ЛБУ может составлять уже несколько километров. Так же, как если часы показывают 12.00, это не означает, что сейчас ровно полдень. Ведь часы, скорее всего, спешат или

отстают. И чем дольше они не проверялись, тем больше может быть погрешность.

Поэтому любая система счисления пути требует периодической *коррекции*, то есть исправления, счисленных координат. Коррекция заключается в том, что пилот определяет МС с помощью более точных методов первой группы (по радиомаякам, спутникам, визуально) и вводит эти более точные координаты в систему счисления пути. Эти координаты становятся новыми начальными координатами и счисление начинается уже от их значений. Разумеется, погрешности будут снова накапливаться, что со временем потребует новой коррекции. Таким образом и выполняется полет: непрерывно определяются счисленные координаты, но периодически они корректируются. Так же и с часами. Время от времени их нужно проверять и устанавливать точное время

8.5. Краткая характеристика некоторых автоматизированных систем счисления пути

Навигационная автономная система НАС-1. НАС-1 предназначена для непрерывного автоматического измерения путевой скорости и угла сноса, счисления пройденного пути и выдачи сигналов в автопилот для автоматического управления самолетом при следовании по ЛЗП. Система является автономной и может применяться при выполнении полета по любой воздушной трассе или маршруту полета.

НАС-1 эксплуатируется на таких самолетах, как Ту-134, Ан-12, Ил-18 и других.

В состав НАС-1 входят:

- ДИСС;
- автоматическое навигационное устройство (АНУ), являющееся аналоговым вычислителем системы,
- датчик воздушной скорости (ДВС);
- задатчик угла карты (ЗУК);
- задатчик ветра (ЗВ);
- счетчик координат.

ДИСС измеряет путевую скорость и угол сноса, выдает их на индикатор для информирования экипажа, а также в АНУ. Туда же поступают курс от курсовой системы и истинная воздушная скорость от ДВС.

АНУ осуществляет автоматическое счисление пути. Вектор путевой скорости раскладывается по осям прямоугольной системы координат и каждая составляющая интегрируется для получения пройденного расстояния по каждой оси.

Оси системы координат обозначены *русскими* буквами С и В. Видимо, разработчики системы полагали, что экипаж будет выбирать направление этих осей на север и на восток. Но такой выбор направления осей удобен

только при полетах в ограниченном районе, например, при выполнении авиационных работ. В гражданской авиации обычно выполняются полеты по маршрутам и экипаж направляет одну из осей (С) вперед по направлению ЛЗП, а вторая ось (В) оказывается направленной вправо от ЛЗП. В этом случае оси С и В полностью эквивалентны рассмотренным выше осям S и Z частноортодромической системы координат.

В любом случае ориентация системы координат задается углом карты, которым является угол между северным направлением меридиана и направлением оси С. Вид этого меридиана (магнитный, ортодромический и т.п.) определяется тем, какой вид курса поступает от курсовой системы в АНУ. То есть, если курсовая система работает в режиме «МК», то и угол карты необходимо отсчитывать от магнитного меридиана, а если в режиме «ГПК» - то от опорного.

Если ось С направлена по ЛЗП, то угол карты равен заданному путевому углу. Для каждого участка маршрута он устанавливается экипажем вручную на ЗУК (рис. 8.9).



Рис. 8.9. Задатчик угла карты

Текущие координаты индицируются на счетчике координат стрелками с надписями «С» и «В» (рис. 8.10). Здесь же устанавливаются и начальные координаты.

При использовании НАС-1 экипаж сам выбирает, где будет располагаться начало системы координат на текущем участке маршрута: в начальном или конечном ППМ участка.

Если при пролете начального ППМ участка установить $УК=ЗПУ$, а стрелки «С» и «В» на нулевое значение, то при выполнении полета стрелка «В» будет показывать численное отклонение от ЛЗП (ЛБУ), а стрелка «С» - пройденное от ППМ расстояние. На рис.8.10 показания счетчика составляют $C=+72$ км, $B=+17$ км.



Рис. 8.10. Счетчик координат

Можно поступить и по-другому, установив в начале участка $V=0$, а стрелку «С» на отрицательное значение длины участка, то есть отвести ее от нуля влево на соответствующее расстояние. На шкале счетчика координат (см. рис.8.10) нет отрицательных значений, поэтому, например, при длине участка 200 км стрелка должна быть установлена на значение 800 км. Тогда в процессе полета стрелка «В» будет приближаться к нулю, показывая оставшееся расстояние до конечного ППМ участка.

Стрелка «В» в обоих рассмотренных случаях показывает ЛБУ, следовательно, для полета по ЛЗП необходимо управлять самолетом так, чтобы выдерживать ее на нулевом значении

Основной режим работы системы – курсодоплеровское счисление. При отказе ДИСС или, если он вообще не установлен на самолете, используется курсовоздушное счисление. В этом случае от датчика воздушной скорости поступает электрический сигнал, соответствующий истинной скорости, которую вычислитель раскладывает на составляющие. Скорость и навигационное направление ветра необходимо установить вручную на задатчике ветра (рис. 8.11). На нем же нужно установить угол карты для разложения вектора ветра на составляющие по осям системы координат. Разумеется, значение УК должно соответствовать его значению, установленному на ЗУК.

По составляющим V и U вычислитель рассчитывает составляющие W и путем их интегрирования определяет численные координаты.

Точность курсовоздушного счисления будет существенно зависеть от правильности определения ветра и установки его на ЗВ.



Рис. 8.11. Задатчик ветра

Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ. НВУ-БЗ входит в состав пилотажно-навигационного комплекса самолета Ту-154. Оно осуществляет расчет численных координат и совместно с системой автоматического управления самолетом оно обеспечивает полет по ЛЗП в автоматическом режиме.

В отличие от НАС-1, при использовании которой пилот может выбирать любое направление осей и положение начала системы координат, для счисления в НВУ-БЗ всегда используется частноортодромическая система координат OZS , причем начало этой системы (точка пересечения осей) располагается в конечном ППМ текущего участка. Соответственно угол карты равен заданному путевому углу участка, координата Z соответствует ЛБУ, а координата S до пролета конечного ППМ участка является отрицательной и по абсолютной величине равна оставшемуся расстоянию до ППМ.

Для счисления используется информация от ДИСС, от СВС и от курсовой системы ТКС-П2. Поскольку эта курсовая система всегда работает в режиме «ГПК», то и устанавливаемый экипажем заданный путевой угол, играющий роль угла карты, должен быть ортодромическим. Он устанавливается на индикаторе задатчике путевых углов.

Значения координат z и s индицируются индикаторами-задатчиками координат в цифровом виде (на рис. 8.12 слева).

В НВУ-БЗ устанавливаются данные одновременно двух смежных участков маршрута. Это позволяет обеспечить автоматический переход из системы координат первого участка к системе координат второго участка. Примерно за 80 км до пролета конечного ППМ первого участка вычислитель начинает рассчитывать z и s самолета уже и в новой системе координат.

Когда до ППМ останется расстояние, равное ЛУР, происходит переключение на новую систему координат, а если подключена автоматическая система управления, то самолет автоматически разворачивается и выходит на новую ЛЗП.



