

Министерство транспорта Российской Федерации (Минтранс России)
Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация)
ФГБОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный
университет гражданской авиации»

Ю. Н. Сарайский, А. В. Липин, Ю. И. Либерман

АЭРОНАВИГАЦИЯ

Часть II

РАДИОНАВИГАЦИЯ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

Учебное пособие

Допущено УМО по образованию в области аэронавигации в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки «Аэронавигация» и специальностям высшего профессионального образования «Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения», «Летная эксплуатация воздушных судов» и «Аэронавигационное обслуживание и использование воздушного пространства»

Санкт-Петербург

2013

Ш87/03

Сарайский Ю. Н., Липин А. В., Либерман Ю. И. Аэронавигация. Ч. II. Радионавигация в полете по маршруту: Учебное пособие. /СПбГУ ГА. Санкт-Петербург, 2013. 383 с.

Изложены основные понятия и правила навигации в полете по маршруту вне района аэродрома. Основное внимание уделено применению различных видов радиотехнических средств навигации.

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:

В. И. Ткачев, главный штурман ОАО «Авиакомпания «Россия», заслуженный штурман Российской Федерации;

В. М. Затонский, заведующий кафедрой управления воздушным движением Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, канд. техн. наук, доцент.

Оглавление

Предисловие.....	6
Глава 1. Аэронавигация в маршрутном полете.....	7
1.1. Общие сведения о технологии навигационной деятельности.....	7
1.2. Контроль и исправление пути.....	14
1.3. Порядок работы навигатора при полете по маршруту.....	20
1.4. Определение путевой скорости и угла сноса на контрольном этапе.....	22
1.5. Визуальная ориентировка.....	28
Глава 2. Теоретические основы радионавигации.....	32
2.1. Некоторые понятия радиотехники.....	32
2.2. Обобщенный метод линий положения.....	43
2.3. Основные виды линий положения.....	51
2.4. Классификация радионавигационных средств.....	57
2.5. Понятие о точности навигационных измерений.....	61
2.6. Минимальная и максимальная дальность действия РНС.....	68
Глава 3. Применение радиокompасных систем.....	75
3.1. Общие сведения о радиокompасных системах.....	75
3.2. Автоматический радиокompас.....	80
3.3. Курсовой угол радиостанции.....	87
3.4. Применение АРК для полета по линии заданного пути.....	91
3.5. Пеленг радиостанции и пеленг самолета.....	97
3.6. Контроль пути по направлению с помощью АРК.....	99
3.7. Определение угла сноса с помощью АРК.....	104
3.8. Исправление пути с углом выхода.....	107
3.9. Указатели радиокompаса.....	110
3.10. Полет в створе радиостанций.....	119
3.11. Учет непараллельности меридианов.....	120
3.12. Расчет истинного пеленга самолета.....	133
3.13. Прокладка ЛРПС на карте.....	136
3.14. Контроль пути по дальности.....	139
3.15. Определение места самолета по двум радиостанциям.....	141
3.16. Определение места самолета по одной радиостанции.....	146
Глава 4. Применение радиопеленгаторных систем.....	149
Глава 5. Применение всенаправленных радиомаяков VOR.....	161
5.1. Характеристика радиомаячной системы VOR.....	161
5.2. Применение VOR.....	176
Глава 6. Применение дальномерных радионавигационных систем.....	193
Глава 7. Применение угломерно-дальномерных радионавигационных систем.....	205
7.1. Общие сведения о УДРНС.....	205
7.2. Аналитический способ определения частноортодромических координат с помощью УДРНС.....	206
7.3. Радиотехническая система ближней навигации.....	211
7.4. Радионавигационная система TACAN.....	223
7.5. Применение наземных радиолокационных станций.....	225
Глава 8. Разностно-дальномерные радионавигационные системы.....	237

8.1. Принцип работы РДРНС.....	237
8.2. Зарубежные и отечественные РДРНС.....	239
8.3. Бортовое оборудование РДРНС.....	244
Глава 9. Применение бортовых радиолокационных станций.....	248
9.1. Принцип работы бортовых РЛС.....	248
9.2. Органы управления и режимы работы БРЛС «Гроза».....	250
9.3. Обзорно-сравнительный способ радиолокационной ориентировки.....	258
9.4. Определение места самолета с помощью БРЛС на карте.....	262
9.5. Аналитический способ определения частноортодромических координат места самолета по БРЛС.....	266
9.6. Определение путевой скорости и угла сноса по БРЛС.....	269
Глава 10. Применение спутниковых навигационных систем.....	273
10.1. Краткая история спутниковых систем навигации.....	273
10.2. Роль спутниковых систем в современной навигации.....	279
10.3. Псевдодальномерный способ определения координат.....	282
10.4. Элементы орбит и условия видимости спутника.....	288
10.5. Общие принципы работы СНС.....	291
10.6. Алгоритмы в приемниках СНС.....	299
10.7. Характеристика <i>Navstar GPS</i>	304
10.8. Характеристика ГЛОНАСС.....	319
10.9. Факторы, влияющие на точность СНС.....	314
10.10. Функциональные дополнения СНС.....	327
10.11. Характеристика бортового оборудования СНС.....	338
10.12. Отображение информации в бортовом оборудовании СНС.....	349
10.13. Основные режимы и функции бортового оборудования СНС.....	355
10.14. Применение СНС при подготовке и выполнении полета.....	357
10.14.1. Проверка целостности системы (<i>RAIM</i> -прогноз).....	357
10.14.2. Общие правила подготовки приемоиндикатора СНС к полету.....	362
10.14.3. Применение приемоиндикаторов СНС в полете.....	363
Глава 11. Понятие о зональной навигации.....	368
11.1. Навигационное наведение и зональная навигация.....	368
11.2. Технические средства зональной навигации.....	376
11.3. Понятие о навигации, основанной на характеристиках.....	379
Литература.....	383

Предисловие

Данное учебное пособие является второй частью комплекта учебных пособий по дисциплине «Аэронавигация», написанного профессорско-преподавательским составом кафедры аэронавигации Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. Этот комплект в целом по своему содержанию соответствует Программе теоретического обучения пилотов 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 превосходят требования CPL и соответствуют 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. 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 проиллюстрировать применение теоретических принципов на практике.

Данная часть пособия посвящена использованию радионавигационных средств в полете по маршруту вне района аэродрома.

Для обеспечения связности и логичности изложения в учебном пособии приводятся минимальные необходимые сведения из смежных с аэронавигацией дисциплин, например радиотехники. Разумеется, это не снимает необходимости их отдельного изучения студентами.

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

Глава 10 написана доцентами А. В. Липиным, Ю. И. Либерманом и Ю. Н. Сарайским в соавторстве, остальные главы — Ю. Н. Сарайским. Авторы выражают благодарность профессорско-преподавательскому составу кафедры аэронавигации Университета гражданской авиации и рецензентам за ценные замечания, а также признательность О. Е. Архиповой и С. А. Пикулеву за помощь в подготовке иллюстративного материала.

Глава 1. Аэронавигация в маршрутном полете

1.1. Общие сведения о технологии навигационной деятельности

Этапы аэронавигации

Аэронавигация — это процесс управления траекторией движения воздушного судна (ВС). Управление воздушным судном осуществляется *экипажем* с помощью различных технических средств и, разумеется, во время самого полета. Те действия, которые в целях такого управления выполняет пилот, штурман или другой член экипажа, будем называть *навигационной деятельностью*, а того, кто их выполняет, — *навигатором* безотносительно к тому, какую должность он занимает в экипаже.

Полету предшествует предварительная и предполетная *навигационная подготовка*. Обе они имеют целью максимально облегчить работу экипажа в воздухе. Все, что можно сделать заранее, нужно сделать заранее, еще на земле. А некоторые действия, например расчет необходимого количества топлива, в полете выполнять уже поздно. Навигационная подготовка к полету будет рассмотрена в следующей части данного учебного пособия.

Сам же полет можно разделить на следующие **основные этапы**:

- взлет;
- полет по установленной схеме вылета;
- полет по маршруту, в котором можно выделить:
 - набор высоты;
 - горизонтальный полет;
 - снижение;
- заход на посадку;
- посадка.

Если посадка по каким-либо причинам не выполнена, то выполняется *уход на второй круг*, после чего — повторный заход или полет на запасной аэродром.

Непосредственно взлет и посадка являются достаточно короткими по времени процессами и чаще всего протекают в условиях видимости земли, поэтому навигация по приборам используется на этих этапах минимально. Наиболее сложными этапами с точки зрения навигации являются этапы маневрирования в районе аэродрома: выполнение процедур вылета и захода на посадку. Они будут рассмотрены в следующей части учебного пособия. Данная (вторая) часть посвящена более простому этапу — полету по маршруту.

Современная навигация осуществляется главным образом с помощью радиотехнических средств навигации или, что то же самое, радионавигационных средств. Их применению в основном и посвящено учебное пособие. Однако перед изучением теории и практики использования именно радионавигационных средств целесообразно рассмотреть то общее, что присуще любому маршрутному полету.

Основные правила аэронавигации

Как и любой вид трудовой деятельности, навигационная деятельность пилота осуществляется в соответствии с установленной технологией. Эта технология описана в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) каждого типа ВС, в учебниках по навигации, в различных инструкциях и руководствах. Для многих типов ВС изданы документы, которые так и называются (например, «Технология работы экипажа самолета Ту-154»).

Но технология навигационной деятельности не может быть столь же жесткой и точно заданной, как, скажем, технология работы токаря, вытачивающего на станке одинаковые детали. Ведь каждый полет не похож на другой. Одной из причин этого является различие аэронавигационной обстановки.

Аэронавигационная обстановка — это комплекс условий выполнения полета, характеризуемый временем года и суток, высотой и скоростью полета, характером пролетаемой местности, оснащенностью трассы наземными техническими средствами, степенью совершенства бортового навигационного оборудования, наличием и расположением запасных аэродромов, наличием запретов и ограничений использования воздушного пространства, требованиями к точности и надежности навигации в данном регионе.

Понятно, что возможности для выполнения точной аэронавигации будут различными в зависимости от того, выполняется полет днем или ночью, зимой или летом, в густонаселенной или пустынной местности, над горами или океаном, при наличии или отсутствии наземных радиомаяков и т. д.

Другая причина отличия одного полета от другого — вероятностный (случайный) характер процесса навигации. Он обусловлен влиянием внешней среды (например, непредсказуемым изменением ветра и температуры), случайными погрешностями всех навигационных измерений, да и в значительной степени случайным характером действий людей (как диспетчеров, так и самих членов экипажа). В результате, даже если навигатор пунктуально выполняет все требования правил и инструкций, траектория каждого полета будет разной.

Кроме того, невозможно расписать по пунктам в нужной последовательности все действия, которые пилот должен выполнять в полете. В одном случае понадобится обойти грозу, в другом окажется неисправным наземный радиомаяк, в третьем потребуется уйти на запасной аэродром... Вот почему технология навигационной деятельности не является жестко заданной. К тому же она в значительной степени зависит от типа ВС, его навигационного оборудования. Понятно, что навигация на Ан-2 и на А-320 несколько различается.