Рис. 8.12. Органы управления и индикации НВУ-БЗ

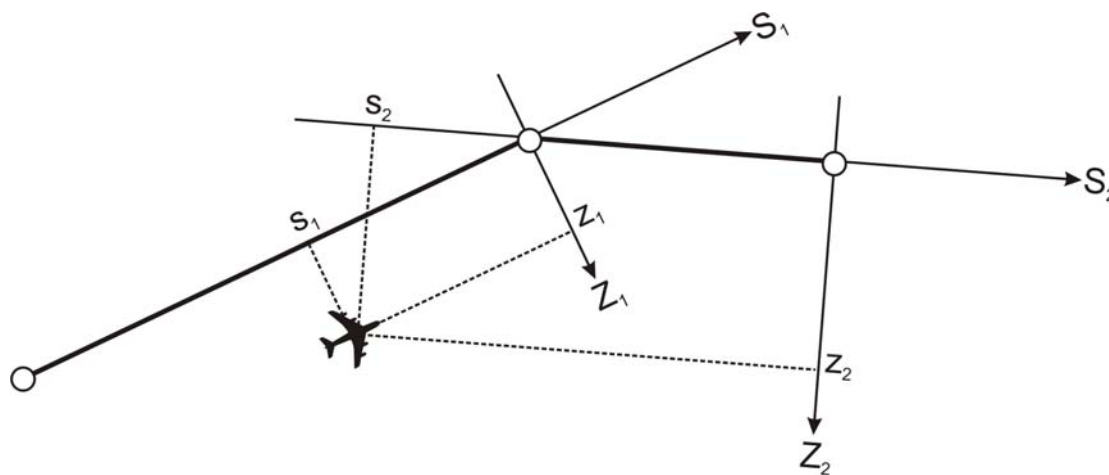


Рис. 8.13. Координаты МС в двух частноортодромических системах координат

При выполнении счисления пути в курсодоплеровском режиме осуществляется расчет параметров ветра, которые в дальнейшем могут использоваться при выполнении счисления в курсовоздушном режиме.

8.6. Принцип инерциального счисления пути

Инерциальные навигационные системы (ИНС) основаны на измерении *ускорений* ВС по осям системы координат. Ускорения измеряются устройствами, называемыми *акселерометрами*. Принцип действия акселерометра основан на свойстве инерции. В упрощенном виде акселерометр представляет собой трубку с расположенным внутри нее грузом в виде шарика (рис. 8.14). Если трубка движется с ускорением, направленным по ее оси, то груз, вследствие своей инерции, смещается в сторону, противоположную ускорению. Смещение тем больше, чем больше ускорение. Если ускорение прекращается, пружина возвращает груз в нулевое положение. Таким образом, измеряя смещение, можно измерять ускорение.

Современные акселерометры обладают высокой чувствительностью и могут измерить ускорение, составляющее одну миллионную от ускорения свободного падения. Если бы тело из состояния покоя начало движение с таким ускорением, то оно сдвинулось бы на один миллиметр лишь через 15 секунд.

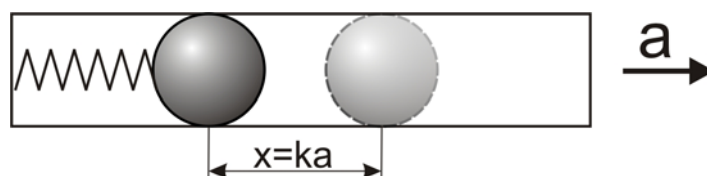


Рис. 8.14. Акселерометр

Два акселерометра расположены в горизонтальной плоскости и ориентированы на север-юг и восток-запад. Они предназначены для измерения ускорений по этим направлениям. Третий расположен вертикально.

Из физики и математики известно, что ускорение является производной от скорости, то есть характеризует быстроту ее изменения. Соответственно, скорость – это производная расстояния. Операцией, обратной дифференцированию (взятию производной), является интегрирование. Следовательно, если значение производной (измеренное ускорение) известно, то после его интегрирования получим скорость. А после интегрирования скорости получим пройденное расстояние.

Пусть a_N и a_E - измеренные ускорения по направлениям на север и восток, а W_N и W_E - составляющие путевой скорости, S_N и S_E - пройденные расстояния по этим же направлениям. Тогда

$$W_N = \int_0^t a_N dt, \quad W_E = \int_0^t a_E dt, \quad (8.4)$$

$$S_N = \int_0^t W_N dt, \quad S_E = \int_0^t W_E dt. \quad (8.5)$$

Современные ИНС осуществляют счисление в географической системе координат, то есть определяют широту и долготу. Если принять Землю за сферу, то текущие широта φ и долгота λ (в радианах) могут быть определены как

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{1}{R} \int_0^t W_N dt, \quad \lambda = \lambda_0 + \frac{1}{R} \int_0^t \frac{W_N}{\cos \varphi} dt, \quad (8.6)$$

где R – радиус Земли,

φ_0, λ_0 – начальные координаты ВС.

Интегрирование и все прочие расчеты выполняются входящими в состав ИНС цифровыми вычислителями (микропроцессорами).

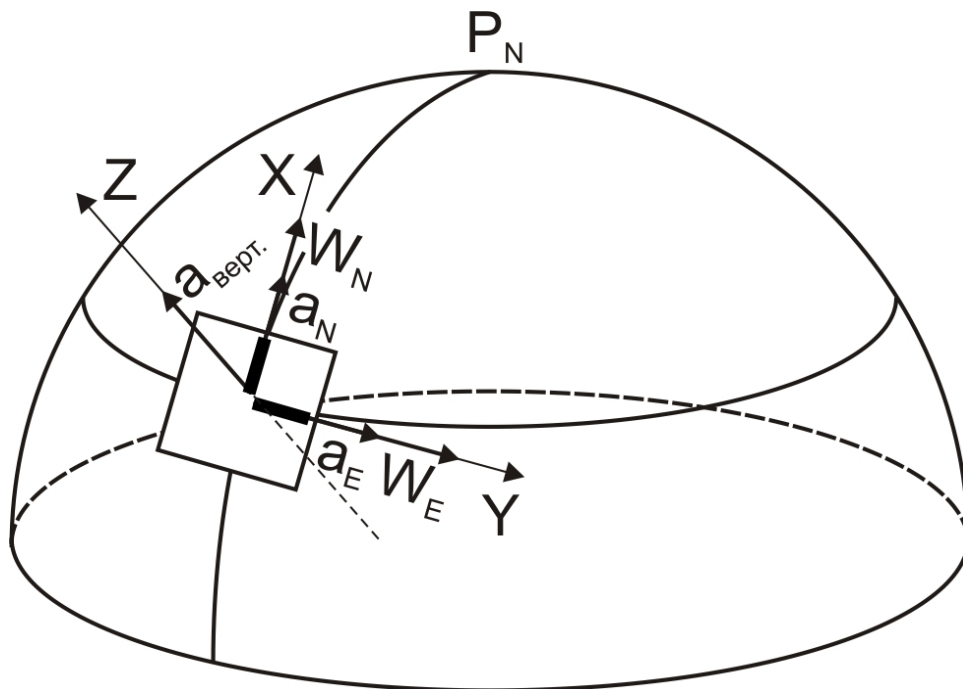


Рис. 8.15. Счисление в сферической системе координат



Рис. 8.16. Упрощенная блок-схема инерциального счисления

Таким образом, как бы ни был ориентирован самолет в пространстве, то есть, какими бы ни были курс, крен и тангаж, для счисления пути должны использоваться ускорения в системе координат, жестко связанной с Землей. В зависимости от того, каким образом обеспечивается выполнение этого условия, ИНС можно разделить на две группы:

- основанные на использовании гиросплатформы (будем их называть традиционными ИНС),
- бесплатформенные ИНС.