Вместе с тем можно попытаться сформулировать некоторые важные правила и выделить то общее, что должен делать навигатор практически любого типа ВС.

На протяжении всего полета экипаж обязан выполнять следующие **основные правила аэронавигации**.

- **Контроль выдерживания заданной траектории полета** с периодичностью, необходимой для обеспечения требований к точности навигации. Собственно, основная цель навигации и есть выдерживание заданной траектории, на это и должны быть направлены основные усилия навигатора. Разумеется, он не может заниматься этим непрерывно, как это иногда требуют в инструкциях и правилах. Ведь у пилота есть и другие обязанности, кроме навигации. Но он должен контролировать местоположение ВС настолько часто, чтобы ВС не вышло за допустимые пределы (например, ширину трассы).
- **Контроль курса следования.** Курс является важнейшим навигационным элементом уже потому, что даже небольшая ошибка в курсе (например, из-за неверного учета угла сноса или отказа компаса) очень быстро приведет к отклонению ВС от линии заданного пути (ЛЗП).
- **Определение навигационных элементов полета и ветра.** Пилот должен знать не только то, где *сейчас* находится ВС и куда с какой скоростью оно движется, но и где оно будет находиться и как двигаться *в будущем*. Для этого нужно знать ветер в данном районе полета, а для его определения требуется измерить путевую скорость, угол сноса и т. д.
- **Определение расчетного времени пролета** поворотных пунктов маршрута (ППМ). Информация об этом времени нужна не только экипажу, но и диспетчеру УВД, который использует ее для предотвращения опасных сближений ВС друг с другом.

- **Периодический контроль остатка топлива** и уточнение рубежа ухода на запасной аэродром.
- **Комплексное применение навигационных средств** экипажем. Это одно из самых важных правил навигации, поэтому рассмотрим его подробнее.

Комплексное применение навигационных средств

Одной из причин практически любого навигационного инцидента (уклонения от маршрута или потери ориентировки) является некомплексное применение навигационных средств экипажем.

На заре авиации, когда навигационное оборудование самолета было примитивным (компас, часы, высотомер), а ориентировка исключительно визуальной, не было и речи о комплексном применении навигационных средств, поскольку таких средств практически не существовало.

По мере совершенствования ВС на борту стали устанавливать все больше навигационных приборов, позволяющих измерять и рассчитывать самые разные навигационные параметры. Появилась *избыточность навигационной информации*, поскольку один и тот же параметр можно было определить с помощью разных приборов или различными методами. Так, например, курс можно было определить по гиромагнитному компасу, по гирополукомпасу, да и, наконец, по КИ-13. Место самолета также можно установить и с помощью системы счисления пути, и по бортовому радиолокатору, и по наземным радиомаякам различных видов.

Казалось бы, избыточность информации — это хорошо. Однако следует учитывать, что любое навигационное средство измеряет навигационные параметры не точно, а с погрешностями, которые носят случайный характер. Если компас показывает курс 100° , то на самом деле курс может быть и 98° , и 103° ... У каждого прибора свои погрешности, и при каждом измерении они имеют различные значения. В результате

получается, что по одному из приборов определено линейное боковое уклонение (ЛБУ) +3 км, по другому +1 км, по третьему -2 км. А каково значение ЛБУ на самом деле, остается неизвестным. Как говорится, «человек, у которого одни часы, точно знает, который час, а тот, у кого их несколько, ни в чем не уверен». Таким образом, из-за наличия случайных погрешностей избыточность информации приводит к ее неопределенности.

Кроме того, навигационные средства могут *отказаться* вследствие их неисправности. Отказы могут быть явными, когда сразу очевидно, что прибор не работает. В этом случае пилот просто не будет его использовать, а обратится к другим, дублирующим навигационным средствам, с помощью которых можно измерить нужную ему навигационную величину. Такие *явные отказы* особой опасности не представляют.

Но отказ может быть и *неявным*, когда прибор работает, показывает какое-то значение измеряемой величины, но из-за неисправности это значение не соответствует действительности. Пилот же, не зная, что прибор неисправен, будет использовать показания прибора для навигации, и это может привести к печальным последствиям. Даже обычные часы со стрелками, когда они стоят, показывают какое-то время. А если компас показывает неверный курс, но пилот использует его для выполнения полета?

Наличие избыточности навигационной информации на борту позволяет, с одной стороны, уменьшить погрешности измерения навигационных параметров, а с другой — исключить возможность использования недостоверной навигационной информации. Для этого необходимо использовать показания не одного, а нескольких навигационных средств, сопоставляя измеренные значения. При этом нужно учитывать характеристики точности и надежности каждого из них, а также аэронавигационную обстановку. Ведь нельзя однозначно утверждать, что данное средство точнее другого. Многое зависит от условий полета, удаления и расположения наземных радиомаяков и т. п.

Под *комплексным применением навигационных средств* понимают наиболее рациональное использование избыточной навигационной информации в целях обеспечения точной и безопасной навигации в условиях текущей аэронавигационной и метеорологической обстановки.

В частности, **комплексное применение навигационных средств** включает в себя следующие элементы.

- ***Своевременный выбор и правильное применение средств и методов навигации.*** Не существует какого-то одного самого точного средства навигации и самого лучшего способа его использования. Все зависит от аэронавигационной обстановки, условий полета, удаления радиомаяков и многих других факторов.
- ***Контроль точности и достоверности используемой информации с помощью дублирующих навигационных средств.*** Никогда нельзя доверять только одному навигационному средству, даже самому точному. Всегда нужно проверять его показания с помощью других приборов.
- ***Знание численных координат.*** Здесь не имеются в виду обязательно координаты, численные бортовой автоматизированной системой или полученные полной прокладкой. Речь идет о предварительном знании примерного *района возможного местоположения ВС*, прежде чем начать определять место самолета каким-либо способом. Хотя бы по времени полета от последнего ППМ и приблизительной путевой скорости пилот должен «прикинуть», где сейчас *может* находиться ВС (с учетом возможных погрешностей скорости и курса), а где, соответственно, не может. Нарушение этого важного правила приводит к грубым и серьезным ошибкам.
- ***Знание и учет меры точности и надежности используемых методов и средств навигации.*** Почти всегда бывает так, что одно средство показывает одно значение измеряемой величины (курса, ЛБУ

и пр.), а другое средство — другое значение. Конечно, оба они неточны из-за случайных погрешностей измерений. Но какому из них больше верить? Какое из них точнее? Точность средства зависит не только от конструкции прибора, но и от многих других факторов: в каких-то условиях одно средство точнее, в других — другое. А если какое-то средство более точное, то оно обычно и более сложное, содержит больше конструктивных элементов. Но тогда и вероятность его отказа может быть выше, чем у более примитивного средства. Следовательно, навигатор должен знать характеристики точности и надежности разных способов навигации, а также от чего они зависят, чтобы правильно применять их в полете.

- ***Прогнозирование координат ВС и периодическая коррекция погрешностей прогноза.*** Известна поговорка, что штурман должен лететь впереди самолета. То есть навигатор должен не только знать, где ВС *сейчас* находится, но и где оно будет находиться *в будущем*. А когда это «будущее» наступило и выяснилось, где самолет оказался в этот момент на самом деле, навигатор должен оценить, насколько он ошибся, и выяснить причину ошибки, чтобы следующий прогноз был более точным.

1.2. Контроль и исправление пути

Виды контроля пути. Чтобы ВС выполняло полет по заданной траектории, нужно прежде всего знать, где оно находится в данный момент времени. Контроль пути — это определение местоположения ВС *относительно заданной траектории* полета.

Различают контроль *пути по направлению*, контроль *пути по дальности* и *полный контроль пути*.

- **Контроль пути по направлению** заключается в определении уклонения ВС от ЛЗП, то есть в определении ЛБУ, или разности фактического (ФПУ) и заданного (ЗПУ) путевых углов.
- **Контроль пути по дальности** — это определение пройденного или оставшегося расстояния, то есть того, насколько далеко прошло ВС от начального ППМ участка или сколько осталось до конечного ППМ.

Контроль пути по дальности и контроль пути по направлению различаются тем, *что* именно определяется (боковое уклонение или продольное расстояние), а не тем, *с помощью чего* определяются эти величины. Например, контроль пути по дальности может быть осуществлен как с помощью дальномерных средств, так и с помощью средств угломерных, то есть определяющих направление на ВС.

- **Полный контроль пути** — это определение места самолета. Он называется полным потому, что если известно МС, то легко определить как уклонение от ЛЗП, так и оставшееся (пройденное) расстояние.

Элементы контроля пути по направлению (рис. 1.1). Для исправления пути может потребоваться определение таких величин, как *линейное боковое уклонение* (ЛБУ), *боковое уклонение* (БУ) и *дополнительная поправка* (ДП).

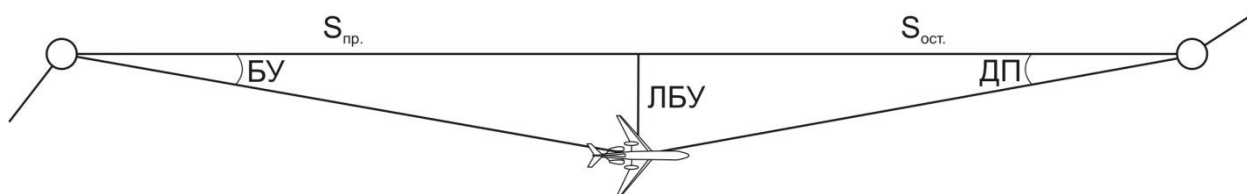


Рис. 1.1. Элементы контроля пути по направлению

Линейное боковое уклонение (*cross-track error*) является линейной величиной, представляющей собой расстояние от МС до ЛЗП (измеряется в километрах), а БУ и ДП — угловыми величинами.

Боковое уклонение (*track error*) — это угол между направлением ЛЗП и направлением на ВС из начального ППМ участка (см. рис. 1.1).

Дополнительная поправка (*closing error*) — угол между направлением ЛЗП и направлением от ВС на конечный ППМ участка.

ЛБУ, БУ и ДП имеют знак, совпадающий для всех трех величин. Они положительны, если ВС уклонилось вправо от ЛЗП, и отрицательный, если влево. Очевидно, что если МС находится на ЛЗП, то ЛБУ=БУ=ДП=0.

На рис. 1.1 легко видеть, что

$$ЛБУ = S_{np} \operatorname{tg} БУ;$$

$$ЛБУ = S_{ост} \operatorname{tg} ДП.$$

Поскольку левые части этих выражений одинаковы, можно приравнять друг другу и правые части, откуда

$$\frac{\operatorname{tg} БУ}{S_{ост}} = \frac{\operatorname{tg} ДП}{S_{np}}.$$

На практике эти формулы могут быть реализованы на НЛ-10 с помощью ключей (рис.1.2).