Первыми в 40-е годы XX века были разработаны и на протяжении пятидесяти лет совершенствовались традиционные ИНС. В этих системах акселерометры установлены на основе, называемой *гиросплатформой*. Гиросплатформа на протяжении всего полета должна располагаться строго горизонтально и ориентирована по направлению меридиана. В этом случае акселерометры независимо от поворотов ВС всегда ориентированы по осям системы координат, связанной с Землей: один акселерометр ориентирован на север, второй на восток и третий вверх.

Гиросплатформа удерживается в нужном положении с помощью гироскопов – в принципе таких же, которые рассматривались в главе о гироскопических курсовых приборах, но гораздо более точных, имеющих малый собственный уход.

В последней четверти прошлого века стали развиваться *бесплатформенные* ИНС, которые не совсем корректно называют системами на лазерных гироскопах. В этих системах акселерометры жестко закреплены на самолете, ориентированы по его строительным осям и, естественно, вращаются вместе с ним, измеряя ускорения *вдоль осей самолета*. Значения же ускорений по осям *земной* системы координат получаются расчетным путем.

Для наглядности в данной главе работа инерциальных систем будет рассмотрена на примере традиционных ИНС, имеющих в своем составе гиросплатформу. Бесплатформенные ИНС будут рассмотрены ниже.

Инерциальные навигационные системы обладают рядом достоинств и преимуществ перед другими навигационными системами.

1) *Автономность*. ИНС не требуют для своей работы установки какого-либо наземного оборудования. Все, что необходимо для счисления пути, находится на борту.

2) *Широкая область возможного применения*. ИНС, в отличие от некоторых других систем, могут использоваться практически над всей территорией земного шара, включая и полярные районы, а также под водой и в космосе.

3) *Абсолютная помехозащищенность*. Поскольку ИНС основана на использовании свойства инерции тел, не существует естественных и невозможно создать искусственные помехи работе системы. Современная наука пока не знает способа, которым можно было бы заставить акселерометр на летящем ВС измерить неправильное ускорение.

4) *Возможность измерения всех основных параметров*, необходимых для навигации.

Перечисленные достоинства и определили широкое использование ИНС на воздушных и морских судах, космических аппаратах, баллистических и крылатых ракетах.

Разумеется, у ИНС имеются и недостатки, большая часть которых, впрочем, свойственна не только инерциальным, но и любым системам счисления пути. К ним относятся необходимость знания начальных координат, возрастание погрешностей счисления со временем полета и вытекающая отсюда необходимость коррекции координат.

Еще 15-20 лет назад, применительно к традиционным ИНС, можно было бы отметить в качестве недостатков невысокую точность счисления, сложность и низкую надежность системы, громоздкость и высокую стоимость систем. Эти недостатки были связаны с необходимостью использования высокопрецизионных, дорогих и сложных гироскопов, с помощью которых гиropлатформа должна удерживаться в заданном положении.

Но с появлением бесплатформенных ИНС ситуация быстро изменилась. ИНС стали меньше по размерам, проще, дешевле. А со временем они обогнали традиционные ИНС и по точности.

8.7. Особенности ИНС как систем счисления пути

Выставка ИНС. В традиционных ИНС гиropлатформа должна быть расположена строго горизонтально и ориентирована по направлению меридиана. В противном случае установленные на ней акселерометры будут измерять ускорения не по направлениям осей системы координат, что приведет к погрешностям определения места самолета.

Если платформа будет расположена не совсем горизонтально, то, кроме того, акселерометры будут измерять некоторую составляющую ускорения свободного падения g . При горизонтальном положении платформы вектор g

направлен перпендикулярно к оси акселерометра и проекция g на эту ось равна нулю. А при наклоне акселерометра хотя бы на 1-2' он будет, даже при неподвижном акселерометре, показывать некоторое ускорение. Это ускорение будет интегрироваться вычислителем и система покажет, что ВС перемещается.

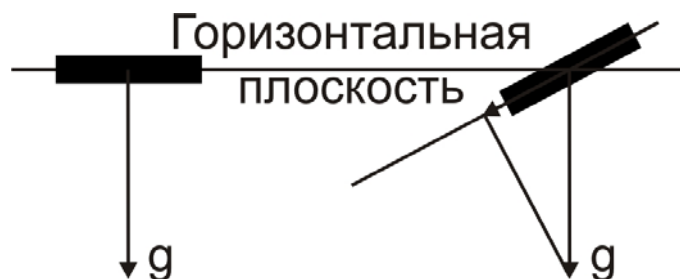


Рис. 8.17. Погрешность из-за негоризонтального положения акселерометра

Поэтому перед началом полета должна быть проведена выставка ИНС. Она включает в себя установку начальных координат, горизонтирование и гирокомпасирование гироплатформы. В традиционных ИНС эти операции могут занять несколько десятков минут.

Для установки начальных координат в Сборниках аэронавигационной информации для каждого места стоянки на аэродроме опубликованы его широта и долгота (рис.8.18).

PUSH-BACK AND TAXI PROCEDURE:

Departing acft shall contact GND for taxiing or push-back. Turbine-engined acft shall obtain permission for engine start-up from GND. When landing rwy 03 taxiing via TWY D is permitted only when so instructed by GND. Three engine acft shall shut down its middle engine before entering the apron area. At start-up the middle engine shall be kept on idle until leaving the apron. APU, if required, must not be started prior to 5 min for push-back or taxiing or used when parking.

INS COORDINATES

STAND No.	COORDINATES	STAND No.	COORDINATES
6	N57 40.4 E012 18.1	50, 52	N57 40.3 E012 17.8
7	N57 40.4 E012 18.0	54	N57 40.2 E012 17.8
8	N57 40.3 E012 18.0	55 thru 58	N57 40.2 E012 17.7
9, 10	N57 40.3 E012 17.9	60, 61	N57 40.1 E012 17.7
12 thru 15	N57 40.2 E012 17.9	62, 64	N57 40.1 E012 17.6
16 thru 20	N57 40.1 E012 17.8	66	N57 40.0 E012 17.6
21 thru 23	N57 40.0 E012 17.7	67	N57 40.0 E012 17.5
24	N57 39.9 E012 17.7		

Рис. 8.18. Фрагмент карты руления с координатами мест стоянки

Горизонтирование заключается в установке гиropлатформы в горизонтальное положение. Эта операция при включении соответствующего режима работы системы выполняется автоматически. Если при включении ИНС на неподвижном самолете гиropлатформа расположена негоризонтально, то два акселерометра, которые должны быть горизонтальными, измеряют ускорения, соответствующие проекциям на их оси ускорения свободного падения g . В зависимости от направления и величины этих ускорений следящая система ИНС разворачивает гиropлатформу так, чтобы акселерометры измеряли нулевые ускорения. Это и будет соответствовать горизонтальному положению платформы.