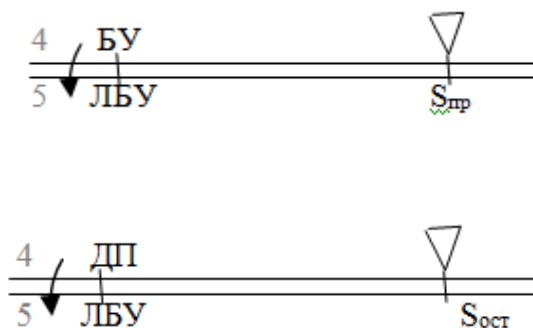


Рис. 1.2. Определение ЛБУ, БУ и ДП на НЛ-10

Рисунок и формулы показывают, что если ВС выполняет полет параллельно ЛЗП (сохраняя постоянным ЛБУ), то БУ по мере полета на данном участке маршрута будет уменьшаться, а ДП — увеличиваться. Если же полет выполняется с постоянным БУ, то увеличиваются ЛБУ и ДП.

Для расчета в уме часто пользуются простым, хотя и несколько приближенным правилом (рис. 1.3): **на удалении 60 км каждый 1° БУ (или ДП) дает ЛБУ величиной 1 км.**

Если удаление не 60, то этот же градус будет давать ЛБУ не 1 км, а во столько раз больше, во сколько раз удаление превышает 60 км. Если же, наоборот, удаление 60 км, а градус не 1, то и ЛБУ будет составлять столько километров, сколько градусов.

Пример 1. $S_{пр}=170$ км, БУ= -3. Здесь расстояние примерно в 3 раза больше, чем 60 км, да и градусов не 1, а 3. Следовательно, ЛБУ будет в $3 \times 3=9$ раз больше, чем километр, то есть ЛБУ= -9 км.

Пример 2. $S_{ост} = 30$ км, ЛБУ=+8 км. Требуется определить ДП. Если бы расстояние было 60 км, то и ДП также составило бы 8°. Но фактически расстояние вдвое *меньше*, следовательно, ДП вдвое *больше*, то есть ДП=+16.

Здесь и далее по тексту размерность численных величин в примерах (градусы, километры) будет опускаться.

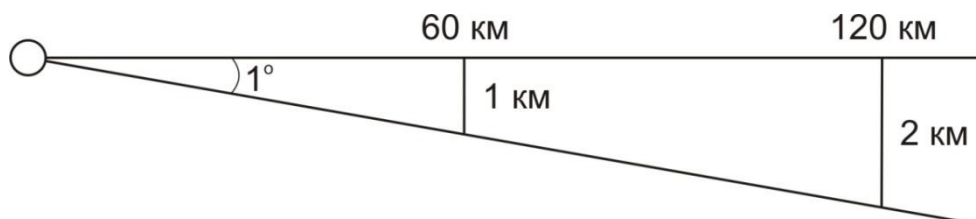


Рис. 1.3. К расчету линейного уклонения в уме

Исправление пути с выходом в ППМ

Исправление пути — это действия по выводу ВС на заданную траекторию после того, как отклонение от нее обнаружено.

Один из способов исправления пути заключается в расчете такого курса (например, магнитного), с которым ВС *выйдет прямо в конечный ППМ* участка маршрута. Будем обозначать этот курс $МК_{\text{ППМ}}$. Предполагается, что БУ и ДП уже определены.

Очевидно, что, если самолет уклонился от ЛЗП, значит курс, который выдерживал пилот, был неверным или неточным. Если, например, самолет уклонился вправо, то понятно, что для возвращения на ЛЗП нужно повернуть влево, то есть уменьшить курс. Но на какую именно величину нужно изменить выдерживаемый курс?

Первое, что приходит в голову, — изменить текущий курс, с которым самолет летел и уклонился, на величину БУ. Ведь БУ и есть погрешность в выдерживании направления полета.

Однако нетрудно сообразить, что этого недостаточно. Если изменить курс только на величину БУ, то ВС, конечно, больше уклоняться не будет. Но ведь уклонение уже есть! Самолет будет просто лететь параллельно ЛЗП. А вот чтобы он вышел в ППМ, необходимо *дополнительно* изменить курс и на величину ДП (рис. 1.4). Кстати, по этой причине ДП и называется *дополнительной поправкой*.

Поэтому общая поправка в выдерживаемый курс (ПК) является суммой БУ и ДП:

$$ПК = БУ + ДП.$$

Поскольку знаки БУ и ДП всегда одинаковы, то и ПК имеет такой же знак: при уклонении вправо — плюс, а при уклонении влево — минус.

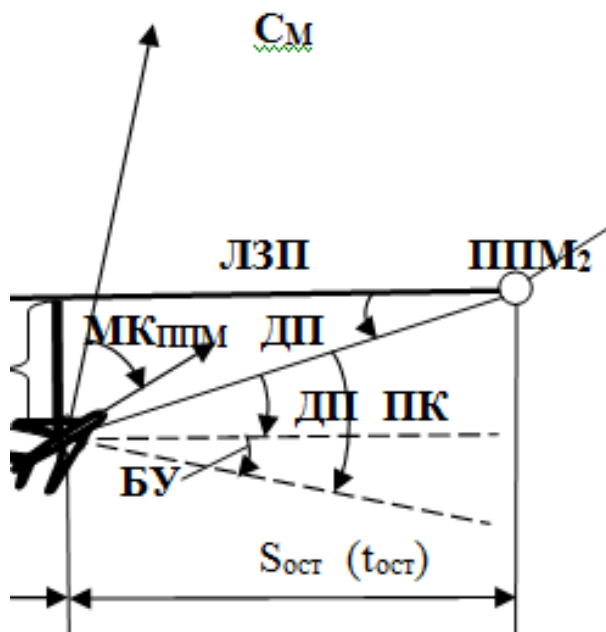


Рис. 1.4. Поправка в курс

Понятно, что при уклонении вправо (когда ПК с плюсом) для выхода в ППМ необходимо повернуть *влево*, то есть *уменьшить* текущий курс, а при уклонении влево — наоборот. Следовательно,

$$MK_{ппм} = MK - ПК.$$

Например, БУ = -3, ДП = -5, МК = 220.

Тогда ПК = БУ + ДП = -3 + (-5) = -8,

$MK_{ппм} = МК - ПК = 220 - (-8) = 228.$

Впрочем, надежнее решать такого рода задачи не опираясь на формальные формулы, а полагаясь на здравый смысл: раз в данном примере имело место уклонение влево, то повернуть нужно вправо (на 8°).

Нужно также помнить, что ПК — это поправка в *курс*, то есть величина, показывающая, на сколько градусов необходимо изменить тот неточный *курс*, с которым самолет летел и уклонился.

1.3. Порядок работы навигатора при полете по маршруту

Полет по маршруту начинается после выполнения схемы вылета еще до того, как ВС набрало заданную высоту. С точки зрения выдерживания ЛЗП не имеет большого значения, летит ВС в наборе или горизонтально.

После занятия заданного эшелона необходимо:

- уточнить МС;
- записать в штурманский бортовой журнал высоту, температуру воздуха и остаток топлива;
- рассчитать истинную воздушную скорость (она пересчитывается при каждом изменении эшелона).

Маршрут состоит из нескольких участков — от одного ППМ до другого, которых может быть довольно много. Независимо от протяженности участка на каждом из них выполняются практически одни и те же операции, поэтому работа навигатора на маршруте носит в значительной степени циклический характер.

На каждом участке маршрутного полета навигатор выполняет следующие операции:

- при пролете ППМ включает секундомер и докладывает диспетчеру о пролете пункта (свой позывной, наименование пункта, высоту, расчетное время следующего ППМ);
- по окончании разворота на очередной участок маршрута проверяет правильность взятого курса путем проверки его соответствия заданному путевому углу (с учетом расчетного угла сноса) и сопоставления с показаниями дублирующих курсовых приборов;
- записывает в штурманском бортовом журнале время пролета ППМ, курс и высоту, расчетное время следующего ППМ;
- уточняет расчетное время пролета последующих ППМ и время прибытия на аэродром назначения;

- настраивает радиотехнические средства навигации и устанавливает на пультах навигационных систем данные, необходимые для полета на данном участке маршрута;
- периодически осуществляет контроль и исправление пути;
- рассчитывает курс следования и путевую скорость на следующем участке маршрута по фактическому ветру;
- примерно за 2 минуты до пролета ППМ прекращает выполнение других операций и осуществляет контроль пролета ППМ.

Есть операции, которые нужно выполнять не на каждом участке.

Периодически, по мере необходимости, навигатор:

- определяет путевую скорость и угол сноса;
- определяет направление и скорость ветра;
- выполняет контроль и коррекцию ухода гироскопических курсовых приборов;
- устанавливает широту пролетаемой местности;
- контролирует остаток топлива и уточняет рубеж ухода на запасной аэродром;
- прослушивает эфир и по поручению командира ВС ведет радиосвязь.

Разумеется, на многих современных высокоавтоматизированных типах ВС значительная часть перечисленных операций выполняется автоматически бортовой системой управления полетом. Однако и в этом случае за экипажем сохраняется обязанность непрерывного контроля за работой бортовых навигационных систем и готовность вмешаться в навигационный процесс при любых непредвиденных отклонениях от плана полета. А иначе зачем вообще в кабине человек?

1.4. Определение путевой скорости и угла сноса на контрольном этапе

Это один из самых простых и древних способов определения таких важных навигационных элементов полета, как путевая скорость W и угол сноса (УС). Эти величины пилоту необходимо знать не только для того, чтобы правильно вычислить курс следования и оставшееся время полета до очередного ППМ, но и для того, чтобы определить фактический ветер. Ведь это даст возможность рассчитать путевую скорость, время, угол сноса и курс и для последующих участков маршрута.

Для вычисления W и УС данным способом необходимо определить место самолета в два разных момента времени, при этом между ними выдерживать постоянный курс. Собственно, отрезок пути между этими двумя МС и называют *контрольным этапом*.

Каким способом получено каждое из этих двух МС, визуально или с помощью радиотехнических средств, не имеет значения. Разумеется, чем точнее они определены, тем лучше.

В момент, когда определено первое МС, включается секундомер, курс фиксируется и выдерживается постоянным. Через 10–20 мин снова определяется МС и фиксируется время на секундомере. Оба МС наносятся на полетную карту.

Нетрудно сообразить, как определить путевую скорость. Для этого нужно знать время полета на контрольном этапе (оно определено по секундомеру) и пройденное за это время расстояние. Расстояние можно просто измерить на карте от одного МС до другого (рис. 1.5).

Для определения УС два полученные МС нужно соединить на карте прямой линией. Эта линия и будет линией фактического пути. Ведь выдерживался постоянный курс, следовательно, на контрольном этапе самолет летел «по прямой».

Угол сноса — это угол между векторами истинной воздушной скорости и путевой скорости. Вектор V направлен по продольной оси ВС, следовательно, его направление — это курс. Вектор W направлен по ЛФП, его направление — это фактический путевой угол. Но ЛФП уже нанесена на нашей карте, поэтому это направление можно просто измерить транспортиром. На карте направления можно измерить только от *истинных* меридианов, поэтому будет измерен фактический истинный путевой угол (ФИПУ).

Строго говоря, поскольку меридианы не параллельны, значение ФИПУ будет несколько различным в зависимости от того, в какой точке ЛФП мы его измерим. Разумно измерить его от среднего меридиана ЛФП, ведь речь идет об определении *среднего УС* на данном участке (рис. 1.6).

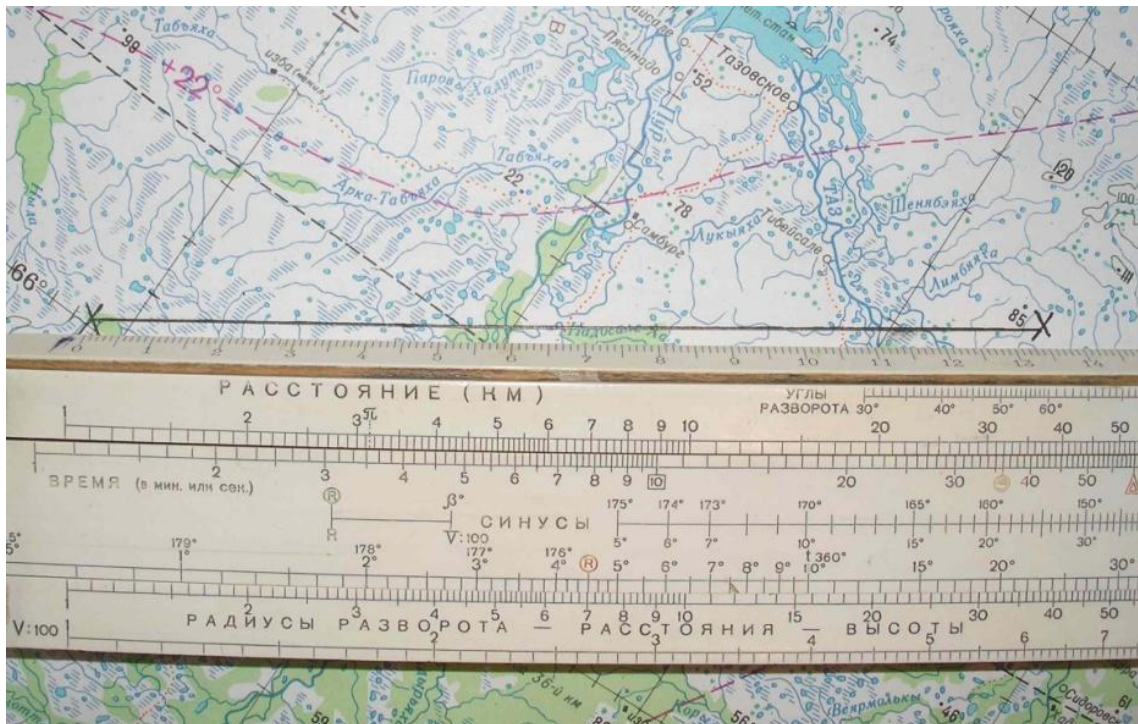


Рис. 1.5. Измерение расстояния



Рис. 1.6. Измерение ФИПУ

Полученный ФИПУ нужно сравнить с курсом, но, конечно, тоже истинным. Чтобы преобразовать выдерживаемый на контрольном этапе МК в ИК, нужно в соответствии с правилом учета поправок прибавить магнитное склонение. Поскольку оно тоже может быть различным в разных местах карты, целесообразно использовать среднее его значение на данном участке полета:

$$ИК = МК + \Delta M;$$

$$УС = ФИПУ - ИК.$$

Например, если ИК=115 и измерен ФИПУ=112, то УС=-3. Ведь самолет сносит влево: продольная ось ВС направлена в направлении 115°, а летит самолет в направлении 112°.

Точность определения W и особенно УС таким способом не слишком высока. Она зависит от того, насколько точно определено каждое МС, от случайных погрешностей графической работы на карте (измерения расстояний и направлений). Важно помнить, что точность зависит в том числе от *длины контрольного этапа*, которую выбирает сам пилот. Она не

должна быть слишком малой, иначе точность определения навигационных элементов может оказаться слишком низкой.

Это связано с тем, что как измеренная длина контрольного этапа, так и время полета на нем определяются с погрешностями. Погрешностью измерения времени можно пренебречь, поскольку с помощью секундомера время измеряется достаточно точно. А вот погрешность определения длины контрольного этапа зависит в первую очередь от точности определения мест самолета, то есть от того, каким способом они определены. Кроме того, дополнительная погрешность возникает при измерении этой длины на карте. Ведь расстояние измеряется пилотом линейкой и вряд ли может быть измерено с погрешностью меньше чем полмиллиметра. А в зависимости от масштаба карты миллиметр может соответствовать расстоянию и в 1, и 2, и в 4 км.

Допустим, длина контрольного этапа S определена пилотом с погрешностью ΔS .

Тогда фактическая путевая скорость

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

а рассчитанная по результатам измерения на карте скорость

$$W_{\text{изм}} = \frac{S_{\text{изм}}}{t}.$$

Тогда погрешность измерения скорости $\Delta W = W_{\text{изм}} - W$ составит

$$\Delta W = \frac{S + \Delta S}{t} - \frac{S}{t} = \frac{\Delta S}{t}.$$

Поделим левую и правую части этого равенства на W и учтем, что в знаменателе правой части $Wt = S$. Получим

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

Таким образом, относительная погрешность определения путевой скорости, то есть отношение ΔW к самой W , равна относительной

погрешности определения длины контрольного этапа. Очевидно, что тогда абсолютная погрешность путевой скорости

$$\Delta W = \left(\frac{\Delta S}{S}\right) W.$$

Рассмотрим несколько примеров, основанных на этой формуле. Пусть самолет пролетел контрольный этап длиной $S = 100$ км за $t = 10$ мин. Очевидно, что тогда $W = 600$ км/ч.

Предположим, что длина контрольного этапа определена с погрешностью $\Delta S = 2$ км. Тогда

$$\Delta W = \frac{2}{100} 600 = 12 \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Это неплохая точность определения скорости, если учесть, что на указателе воздушной скорости цена деления 10 км/ч. Да и ДИСС измеряет путевую скорость не намного точнее.

Но если бы длина контрольного этапа была в два раза меньше ($S=50$ км) при той же точности измерения его длины, то погрешность определения путевой скорости, как следует из формулы, была бы вдвое больше:

$$\Delta W = \frac{2}{50} 600 = 24 \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Такая точность уже не столь высока, хотя для практики вполне приемлемая.

А теперь представим себе, что пилот решил измерить путевую скорость на контрольном этапе длиной всего 10 км. Действительно, зачем лететь и ждать результата 5–10 мин? Ведь хочется побыстрее. Но тогда

$$\Delta W = \frac{2}{10} 600 = 120 \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Фактическая путевая скорость 600 км/ч измерена пилотом с погрешностью 120 км/ч. Это значит, что он получил бы значение 720 или 480 км/ч в зависимости от того, в большую или меньшую сторону он ошибся. И кому нужна путевая скорость, полученная с такой точностью?

В данном примере мы задались конкретным значением погрешности $\Delta S = 2$ км. На самом деле величина этой погрешности случайная и пилот никогда не знает, на сколько именно он ошибся. Соответственно случайной будет и ΔW . Она останется неизвестной, и пилот не может с ее помощью исправить измеренное значение путевой скорости.

Приведенные рассуждения касались определения путевой скорости. Но их можно было бы повторить применительно к определению угла сноса. Здесь основную роль играла бы не продольная погрешность определения длины контрольного этапа ΔS , а линейные погрешности определения каждого МС в поперечном (по отношению к ЛФП) направлении. Ведь боковое смещение МС привело бы к ошибке в измеренном ФИПУ.

Согласно приведенной формуле чем *больше* длина контрольного этапа S , тем *точнее* определяется путевая скорость.

Казалось бы, следует стремиться к увеличению этой длины. И, например, при $S = 1000$ км получили бы замечательную точность (в нашем примере погрешность составила бы около 1 км/ч). Однако не следует, пользуясь мощью математики, забывать о реальности, которую эта математика должна описывать!

Во-первых, в гражданской авиации полеты выполняются по установленным маршрутам, на которых длина участка редко превышает 300 км. Как же в этом случае пролететь тысячу километров с постоянным курсом?

Во-вторых, ветер в пространстве меняется, и соответственно меняется путевая скорость. Понятно, что рассмотренным способом определяются *средняя* путевая скорость и *средний* угол сноса на данном участке. Конечно, среднюю путевую скорость мы бы определили достаточно точно. Фактическая мгновенная W совпадала с этой средней W где-то посередине контрольного этапа. Но она ли нужна пилоту? Ему нужна та W , которая имеет место именно сейчас, в момент окончания ее измерения. Ведь по ней

будет рассчитываться, например, расчетное время пролета следующего ППМ. Зачем пилоту значение W , которое имело место 500 км назад? Ведь оно может значительно отличаться от текущей путевой скорости.

Таким образом, получается, что в соответствии с формулой для повышения точности определения W следует выбирать длину контрольного этапа возможно больше. Но, с другой стороны, при увеличении расстояния из-за изменчивости ветра полученное среднее значение W становится все более далеким от текущего ее значения (в конце этапа).

Математический анализ и авиационная практика показывают, что достаточная точность определения W и УС может быть достигнута при длине контрольного этапа порядка 100 км. В любом случае эта длина не должна быть менее 40–50 км; в противном случае точность может оказаться совсем неудовлетворительной.

1.5. Визуальная ориентировка

Визуальная ориентировка — способ определения МС, основанный на сличении карты с пролетаемой местностью. Это самый древний способ определения МС, но он не так прост, как может показаться сначала, и требует определенных навыков и опыта.

Для визуальной ориентировки используются *ориентиры*.

Навигационный ориентир — это наблюдаемый объект с известным местоположением на местности. Если пилот наблюдает на земле какой-то объект, но его нет на карте, то он не может его использовать для определения МС, следовательно, такой объект не может считаться ориентиром.

Визуальная ориентировка включает в себя *обнаружение* ориентиров, их *опознание* и *определение МС*.

Обнаружение — это визуальное выделение наблюдаемого объекта из фона: например, пилот заметил на заснеженном фоне местности что-то черненькое.

Опознавание — это сопоставление объекта на местности с его изображением на карте. Пилот определил с помощью карты, что объект, который он обнаружил, — это деревня Хивричи. С этого момента объект становится ориентиром.