Гирокомпасирование заключается в ориентировании гиropлатформы по направлению истинного меридиана. Она должна быть повернута вокруг вертикальной оси так, чтобы один акселерометр был ориентирован на север, а другой на восток. Конечно, на ВС с помощью, например, магнитного компаса можно определить, где север, а где юг. Но точность магнитного компаса (около 1°) совершенно недостаточна для ориентирования гиropлатформы. Здесь требуется точность в *несколько угловых минут*. Операция гирокомпасирования также выполняется автоматически. Она основана на том, что из-за вращения Земли вокруг своей оси на акселерометры действует центробежное ускорение, точнее, его проекция на ось акселерометра. Центробежное ускорение направлено от оси вращения Земли в плоскости меридиана. На рис. 8.19 изображен вид на Землю со стороны северного полюса. В положении 1 гиropлатформа ориентирована по меридиану и акселерометр, направленный на север-юг измеряет на неподвижном относительно земли самолете максимальное значение ускорения, равное центробежному ускорению. Акселерометр же, ориентированный на восток-запад измеряет нулевое ускорение, поскольку его ось перпендикулярна центробежному ускорению.

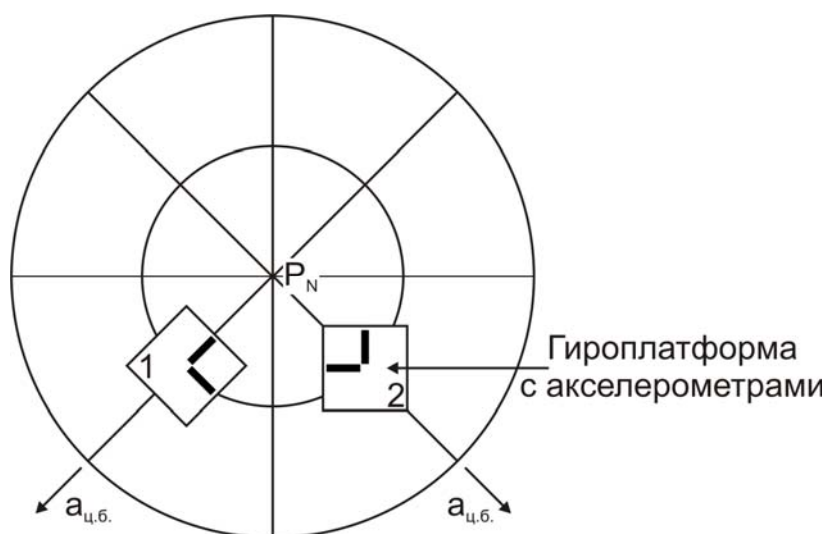


Рис. 8.19. К описанию гирокомпасирования

Если же гиropлатформа не ориентирована по меридиану (положение 2 на рис. 8.19), то каждый акселерометр измеряет ускорение, величина которого зависит от угла, под которым он расположен к меридиану. Следящая система по информации об измеряемых ускорениях разворачивает гиropлатформу соответствующим образом, приводя ее в положение 1, то есть, ориентируя по меридиану.

Пока ВС еще неподвижно автоматически определяется и величина дрейфа (скорости ухода) гиropлатформы из плоскости горизонта и в азимуте. Эти значения дрейфов учитываются вычислителем в полете для получения более точных величин ускорений по осям координат.

Сохранение положения гиropлатформы. Ориентация гиropлатформы по меридиану и в горизонтальной плоскости должна сохраняться и в полете на всем его протяжении. Но, поскольку Земля круглая, из-за перемещения ВС, а также из-за вращения Земли, положение горизонтальной плоскости и направление текущего меридиана меняются. Гироскопы же удерживают гиropлатформу в неизменном положении в инерциальной системе координат или, упрощенно говоря, относительно звезд. На рис. 8.20 показано, что если в начальный момент гиropлатформа была горизонтальной, то при перемещении самолета она, сохраняя положение в мировом пространстве, выйдет из плоскости текущего горизонта и отклонится от нее на некоторый угол θ .

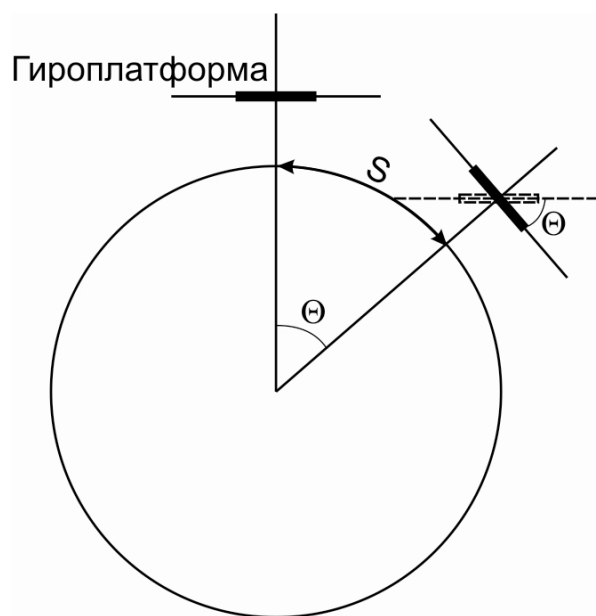


Рис. 8.20. Выход гиropлатформы из горизонтального положения

Казалось бы, для удержания гиropлатформы в горизонтальном положении можно использовать устройство, наподобие жидкостного переключателя в механизме горизонтальной коррекции в гироскопических приборах. Однако, это не так, поскольку такой механизм при ускорениях ВС

приводил бы гиropлатформу к мнимой горизонтальной плоскости, и к тому же не мгновенно. Следовательно, и ускорения будут измеряться не по нужным направлениям.

Из рис. 8.20 можно видеть, что угол θ , на который отклонилась гиropлатформа от горизонта, равен центральному углу, стягивающему дугу на земной поверхности, вдоль которой летел самолет (это углы с взаимно перпендикулярными сторонами). Длина S этой дуги окружности, то есть пройденное самолетом расстояние, инерциальной системе известна – ведь она осуществляет счисление координат. Тогда выраженный в радианах угол θ равен:

$$\theta = \frac{S}{R}, \quad (8.7)$$

где R – радиус Земли.

Таким образом, вычислитель ИНС непрерывно рассчитывает угол θ и следящая система разворачивает гиropлатформу на этот угол так, что она остается в текущей горизонтальной плоскости.

Аналогичным образом платформа удерживается и в направлении истинного меридиана. Разумеется, при этом учитывается и вращение Земли вокруг своей оси.

Погрешности ИНС. Как и любая система счисления пути, ИНС имеет погрешности вызванные с одной стороны неточной установкой начальных координат, а с другой – неточным измерением параметров движения. Как и у любой системы счисления погрешности определения координат возрастают на протяжении полета

Казалось бы, основной причиной неточности ИНС должны быть погрешности измерения акселерометрами ускорений. Но, как уже отмечалось, современные акселерометры достаточно точны и вовсе не они являются основной проблемой. В традиционных ИНС наибольший вклад в общую погрешность вносит *собственный уход гироскопов*, стабилизирующих платформу. Этот уход гораздо меньше собственного ухода гироскопических курсовых приборов и составляет доли градуса в час, однако и это приводит к существенным погрешностям. Ведь в результате такого ухода оси акселерометров оказываются неточно направленными по осям системы координат (по меридиану и параллели) и измеренные ускорения не соответствуют фактическим ускорениям по этим направлениям. Чем дольше длится полет, тем больше уходит гиropлатформа, тем больше погрешности измерения ускорений, а, следовательно, и скоростей и координат.