Оценив визуально на местности, что ВС находится где-то километров на пять южнее этой деревни, пилот отметил на карте соответствующую точку, то есть **определил МС**.

В одних случаях ориентировку вести легче, в других труднее.

Условия ведения визуальной ориентировки зависят от следующих факторов.

- **Характер местности** (равнинная, горная, малоориентирная и т. д.). В горной местности рельеф закрывает характерные ориентиры (поселки, реки расположенные в долинах), что затрудняет сличение карты с местностью. А в пустыне или тундре ориентиров вообще может не быть в поле видимости.
- **Высота полета.** Чем больше высота, тем лучше условия для ориентировки, поскольку больше дальность видимости. Однако на слишком больших высотах удаленные ориентиры могут быть плохо различимы, особенно при невысокой метеорологической дальности видимости. На малых же высотах не только сокращается дальность прямой видимости, но и искажается внешний вид ориентиров. Круглое озеро будет круглым на карте, но, если оно находится далеко, где-то вблизи горизонта, то из-за перспективного сокращения будет выглядеть сплюснутым — иметь форму эллипса. Его трудно сопоставить с картой, различить его детали.
- **Скорость полета.** Чем больше скорость, тем меньше времени ориентиры остаются в пределах их видимости и тем меньше возможности для их обнаружения и опознания.
- **Освещенность** (день, ночь или сумерки, ясно или пасмурно). Понятно, что чем светлее, тем лучше условия для ведения ориентировки. Казалось бы, что ночью вести ориентировку невозможно. На самом деле в лунную ночь

видимость ориентиров ненамного хуже, чем днем. А в безлунные ночи хорошими ориентирами являются огни населенных пунктов, придорожные огни.

- **Метеорологическая дальность видимости.** Если из-за плохих метеоусловий пилот может видеть местность только на ограниченном расстоянии от самолета (причем, как правило, он видит ее только в передней полусфере), то в видимую область ориентиры могут и не попасть. Например, при видимости 2 км в полете над тайгой или пустыней пилот в течение длительного времени может не видеть ничего, кроме леса или песка. А если в поле зрения и попадет ориентир, то он быстро скроется из виду. Даже если он появился прямо по курсу, то при скорости 180 км/ч уже через 40 секунд он окажется позади самолета. Пилот может его и не заметить.
- **Свойства самих ориентиров** (размер, цвет, контрастность по отношению к фону). Крупный населенный пункт легче обнаружить, чем маленькую деревеньку. Озеро, хорошо различимое летом, зимой может оказаться заснеженным и плохо различимым.

По своей **форме** выделяются ориентиры:

- *точечные* (перекрестки дорог, мосты, заметные отдельные здания и т. п.);
- *линейные* (шоссейные и железные дороги, трубопроводы, не очень широкие реки, береговая черта моря);
- *площадные* (озера, крупные населенные пункты и т. п.).

Порядок ведения ориентировки заключается в выполнении следующих операций.

1. Сориентировать карту по направлению полета или по сторонам света (что одно и то же).

2. Определить район вероятного местоположения ВС. Это можно сделать методом счисления, хотя бы приближенно, по известному направлению, скорости и времени полета от последнего достоверно известного МС.

3. Обнаружить и опознать ориентиры, начиная с крупных и переходя к средним и мелким. Ориентиры опознаются по таким признакам, как их размеры, форма, расположение по отношению друг к другу. Чем больше признаков совпало у ориентиров на местности и на карте, тем надежнее будет полученное МС.

4. Определить МС относительно ориентиров. Это можно сделать на глаз, например, методом треугольника. Для этого на местности выбирают два опознанных ориентира, которые будут являться вершинами треугольника. Третьей вершиной является наблюдатель, то есть МС. На глаз оценивается форма (конфигурация) получившегося треугольника на местности, и на карте мысленно строят *подобный* ему треугольник (то есть с такими же углами), опираясь на изображения ориентиров на карте. Третья вершина треугольника на карте и будет являться МС.

Для визуальной ориентировки обычно используются карты масштабов 1:1 000 000 («десятикилометровки») и 1:500 000 («пятикилометровки»), а иногда и более крупных масштабов (например, при аэросъемке). Но любая карта — это *условное* изображение местности. Вид ориентиров на карте и на земле не совпадает (рис. 1.7), поэтому ведение визуальной ориентировки требует наличия навыков и опыта.

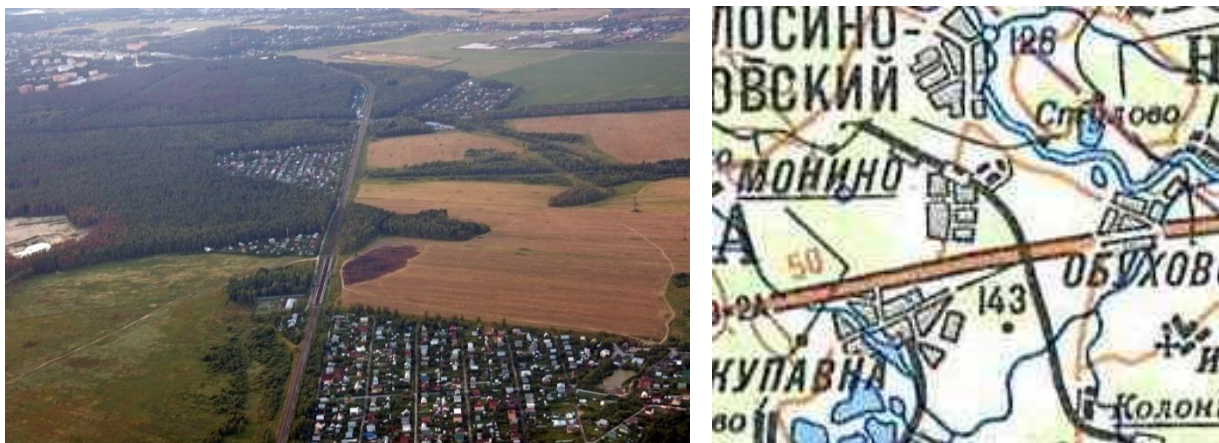


Рис. 1.7. Вид ориентиров на местности и на карте масштаба 1:500 000

Глава 2. Теоретические основы радионавигации

2.1. Некоторые понятия радиотехники

Электромагнитные волны. Без радио трудно представить себе не только современную навигацию, но и вообще нашу жизнь. Кто именно изобрел радио (Александр Попов, Гульельмо Маркони или Оливер Лодж) и что, собственно, считать моментом его изобретения — слишком запутанный вопрос, чтобы рассматривать его в данном учебном пособии. Одно несомненно: радио не могло быть изобретено до открытия электромагнитных волн, потому что радиоволны — это частный случай электромагнитного излучения.

Электромагнитные волны — это распространяющееся в пространстве возмущение электрических и магнитных полей. Электромагнитные волны были открыты Генрихом Герцем (1857–1894), рис. 2.1. Правда, сам он считал их исследование бесполезной затеей...



Рис. 2.1. Генрих Рудольф Герц (1857–1894)

В каждой точке пространства электромагнитная волна характеризуется тремя взаимно перпендикулярными векторами: *волновым вектором* и *векторами напряженности электрического и магнитного полей*. Направление волнового вектора совпадает с направлением распространения волны, а его модуль обратно пропорционален длине волны. Модули векторов напряженностей магнитного и электрического полей изменяются по синусоидальному закону и сдвинуты по фазе на 90° .

Скорость распространения электромагнитного излучения называют скоростью света. В вакууме она составляет $c = 300\,000$ км/с (более точно — $299\,792\,458$ м/с), но в любой другой среде (в том числе в атмосфере) она меньше и зависит от характеристик среды.

Основными характеристиками электромагнитной волны являются ее *период, частота, фаза и длина*.

Период T — это длительность одного цикла колебаний. Измеряется в секундах, с.

Частота f — количество полных циклов колебаний в секунду в данной точке пространства. Измеряется в герцах, Гц (Hz).

На практике чаще используются килogerцы (кГц) и мегагерцы (МГц), иногда гигагерцы (ГГц):

$$1 \text{ кГц} = 1000 \text{ Гц};$$

$$1 \text{ МГц} = 1000 \text{ кГц} = 1\,000\,000 \text{ Гц};$$

$$1 \text{ ГГц} = 1000 \text{ МГц}.$$

Фаза колебаний — величина, которая показывает, какая часть колебания прошла с начала процесса. Измеряется в угловых величинах — градусах или радианах. При этом весь цикл колебания принимается за 360° (2π). Величина фазы зависит, конечно, от того момента, который выбран в качестве начала колебаний, но *разность фаз* двух сигналов от этого не зависит (рис. 2.2).

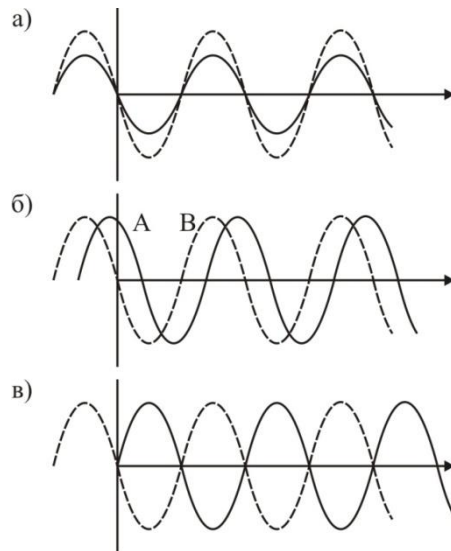


Рис. 2.2. Сдвиг сигналов по фазе:

a — фазы совпадают; *б* — сдвиг по фазе 90° ; *в* — сдвиг по фазе 180°

Длина волны λ — расстояние между двумя точками в пространстве, в которых колебание имеет одинаковую фазу.

Частота, длина волны и скорость света связаны друг с другом простыми соотношениями:

$$c = f\lambda; \quad f = \frac{c}{\lambda}; \quad \lambda = \frac{c}{f}.$$

Например, если длина волны составляет $\lambda = 6$ м, то ей соответствует частота

$$f = \frac{300\,000\,000 \text{ м/с}}{6 \text{ м}} = 50\,000\,000 \frac{1}{\text{с}} = 50 \text{ МГц.}$$

Все возможные частоты и, соответственно, длины электромагнитных волн разделены на диапазоны. Часть общего спектра электромагнитных волн занимают *радиоволны*, которые также делятся на диапазоны (табл. 1.1).

Еще более короткими электромагнитными волнами по сравнению с приведенными в таблице обладает *оптическое излучение* (инфракрасное, видимое и ультрафиолетовое) и *ионизирующее электромагнитное излучение* (рентгеновское излучение и гамма-излучение).