Но у погрешностей ИНС, в отличие от других систем счисления, есть характерная интересная особенность – погрешности возрастают неравномерно. Рассмотрим, почему это происходит.

Допустим, что при горизонтировании гиropлатформа была выставлена неточно - под углом γ к плоскости горизонта (рис. 8.21)

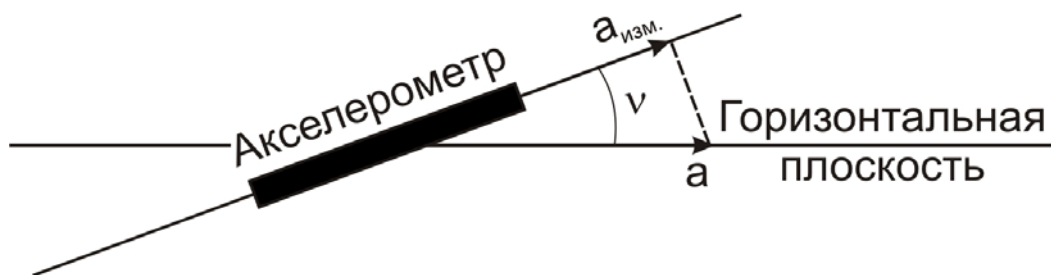


Рис.8.21. Погрешность из-за неточного горизонтирования

В этом случае вместо фактического ускорения a будет измерена его проекция на ось акселерометра $a_{изм.}$. Следовательно, ускорение будет измерено с погрешностью $\Delta a = a_{изм.} - a$.

Из-за этой погрешности после интегрирования измеренного ускорения с погрешностью ΔW будет рассчитана и скорость, а после интегрирования скорости с погрешностью ΔS будет рассчитано и пройденное расстояние.

Но ведь с помощью этого расстояния, как показано выше, определяется угол θ , на который доворачивается гиросплатформа для приведения ее в правильное положение. Следовательно, и этот угол будет рассчитан неточно. Платформа будет повернута не на тот угол, на который необходимо. Следовательно, угол v , под которым первоначально гиросплатформа была наклонена к горизонту, изменится. Соответственно изменится и погрешность измерения ускорения, расчета скорости, пройденного расстояния, что снова приведет к изменению угла установки платформы v . Получается замкнутый круг, в котором изменение всех величин взаимосвязано.

Процесс изменения в полете угла v может быть описан дифференциальным уравнением, которое здесь не приводится. Решением этого уравнения является периодическая синусоидальная функция. Это означает, что наклон гиросплатформы к горизонту будет в процессе полета меняться по синусоиде, то есть становиться то больше, то меньше. Период этой функции называется составляет $T_{ш} = 84,4$ минуты и называется *периодом Шулера* в честь немецкого инженера Максимилиана Шулера (1882-1972). Величина периода Шулера является константой для нашей планеты, поскольку она зависит только от радиуса Земли и ускорения свободного падения g . Если представить себе маятник с нитью, длиной, равной радиусу Земли, то он имел бы период колебаний $T_{ш}$. Такой же период обращения имел бы искусственный спутник Земли, если бы его удалось пустить на нулевой высоте, над самой поверхностью планеты. На самом деле это сделать, конечно, невозможно из-за наличия атмосферы.

С таким же периодом Шулера, с которым меняется угол наклона гиросплатформы, будут изменяться и погрешности измерения ускорений, скоростей, расстояний. Таким образом, погрешности будут возрастать из-за ухода гироскопов, но также иметь и периодическую составляющую (рис. 8.22).

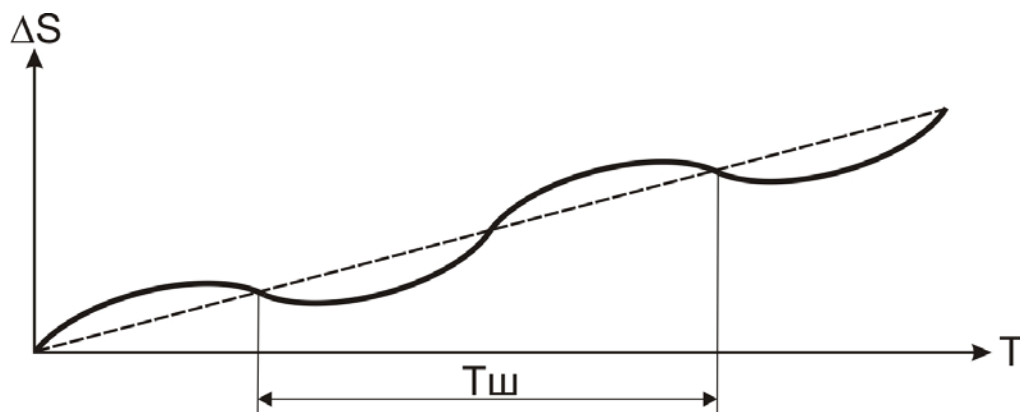


Рис. 8.22. Период Шулера

Вследствие возрастания погрешностей инерциальные системы, как и любые системы счисления пути, требуют периодической коррекции численных координат с помощью более точных технических средств.

8.8. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы

На протяжении многих десятилетий усилия инженеров, разрабатывавших традиционные ИНС, были направлены на уменьшение собственного ухода гироскопов, удерживающих гироплатформу в заданном положении. Непрерывное совершенствование конструкции, меры по уменьшению трения в осях кардановых подвесов и даже изобретение новых видов гироскопов (ядерных, с жидкостным ротором и др.) делали ИНС все дороже и сложнее, но не приводили к существенному повышению их точности.

В начале 60-х годов был изобретен принцип работы так называемых *лазерных гироскопов*, широкое внедрение которых (спустя 20-30 лет) позволило решить многие проблемы. «Лазерный гироскоп» - не корректное название, поскольку это устройство вовсе не является гироскопом, в нем нет быстровращающихся частей. Называются же он так только потому, что предназначен для решения той же задачи, для которой предназначен гироскоп в традиционной ИНС – определения направлений в пространстве (верх-низ, север-юг, восток-запад) независимо от углового положения ВС.

ИНС, основанные на использовании лазерных гироскопов, называют *бесплатформенными инерциальными системами (БИНС)*, поскольку в них отсутствует гироплатформа, которую необходимо удерживать в требуемом положении. Акселерометры в таких системах жестко закреплены на самолете и направлены по его строительным осям (вперед, вправо, вверх).

Кольцевой лазерный гироскоп представляет собой сложный квантовый оптико-механический прибор, включающий в себя лазер, систему зеркал и управляющие электронные системы.

Оптический квантовый генератор или лазер (англ. laser, сокр. от Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation – «усиление света посредством вынужденного излучения»), — это устройство, использующее квантовомеханический эффект вынужденного излучения для создания когерентного, монохроматического, поляризованного и узконаправленного потока излучения. В отличие от обычного источника света, излучающего обычно целый спектр частот, лазер излучает на строго определенной частоте.

Лазерный гироскоп называется кольцевым, поскольку луч в нем, отражаясь от зеркал, проходит по замкнутому контуру в форме квадрата или треугольника (рис. 8.23).

По кольцевому контуру проходят два луча лазера в противоположных направлениях, навстречу друг другу. Если вся эта система лазера и зеркал неподвижна в инерциальной системе отсчета, то частоты обоих лучей, воспринимаемые детектором, будут одинаковы. Но если эта система будет вращаться вокруг оси, перпендикулярной плоскости траектории лучей, то измеряемые частоты лучей вследствие эффекта Доплера будут различаться. Причем, тем сильнее, чем больше угловая скорость вращения. Таким образом, *с помощью лазерного гироскопа можно измерить угловую скорость вращения*. В БИНС используется три таких лазерных гироскопа, измеряющих угловые скорости вращения вокруг трех перпендикулярных осей.

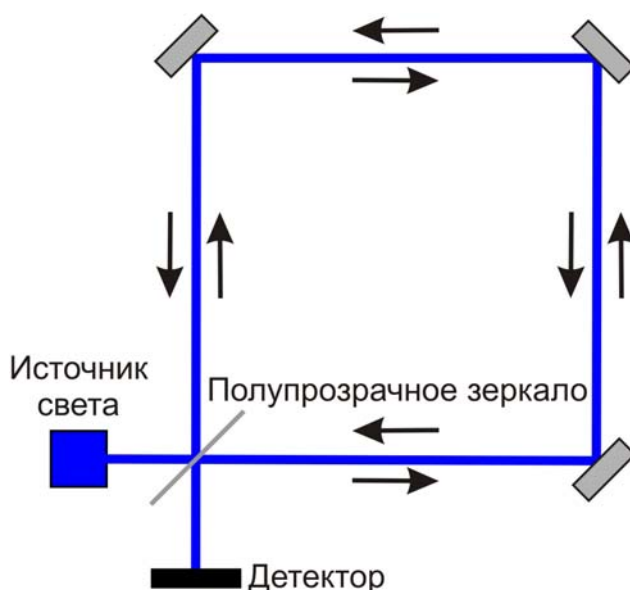


Рис. 8.23. Лазерный гироскоп

Поскольку в любой момент времени известна угловая скорость, то в любой момент можно рассчитать угол, на который повернулась система по сравнению с первоначальным положением. Ведь угловая скорость – производная (скорость изменения) угла поворота. Следовательно, сам угол

можно определить путем интегрирования угловой скорости. Эту задачу непрерывно решает вычислитель БИНС.

Если в начальный момент времени было известно, как направлены строительные оси ВС и ориентированные по ним акселерометры по отношению к земной системе координат (к горизонтальной плоскости, к направлению на север), то по рассчитанным углам поворота можно определить их ориентацию и в любой текущий момент времени. Остается только пересчитать измеренные ускорения в другую, связанную с землей и повернутую относительно ВС, прямоугольную систему координат. Таким образом, как и в традиционных ИНС, оказываются известными значения ускорений по направлениям север-юг, восток-запад, верх-низ.

Отсутствие в БИНС гироскопической платформы, вращающихся гироскопов и связанных с ними проблем позволило сделать это устройство более компактным. Дальнейшее совершенствование техники и технологии сделали БИНС и более дешевыми, и более точными. Достижение еще более высокой точности лазерных гироскопов сдерживается пока явлением «захвата лучей», то есть взаимодействием встречных лучей, которое приводит к рассеиванию света.

Вполне вероятно, что стремительное развитие научно-технического прогресса приведет к внедрению новых систем, основанных на пока не используемых в авиации принципах. Например, уже разработаны компактные датчики ускорений и вращений, основанные на применении электрически заряженной жидкости с ферромагнитными свойствами (рис. 8.26).



Рис. 8.24. Отечественный лазерный гироскоп КМ-11-1А (фактический диаметр около 13 см).



Рис. 8.25. Моноблок из трех взаимно перпендикулярных треугольных лазерных гироскопов



Рис. 8.26. Датчик ускорений и углов поворота по трем осям

8.9. Характеристика ИНС, применяемых в гражданской авиации

История применения ИНС в гражданской авиации. История инерциальных систем для навигации началась во время Второй мировой войны, когда в гитлеровской Германии под руководством Вернера Брауна для ракеты V-2 (фау два) было разработано инерциальное устройство наведения.

Многолетнее развитие инерциальных систем привело к их широкому использованию в системах вооружений, морской, воздушной, а затем и

космической навигации. Одной из первых и в свое время наиболее распространенных за рубежом ИНС для гражданской авиации была система Делко Карусель (*Delco Carousel*) компании *Delco Electronics*. Это была ИНС аналогового типа с гиropлатформой и позволяла определять основные параметры полета, программировать координаты ППМ и выполнять полет от одного из них к другому.

В настоящее время за рубежом ИНС для гражданской авиации выпускают различные фирмы, например, *Northrop Grumman Corporation*, *Honeywell* и другие.

В СССР первой ИНС для гражданской авиации была система И-11. Это традиционная ИНС с гиropлатформой и вычислителем аналогового типа. Она устанавливалась в 70-е годы на самолетах Ил-62, чтобы обеспечивать перелет через Атлантический океан в Америку. Поскольку в океане нет наземных радиомаяков, в этом регионе системы счисления пути являются одним из основных средств навигации. Полеты в Северной Атлантике выполняются не по фиксированным воздушным трассам, а по меняющимся дважды в сутки линиям заданного пути, называемым треками. Конфигурация треков рассчитывается исходя из распределения ветра в этом регионе, а расстояние между параллельными треками (норма бокового эшелонирования) составляет 111 км.

И-11 обладала невысокой точностью. За семь часов перелета через океан средняя квадратическая погрешность определения координат составляла 37 км, что слишком много даже при столь значительной норме бокового эшелонирования. Впоследствии для повышения надежности на борту стали устанавливать две одинаковые ИНС. Однако, вследствие большого ухода, эти ИНС показывали существенно различные координаты МС и поэтому оставалось неясным, какие из них более правильные, где на самом деле находится самолет. Тогда стали устанавливать одновременно три инерциальные системы, что привело к существенному изменению ситуации. Теперь, если все три системы показывают примерно одинаковые координаты, то их можно осреднить и получить более точное место самолета. Если же показания двух ИНС примерно совпадают, а третья система выдает существенно отличающиеся координаты (из-за большого ухода или частичного отказа), то ее данные для осреднения не используются.

Необходимо заметить, что такой подход, когда на борту устанавливаются три одинаковых комплекта ИНС, применяется по сей день и в современной отечественной и зарубежной навигации. Данные от всех трех систем обрабатываются бортовым вычислителем для получения более точной и надежной информации.

Отечественная техника совершенствовалась и на смену И-11 пришла более точная И-11-1, а затем И-21, разработанные в Московском институте электромеханики и автоматики (МИЭА).