Таблица 1.1

Диапазоны частот и длин радиоволн

Диапазон частот (<i>frequency</i>)		f	Диапазон волн (<i>wave</i>)		λ
Название	Обозначение		Название	Обозначение	
Крайне низкие <i>Extremely Low</i>	ELF	0–3 кГц	Сверхдлинные	СДВ	Более 100 км
Очень низкие <i>Very Low</i>	ОНЧ VLF	3–30 кГц			100–10 км
Низкие <i>Low</i>	НЧ LF	30– 300 кГц	Длинные	ДВ	10–1 км
Средние <i>Medium</i>	СЧ MF	300– 3000 кГц	Средние	СВ	1 км–100 м
Высокие <i>High</i>	ВЧ HF	3–30 МГц	Короткие	КВ	100–10 м
Очень высокие <i>Very high</i>	ОВЧ VHF	30– 300 МГц	Ультракороткие (метровые)	УКВ	10–1 м
Ультравысокие <i>Ultra-High</i>	УВЧ UHF	300– 3000 МГц	Ультракороткие (дециметровые)		1–0,1 м
Сверхвысокие <i>Superhigh</i>	СВЧ SHF	3–30 ГГц	Ультракороткие (сантиметровые)		10–1 см
Крайне высокие <i>Extremely high</i>	КВЧ EHF	30– 300 ГГц	Ультракороткие (миллиметровы е)		10–1 мм

Вообще электромагнитное излучение имеет сложную структуру и обладает как волновыми, так и квантовыми свойствами. Рассмотрим лишь некоторые из его свойств, которые могут понадобиться в дальнейшем.

Рефракция (*refraction*). Рефракция (преломление) заключается в искривлении траектории радиоволн при прохождении через среду (например, атмосферу), плотность которой изменяется.

Дифракция (*diffraction*). Первоначально под термином *дифракция* понималась способность радиоволн огибать препятствия. В настоящее время это явление понимается шире: как любое отступление от законов геометрической оптики, в соответствии с которыми электромагнитные волны (свет, радиоволны и т. п.) в однородной среде распространяются строго по прямой. Дифракция представляет собой сложное явление, которое упрощенно можно понимать как способность волн «расходиться», «расплываться» в пространстве по мере распространения и проникать в те области, которые находятся в тени какого-либо объекта.

Отражение (*reflection*). Это возвращение радиоволн при встрече с границей раздела двух сред с различными электрическими свойствами «обратно» в первую среду. Радиоволны могут отражаться от земной поверхности, от фюзеляжа ВС и т. п.

Радиоволны разных частот обладают различным характером распространения.

Прямолинейно распространяющиеся волны (*Space Waves*) — это радиоволны, распространяющиеся в однородной среде по прямой линии. К ним относятся радиоволны ультракоротковолнового (УКВ) диапазона, в котором работает большинство радионавигационных средств. Поскольку радиоволны распространяются по прямой, а Земля круглая, то, казалось бы, по законам геометрической оптики такие радиоволны не могут огибать земную поверхность и заходить за горизонт. Однако на самом деле атмосфера не является однородной средой. Чем ближе к поверхности земли, тем больше ее плотность. Вследствие этого радиоволны подвержены рефракции (преломлению). Траектория радиоволны искривляется и может отклоняться от прямой линии на десятки угловых минут. Вследствие этого

«прямолинейно распространяющиеся» волны могут несколько заходить за горизонт (рис. 2.3).

Поверхностные волны (Surface Waves). Это радиоволны, способные огибать земную поверхность. К ним относятся *радиоволны длинноволнового (ДВ) и средневолнового (СВ) диапазонов*. Такое поведение волн объясняется их дифракцией. Фронт распространяющейся волны как бы наклоняется в сторону поверхности Земли, поскольку в той его части, которая ближе к Земле, затухание (attenuation) радиоволн больше. Это затухание (ослабление) вызвано тем, что волна индуцирует в самой поверхности Земли напряжение, которое «препятствует» ее распространению — как бы тормозит ее. Фронт волны наклоняется в ту же сторону, в которую «уходит» поверхность закругляющейся Земли, поэтому радиоволна распространяется за горизонт. Насколько далеко, зависит от мощности излучаемого сигнала и электропроводимости подстилающей поверхности. Поскольку вода является лучшим проводником, чем суша, дальность распространения поверхностной волны над морем больше.

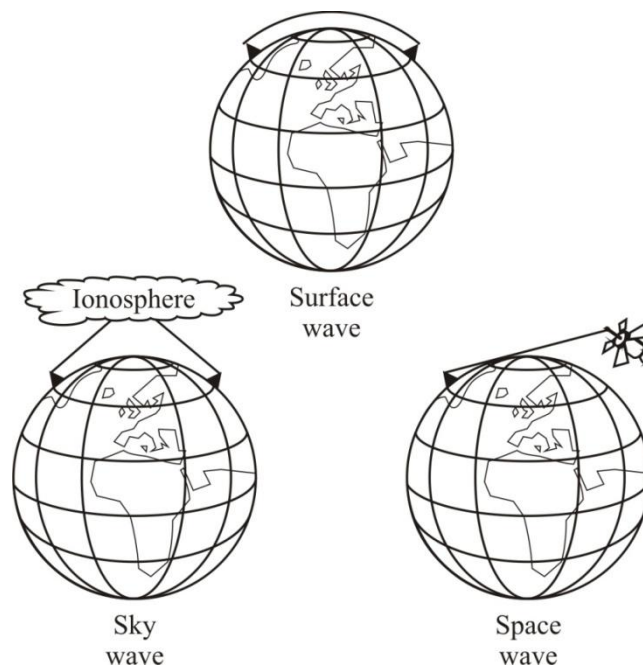


Рис. 2.3. Виды радиоволн

Пространственные волны (*Sky Waves*) основаны на отражении радиоволн от ионосферы. Ионосфера — это верхние электризованные слои атмосферы. Радиоволны КВ, СВ и ДВ диапазонов способны отражаться от ионосферы и возвращаться к земле. Но отражение произойдет только в случае, когда волна пересекает ионосферу под достаточно острым углом. Если же радиоволны распространяются по направлению, близкому к нормали (направлению «вверх»), то волны не отразятся и проникнут за пределы ионосферы.

Поскольку угол отражения от ионосферы равен углу падения, а этот угол невелик, то получается, что отраженные радиоволны достигнут поверхности земли на достаточно большом удалении от радиостанции. Таким образом, на небольших удалениях от радиостанции принимаются поверхностные волны, на больших удалениях — пространственные (рис. 2.4). На промежуточных удалениях образуется мертвая зона (*dead space*), в которой волны либо не принимаются вообще, либо пространственная волна складывается с поверхностной волной. В этом случае из-за интерференции эти волны «мешают» друг другу и происходят быстрые изменения интенсивности результирующего поля, называемые замираниями.

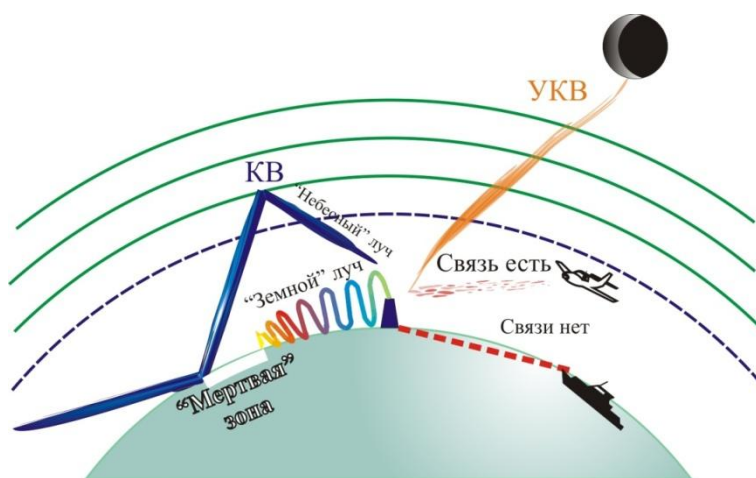


Рис. 2.4. Характер распространения радиоволн

Частным случаем пространственных волн можно считать *радиоизлучения волноводного типа*. Если длина волны более 10 км (радиоволны ОНЧ), то земная поверхность ведет себя по отношению к ним как проводник и способна отражать радиоволны. Поэтому радиоволны, отраженные от ионосферы, падают на земную поверхность, отражаются также и от нее, снова отражаются от ионосферы и т. д. Волна как бы следует вдоль канала (волновода), образованного ионосферой и землей, и может распространяться на удаление до 8–10 тыс. км.

Диаграмма направленности антенны. Радиоволны излучаются и принимаются через антенну (*antenna* или *aerial*). В зависимости от конструкции и конфигурации антенны мощность излучения или чувствительность приема может быть различной по разным направлениям. Это свойство антенны характеризуют ее *диаграммой направленности* (*Antennae polar diagrams*).

Понятно, что чем дальше приемник находится от источника излучения (антенны), тем меньше мощность принимаемого сигнала, поскольку он ослабевает в пространстве. Можно задаться каким-либо фиксированным уровнем мощности (например, равным половине излучаемой мощности) и рассмотреть все точки в пространстве, в которых мощность будет иметь именно такое значение. Эти все точки в пространстве образуют поверхность, которую и называют диаграммой направленности (рис. 2.5).

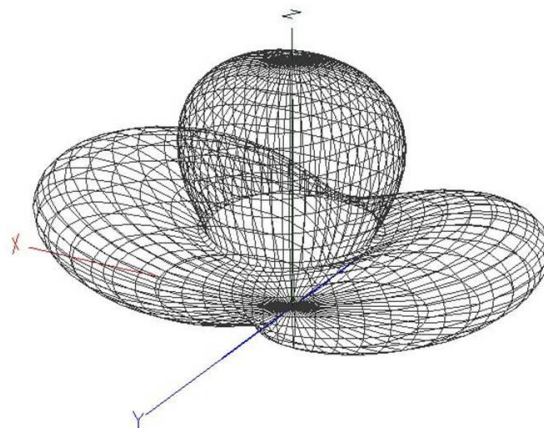


Рис. 2.5. Пример диаграммы направленности в пространстве

Обычно рассматривают диаграмму направленности отдельно в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Если антенна ненаправленная, то есть во все стороны излучает одинаково, то в горизонтальной плоскости диаграмма направленности будет иметь вид окружности с центром в точке расположения антенны. Радиус-вектор для всех точек этой окружности будет одинаков. Это значит, что мощность принимаемого сигнала одинакова по всем направлениям и зависит только от удаления.

Антенна может быть сконструирована таким образом, что мощность излучения в разные стороны различна, и тогда диаграмма направленности будет наглядно показывать, в каком направлении мощность больше, а в каком меньше. Диаграмма направленности может иметь вид кардиоиды, одного или нескольких лепестков (*lobes*) или какую-то более сложную форму (рис. 2.6).