Ввиду ограниченных возможностей платформенных ИНС, велась работа и над бесплатформенными системами. В 1984-1991 г.г. в МИЭА была

разработана первая отечественная БИНС И-42-1С на лазерных гироскопах. Точность определения координат этой системой характеризуется средней квадратической погрешностью в одну морскую милю (1,85 км) за час полета, что соответствует международным требованиям. И-42-1С входит в состав штатного навигационного оборудования таких самолетов, как Ил-96-300, Ту-204.

Однако лазерные гироскопы КМ-11-1А (разработка НПО «Полюс»), используемые в И-42-1С, уступали в два-три раза по габаритам и энергопотреблению аналогичным зарубежным гироскопам. Поэтому в МИЭА был разработан собственный лазерный гироскоп ЛГ-1 и на его основе инерциальная система БИНС-85, которая может устанавливаться на отечественных перспективных самолетах (Ту-334 и других).

На самолетах Ил-96-300 и Ту-204 разрешено вместо И-42-1С устанавливать американскую БИНС LTN-90-100 производства фирмы Litton, которая в 2001 г. вошла в состав корпорации Northrop Grumman. Этим разрешением воспользовалась в частности авиакомпания «Аэрофлот-Российские авиалинии».

Параметры, определяемые с помощью ИНС. Инерциальные системы предназначены для определения координат места самолета. Но в процессе их определения можно получить также значения многих других параметров, необходимых для навигации. Перечислим основные из этих параметров и рассмотрим, каким образом они могут быть получены.

1) *Курс, крен и тангаж.* Это параметры, определяющие угловое положение самолета относительно трех осей. В традиционных ИНС гироскопическая платформа стабилизирована по меридиану и в горизонтальной плоскости, поэтому не составляет труда определить угловое положение ВС относительно гироскопической платформы, то есть три вышеперечисленных параметра. В бесплатформенных системах эти параметры рассчитываются путем интегрирования угловых скоростей.

Исходя из своего принципа работы ИНС непосредственно измеряет *истинный курс*, то есть курс относительно текущего географического меридиана. Но, поскольку текущие численные координаты всегда известны, вычислитель ИНС (или центральный вычислитель навигационного комплекса самолета) в принципе может рассчитать и ортодромический курс относительно любого опорного направления.

В памяти современных ИНС хранится модель магнитного поля Земли, с помощью которой вычислитель может *рассчитать* магнитное склонение в точке расположения самолета. Тогда система может определить и магнитный курс путем вычитания магнитного склонения из измеренного истинного курса.

У современных БИНС погрешности определения крена и тангажа составляют 0,05-0,1°, а истинного курса около 0,4°. Погрешность определения магнитного курса зависит еще и от точности модели магнитного поля и поэтому составляет порядка 1-1,5°.

2) *Угловые скорости изменения курса, крена, тангажа.* В бесплатформенных системах эти параметры непосредственно измеряются лазерными гироскопами (с погрешностью порядка 0,1 градуса в секунду), а в традиционных ИНС при необходимости могут быть получены расчетным путем.

3) *Ускорения самолета по трем перпендикулярным осям.* В традиционных ИНС ускорения измеряются по осям земной системы координат (на север, на восток, вверх), а в БИНС – по строительным осям ВС (вперед, вправо, вверх) и затем пересчитываются в земную систему координат. Значения ускорений нигде не индицируются, а только используются для дальнейших расчетов.

4) *Скорости перемещения ВС по трем осям земной системы координат:* на север W_N , на восток W_E , вверх $W_{\text{верт}}$. Разумеется, скорости, как и ускорения могут быть фактически быть направлены и на юг, запад, вниз – это отразится в знаке вышеперечисленных скоростей. Погрешность определения горизонтальных составляющих скорости составляет около 15 км/ч, а вертикальной скорости 0,2 м/с.

5) *Путевая скорость W .* Поскольку составляющие путевой скорости известны, то и путевая скорость в соответствии с рис. 8.27 может быть определена по формуле

$$W = \sqrt{W_N^2 + W_E^2}.$$

6) *Фактический путевой угол β_Φ .* Фактический истинный путевой угол, как следует из рис. 8.27, может быть определен по формуле

$$\beta_\Phi = \arctg \frac{W_E}{W_N} = \arcsin \frac{W_E}{W}.$$

Путем вычитания магнитного склонения может быть получен и магнитный путевой угол.

7) *Угол сноса α .* Поскольку фактический путевой угол β_Φ и курс γ известны, то в соответствии с навигационным треугольником скоростей

$$\alpha = \beta_\Phi - \gamma.$$

8) *Географические координаты места самолета.* В простейшем случае, если принять Землю за сферу, то по составляющим путевой скорости могут быть рассчитаны сферические широта φ и долгота λ места самолета по формулам (8.6). В вычислителе может быть запрограммирован алгоритм учета поправок в координаты за счет сжатия Земли или алгоритм расчета координат на поверхности земного эллипсоида. Возможно, в этом и нет особой необходимости. Ведь требуемая международными документами

точность определения численных координат с помощью ИНС, которая и реализована в современных системах, составляет 1 морскую милю (1,852 км) за час полета. А поправки за счет сжатия Земли имеют гораздо меньшую величину.

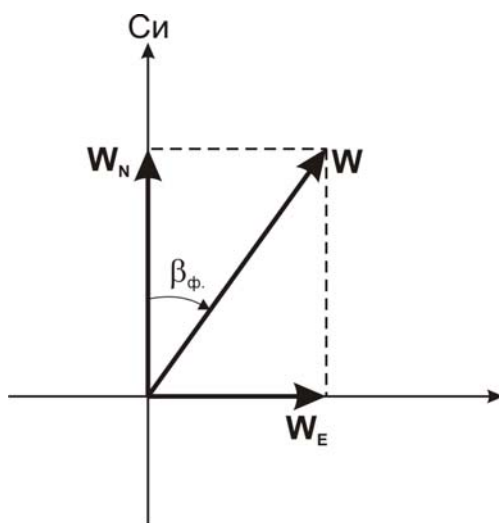


Рис. 8.27. К определению W и ФПУ

9) *Высота полета.* Высота является третьей пространственной координатой и, так же как и горизонтальные координаты (φ и λ), она может быть рассчитана с помощью ускорения, измеряемого вертикальным акселерометром. Полученная таким образом высота, называемая иногда инерциальной высотой, имеет такой же порядок точности как и горизонтальные координаты. Разумеется, для высоты это совершенно неудовлетворительная точность и поэтому инерциальная высота пока не используется в навигации ни для эшелонирования, ни для предотвращения столкновений с препятствиями. Но она может использоваться в алгоритмах работы самой ИНС. Например, для расчета радиуса Земли с учетом высоты полета, необходимого для определения положения текущей горизонтальной плоскости.

Можно видеть, что перечисленный список определяемых ИНС параметров включает в себя почти все величины, необходимые для навигации. Но не все. Например, ИНС самостоятельно не может определить скорость и направление ветра, поскольку для этого необходимо знать еще и истинную воздушную скорость, которую система не измеряет. Для расширения возможностей современных ИНС на их вход подается информация от других бортовых систем. Например, от системы воздушных сигналов может поступать истинная воздушная скорость и барометрическая высота. В этом случае возможно и определение ветра.