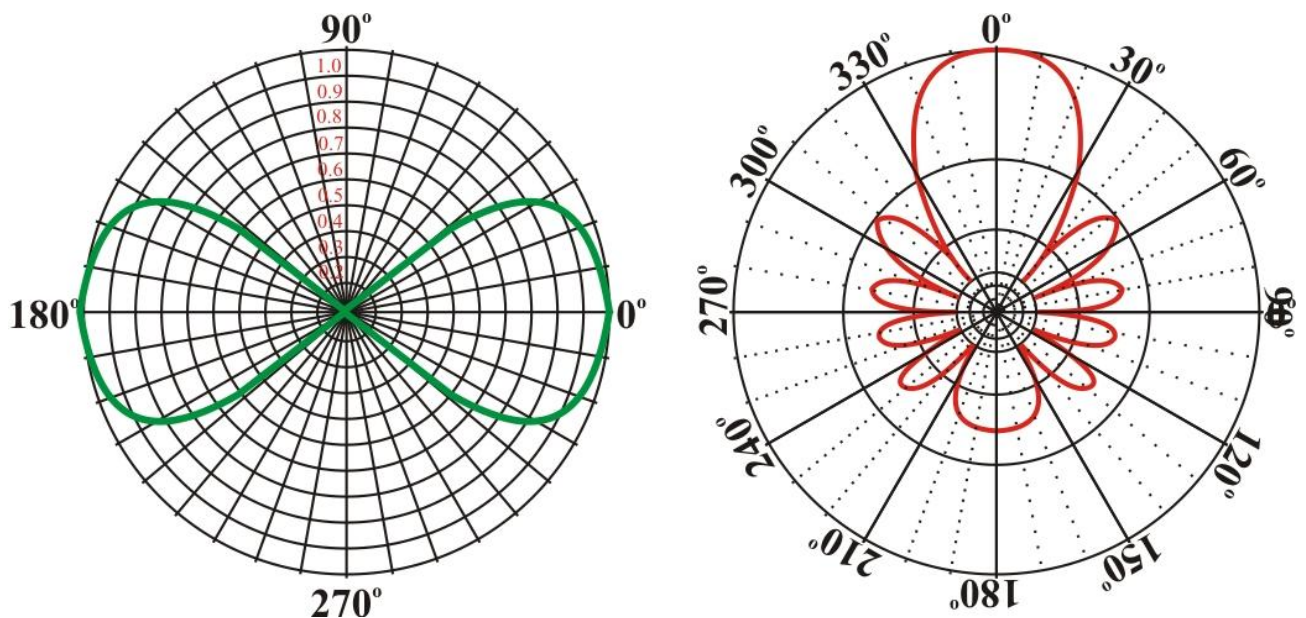


Рис. 2.6. Примеры диаграмм направленности в горизонтальной плоскости

Модуляция

Если передатчик просто передает синусоидальные колебания на какой-то частоте, то прием такого сигнала не несет никакой полезной информации. Для того чтобы передать полезную информацию, несущие колебания модулируются полезным сигналом.

Модуляция (от лат. *modulatio* — «размеренность», «ритмичность») — это процесс изменения одного или нескольких параметров высокочастотного несущего колебания по закону низкочастотного информационного сигнала (сообщения).

Передаваемая информация заложена в управляющем (модулирующем) сигнале, а роль переносчика информации выполняет высокочастотное колебание, называемое *несущим*. Таким образом, полезное информационное колебание как бы накладывается на заведомо известную несущую частоту.

В радиотехнике используются различные виды модуляции. Самым примитивным и древним является *телеграфная модуляция (keying)*, когда несущий сигнал просто прерывается с помощью телеграфного ключа. Излучение происходит не непрерывно, а отрезками: короткими, называемыми «точками» (*dot*) или длинными — «тире» (*dash*). Каждому сочетанию точек и тире соответствует определенная буква или цифра, например, в соответствии с азбукой Морзе, которая была предложена американским изобретателем Сэмюэлом Морзе (1791–1872) еще до изобретения радио (рис. 2.7).

Амплитудная модуляция (*amplitude modulation, AM*) основана на том, что *амплитуда* несущего сигнала изменяется в соответствии с амплитудой полезного сигнала (рис. 2.8).

Частотная модуляция (*frequency modulation, FM*) основана на изменении *частоты* несущей в соответствии с амплитудой полезного модулирующего сигнала (см. рис. 2.9).

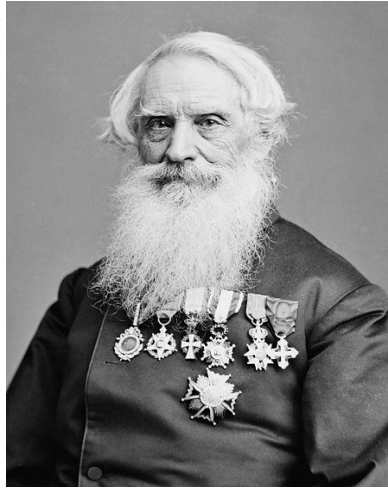


Рис. 2.7. Сэмюэл Морзе

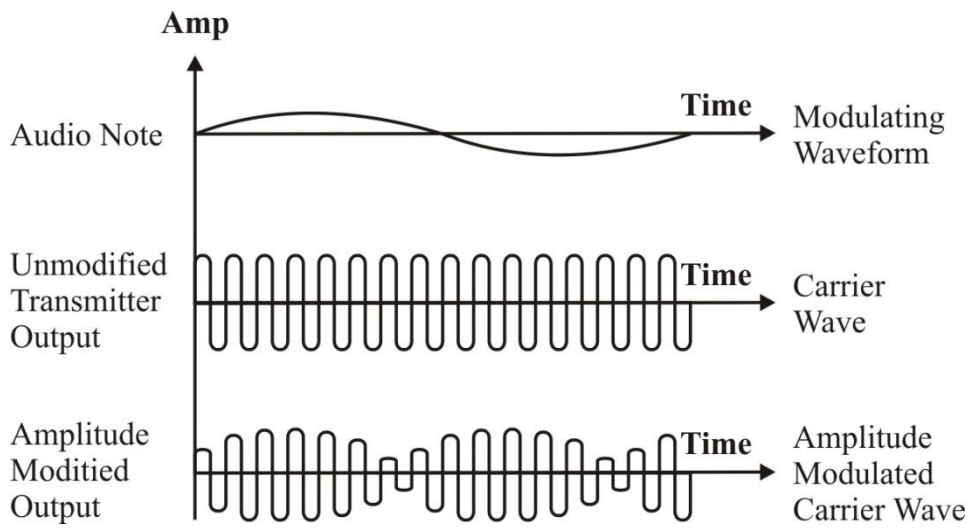


Рис. 2.8. Амплитудная модуляция

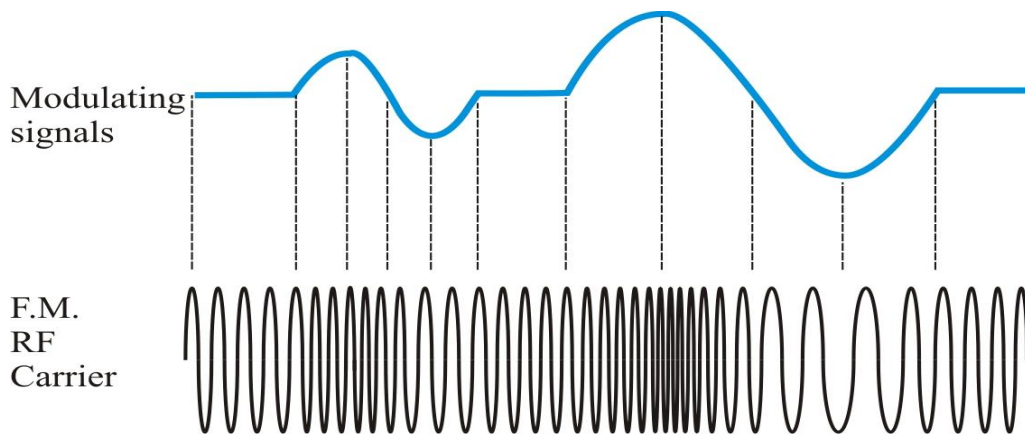


Рис. 2.9. Частотная модуляция

Импульсная кодовая модуляция (*pulse code modulation, PCM*) используется в цифровых технологиях и основана на двоичном кодировании. Наличие импульса соответствует «1», а его отсутствие (пропуск) – «0». С помощью последовательности нулей и единиц, передаваемых таким способом, можно закодировать любую информацию.

2.2. Обобщенный метод линии положения

Навигационный параметр

Место самолета можно определить с помощью различных технических, в том числе радионавигационных, средств и разными методами. Как показал профессор В. В. Каврайский, практически все эти способы можно рассматривать как частные случаи *обобщенного метода линий положения*. Это не какой-то конкретный способ определения МС, а абстрактный теоретический подход, некая схема, выражающая то общее, что содержится в любом способе местоопределения. Понимание обобщенного метода линий положения позволяет легко осваивать любые конкретные способы определения МС независимо от того, на каких конкретных технических средствах они основаны, а также с единых позиций, унифицированными методами оценивать точность применяемых методов.

Основными понятиями, на которых основан этот метод, являются понятия *навигационного параметра* и *линии положения*.

В полете с помощью приборов можно измерить самые разные величины: пеленги, дальности, путевую скорость, угол сноса, температуру воздуха и т. д. В широком смысле слова их можно назвать навигационными параметрами, потому что эти величины используются для навигации.

Но в узком смысле, с точки зрения обобщенного метода линий положения, под навигационными параметрами понимаются не любые

величины, применяемые в навигации, а только те, значения которых жестко связаны с точкой в пространстве, в которой производится их измерение.

Навигационный параметр — это физическая или геометрическая величина, значение которой функционально связано с данной точкой пространства.

Напомним понятие *функции*, широко используемое в математике. Если говорят, что y является функцией x , то это означает, что каждому значению x соответствует определенное значение y , то есть эти величины жестко взаимосвязаны. Неважно, каким образом задана эта связь. В математике она наиболее часто выражается формулой, по которой можно рассчитать y при любом заданном x . Но эта связь может быть задана и любым другим способом: графиком функции, таблицей. Неважно, каким образом она задана, главное, что она существует.

В приведенном определении навигационного параметра говорится, что его значение является функцией не величины (числа), а точки в пространстве. Это означает, что за каждой точкой «закреплено» определенное значение этой величины (навигационного параметра). Следовательно, для того чтобы решить, является ли какая-либо измеренная величина навигационным параметром (в узком смысле, с точки зрения обобщенного метода линий положения), необходимо только выяснить, является ли ее значение вполне определенным в данной точке либо может быть в этой точке различным, то есть с данной точкой жестко не связано.

Приведем примеры некоторых величин и рассмотрим, являются ли они навигационными параметрами.

1. Наклонная дальность до радиостанции. Наклонная дальность — это расстояние от какой-то конкретной радиостанции до данной точки (например, ВС) по прямой. Если ВС в данный момент времени находится в какой-то точке пространства, то, конечно, его расстояние до радиостанции (наклонная дальность) является вполне определенной величиной, например

137 км, а не 100 км, не 64 км и т. п. Следовательно, наклонная дальность — это навигационный параметр, являющийся в данном случае геометрической величиной.