Вычислитель, входящий в состав ИНС, предназначен для решения своих специфических задач - определения численных координат и других параметров. Он имеет и необходимую для своей работы память. Но почему

бы не «загрузить» этот вычислитель и память дополнительными функциями, полезными для навигации?

Даже первые образцы используемых в гражданской авиации ИНС имели возможность ввести в память географические координаты нескольких ППМ. Тогда появляется возможность определения еще целого ряда параметров. Например, следующих.

- *Заданного путевого угла и длины участка маршрута.* Поскольку координаты начального и конечного ППМ каждого участка маршрута известны, можно математически рассчитать длину и направление ортодромической ЛЗП.

- *Линейного бокового отклонения и оставшегося до ППМ расстояния.* Эта задача тоже решается чисто математически, поскольку координаты ВС и ППМ участка известны.

- *Оставшегося времени полета до ППМ и гринвичского времени его пролета.*

- *Поправки в фактический путевой угол для выхода в ППМ,* а также других параметров. Разумеется, не во всех ИНС эти функции реализованы в полном объеме. В них нет необходимости, если эти же задачи решает центральный вычислитель навигационного комплекса, в который входит ИНС.

Основные сведения о составе ИНС. Конструктивно ИНС состоит из нескольких блоков, например, следующих.

1) *Инерциальный блок (Inertial Reference Unit, IRU),* который в БИНС содержит лазерные гироскопы и акселерометры, а в традиционных ИНС гироплатформу. Таких блоков может быть два или три, а поступающая от них информация совместно обрабатывается. В состав блока могут входить и микропроцессоры, выполняющие необходимые вычисления (интегрирование ускорений и т.д.).

2) *Блок выбора режима работы (Mode Selector Unit, MSU).* С его помощью можно включить различные режимы: навигации, выставки системы и др.

3) *Пульт управления и индикации (Inertial Sensor Display Unit, ISDU).* С помощью этого блока можно получить информацию об измеренных системой параметрах, а также ввести в систему необходимые данные (например, начальные координаты).

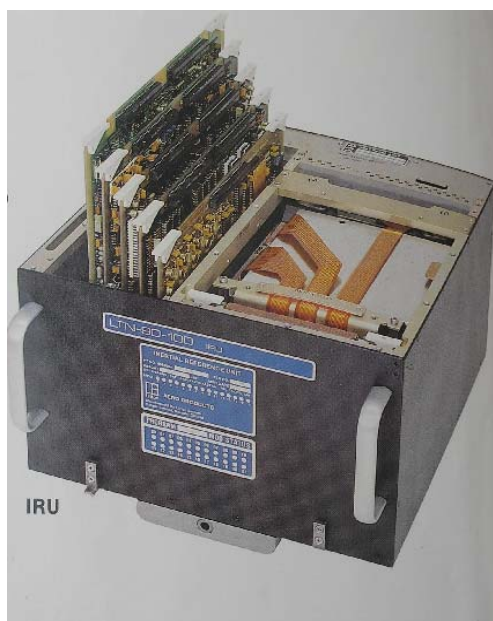


Рис. 8.28. Инерциальный блок (IRU) системы LTN-90-100

Пульты управления и индикации различных типов ИНС, как отечественных, так и зарубежных, очень похожи. В этом можно убедиться по рис. 8.29, на котором представлены ISDU системы LTN-90-100 и пульт первой отечественной ИНС И-11. Большинство других типов ИНС также имеет сходную структуру. В верхней части пульта располагается двухстрочный индикатор, на котором могут отображаться два выбранных пилотом параметра. Выбор параметров осуществляется галетным переключателем (слева внизу), каждое положение которого соответствует паре параметров. Например, текущая широта и долгота, фактический путевой угол и путевая скорость, и т.д.



Рис. 8.29. Пульты управления и индикации LTN-90-100 (США) и И-11 (СССР)

Справа находится наборное поле (клавиши с цифрами), с помощью которого можно вводить в систему необходимые данные, при этом они отображаются на индикаторе.

В системе И-11 можно запрограммировать координаты девяти поворотных пунктов маршрута. Номер вводимого ППМ устанавливается отдельным переключателем. Соответственно появляется возможность вызвать на двустрочный индикатор ряд дополнительных параметров: линейное боковое уклонение и оставшееся расстояние, составляющие путевой скорости и другие. Имеется также дополнительный индикатор из двух знаков, на котором индицируются номера ППМ – «на» и «от» которого выполняется полет. Имеется возможность изменения маршрута, например, пропуска очередного ППМ, путем нажатия специальной клавиши.

Комплексирование ИНС с другим навигационным оборудованием. ИНС может использоваться на борту ВС не только как отдельно стоящая навигационная система, но и входить в состав пилотажно-навигационного комплекса или комплексироваться (объединяться) с другими навигационными системами.

Если ИНС комплексируется в навигационный комплекс, то она может и не иметь отдельного пульта управления и индикации, а выступать просто в роли датчика навигационной информации, данные от которого поступают в вычислитель комплекса (в зарубежных комплексах в FMC – Flight Management Computer). Такую инерциальную систему за рубежом чаще называют не *INS (Inertial Navigation System)*, а *IRS (Inertial Reference System)*. Впрочем, часто обе эти аббревиатуры используют как равнозначные.

Центральный вычислитель комплекса совместно обрабатывает данные от различных бортовых навигационных систем, в том числе и от трех инерциальных, выдавая осредненную более точную и проверенную информацию экипажу и в систему управления полетом. Конечно, экипаж может вызвать на дисплей центрального вычислителя и информацию от каждой отдельной ИНС.

Часто ИНС объединяется в единую систему с приемником спутниковой навигационной системы (СНС). При этом используются достоинства каждого из этих двух датчиков информации, а их недостатки взаимно компенсируются. Например, определение координат осуществляется в полете с помощью СНС, а при временном прекращении поступления информации от спутников, ведется инерциальное счисление пути, начиная от последнего полученного по спутникам места самолета.

К таким системам относится, например, отечественная интегрированная навигационная система НСИ-2000 разработки ЗАО «Лазекс» (рис. 8.30).



Рис. 8.30. Пульт управления и индикации НСИ-2000

При использовании спутниковой информации погрешность определения МС не превышает 100 м, а в режиме инерциального счисления – 10 км за час (для НСИ-2000МТ - 5 км за час). Система построена с использованием лазерного гироскопа ЛГК-200 с четырехзеркальным резонатором и периметром 200 мм. НСИ-2000 предназначена для модернизации классических аналоговых самолетов, таких, как Ил-76, Ту-154 и т.п. НСИ-2000МТ может использоваться в современных цифровых пилотажно-навигационных комплексах, устанавливаемых, например, на Ил-96, Ту-334, Бе-200 и др.

НСИ-2000 имеет связь с другими бортовыми устройствами: системой воздушных сигналов, системой предупреждения столкновений, системой электронной индикации и т.д. Вычислитель системы использует самые современные алгоритмы обработки информации (фильтр Калмана), повышающие точность и достоверность выдаваемых данных.

В России разработаны и другие интегрированные инерциально-спутниковые системы, например, БИНС-500 научно-производственного объединения «Оптолинк», БИНС-Тек производства ООО «ТеКнол», БИНС-И90 производства МИЭА.