2. Атмосферное давление. В любой момент времени в каждой точке околоземного пространства имеется вполне определенное значение атмосферного давления, например 756 мм рт. ст. Следовательно, атмосферное давление тоже является навигационным параметром, это физическая величина.

Не имеет значения, что атмосферное давление непрерывно меняется во времени и уже через минуту его значение в этой же точке, может быть, будет уже другим. Здесь важно, что в любой данный момент оно имеет вполне определенное значение.

3. Путевая скорость, то есть скорость перемещения ВС относительно Земли. Конечно, эта величина широко используется в навигации, но ее можно назвать навигационным параметром только в широком смысле слова, но не с точки зрения метода линий положения, поскольку она не попадает под приведенное определение. Действительно, разве можно сказать, что за данной точкой пространства закреплено какое-то определенное значение путевой скорости? Конечно, нет. Во-первых, если в данной точке сейчас не находится ВС, то путевой скорости в этой точке вообще не существует. Во-вторых, даже если через точку пролетает ВС, то очевидно, что его путевая скорость может быть различной и будет зависеть от истинной воздушной скорости ВС, от курса ВС, от скорости и направления ветра в данной точке. Следовательно, за самой точкой не закреплено никакое конкретное значение путевой скорости, поэтому она не является навигационным параметром.

4. Магнитное склонение. Магнитное склонение — это угол между северными направлениями истинного и магнитного меридианов. В любой точке однозначно определено направление на северный географический полюс (северное направление истинного меридиана) и однозначно

определено направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли (северное направление магнитного меридиана). Следовательно, в каждой точке имеется вполне определенный угол между этими направлениями (магнитное склонение). Поэтому ΔM — это навигационный параметр.

Разумеется, можно привести множество примеров величин, которые в соответствии с приведенным определением являются навигационными параметрами. Но в навигации используются только те из них, которые реально могут быть измерены в полете, то есть те, для измерения которых на борту действительно имеются соответствующие приборы.

Поверхность и линия положения

Поскольку значение навигационного параметра зависит от того, где в данный момент времени находится ВС, появляется возможность использовать его значение, измеренное в полете, для определения МС. Действительно, если бортовые приборы показывают, что в данный момент навигационный параметр имеет такое-то вполне определенное численное значение, то это означает, что ВС находится не где угодно, а может находиться только в одной из множества тех точек пространства, в которых значение параметра именно такое. Если, путешествуя пешком по стране и заблудившись, Вы обнаружили, что у вас под ногами асфальт (да еще с нанесенной на него дорожной разметкой), то это означает, что вы находитесь не в поле, не в лесу, не в болоте, а на какой-то дороге. На какой именно дороге и в каком ее месте, Вы, конечно, не знаете, но множество точек на карте, в которых вы в принципе могли бы находиться, существенно уменьшилось. В этом примере роль навигационного параметра играет характер подстилающей поверхности.

Если в какой-то точке пространства навигационный параметр имеет какое-то определенное значение, то это не вовсе не значит, что в других точках его значения должны быть другими. Наверняка точно такое же

значение параметр имеет и во многих других местах. Например, точки, в которых наклонная дальность равна 100 км, находятся и к северу, и к востоку от радиостанции, и кверху от нее — вообще в любом направлении. Таких точек бесконечно много. Но, как правило, точки с одинаковым численным значением навигационного параметра выстраиваются в пространстве, образуя некоторую поверхность.

Поверхность положения — геометрическое место точек в пространстве с одинаковым значением навигационного параметра (рис. 2.10).

Обычно для каждого вида навигационного параметра поверхность положения имеет свою определенную форму. Для параметра *наклонная дальность* поверхность положения имеет форму сферы с центром в точке расположения радиостанции (рис. 2.11).

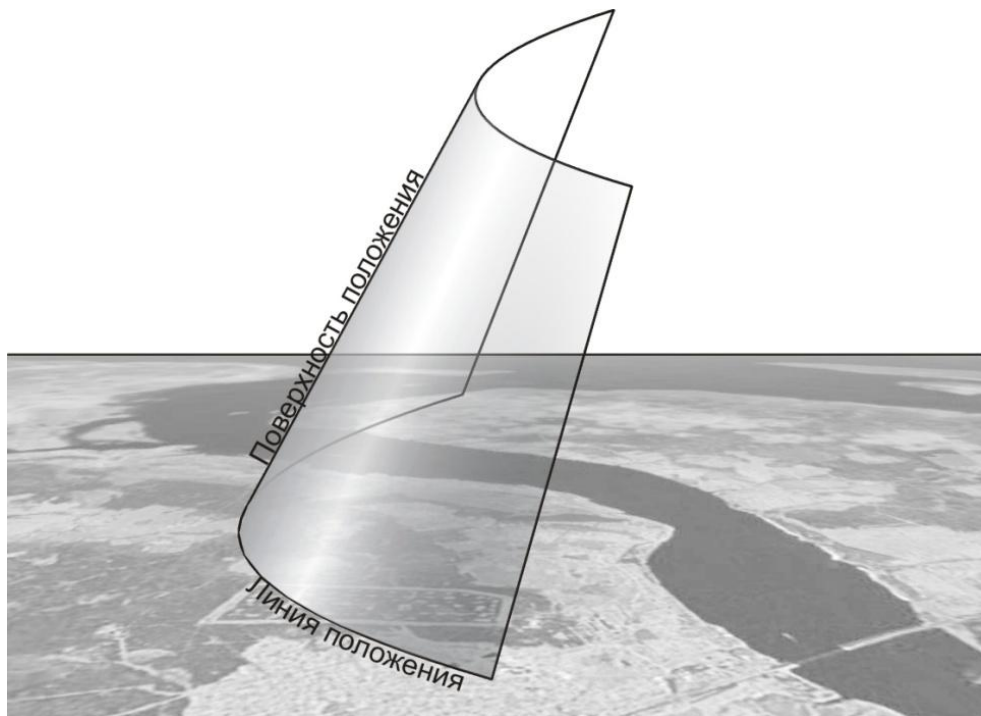


Рис. 2.10. Поверхность и линия положения

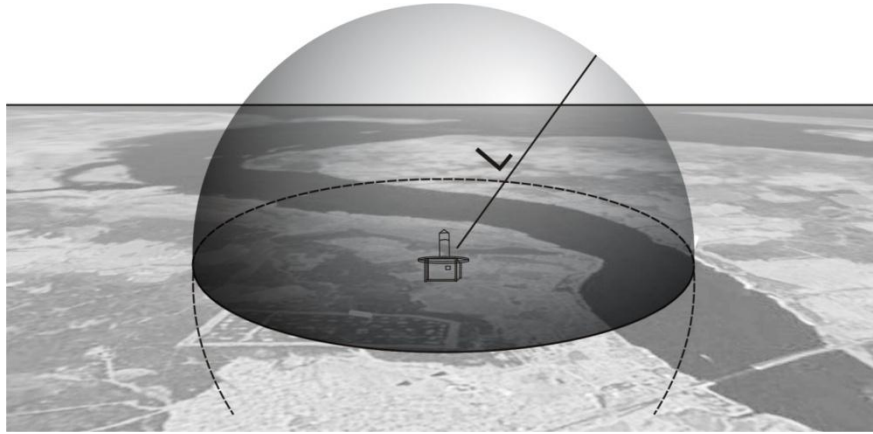


Рис. 2.11. Поверхность положения для навигационного параметра
наклонная дальность

Ведь сфера и есть геометрическое место точек, одинаково удаленных от некоторой точки, называемой *центром сферы*. Поэтому, если в полете измерено, что наклонная дальность до радиомаяка составляет 237 км, то это означает, что ВС сейчас расположено в одной из точек сферы радиусом 237 км с центром в точке расположения радиомаяка. Поэтому поверхность и называется *поверхностью положения*. ВС не может находиться ни внутри, ни снаружи этой сферы, потому что тогда значение параметра (дальности) было бы другим.

Каждому *численному значению* навигационного параметра соответствует своя поверхность положения, поэтому для каждого вида навигационного параметра существует целое *семейство поверхностей положения*, отличающихся значением параметра. Так, для параметра «наклонная дальность» это семейство представляет собой бесконечное множество сфер разного радиуса с общим центром в точке расположения радиомаяка. Когда в полете при измерении наклонной дальности бортовыми приборами определяется численное значение этой дальности, то становится ясным, на какой именно из этого множества сфер (поверхностей положения) в данный момент находится ВС.

Поверхность положения может пересекаться с земной поверхностью. При пересечении этих поверхностей образуется линия, в каждой точке которой,

конечно, такое же значение параметра, как и на всей поверхности положения. Эта линия называется *линией положения*.

Линия положения — геометрическое место точек на земной поверхности с одинаковым значением навигационного параметра.

Если навигационный параметр является геометрической величиной, то обычно каждому его виду соответствует своя геометрическая форма линии положения (окружность, ортодромия, гипербола и т. д.). Изменяя значение навигационного параметра, можно получить целое семейство линий положения, каждая из которых соответствует своему значению параметра.

Определение места самолета

Если в полете с помощью приборов измерить значение навигационного параметра в точке нахождения ВС и построить на карте линию положения, соответствующую этому значению параметра, то очевидно, что МС может находиться только в одной из точек этой линии. Ведь только на ней значение параметра именно такое, какое было измерено. Но в какой именно точке этой линии находится ВС, конечно, неизвестно. Однако можно измерить какой-либо *другой* параметр и также проложить на карте соответствующую ему линию положения. Поскольку ВС находится одновременно и на первой, и на второй линии положения, то понятно, что оно находится *в точке их пересечения*. Собственно, в этом и заключается идея обобщенного метода линий положения (рис. 2.12).

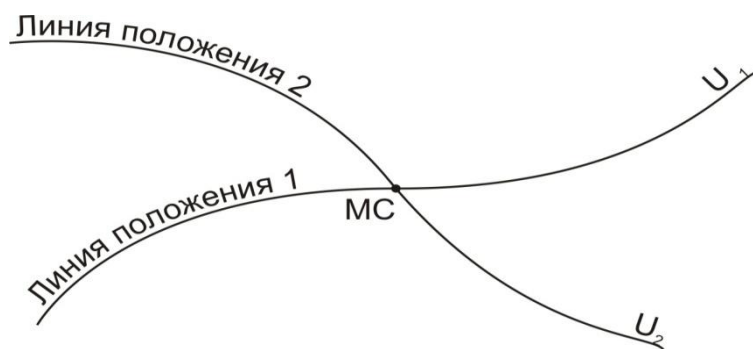


Рис. 2.12. Определение места самолета по двум линиям положения

В традиционной навигации линии положения действительно прокладывают на карте, и место самолета получают графическим путем. Но в принципе это не обязательно, если можно записать в виде формул, как именно зависят значения двух разных навигационных параметров u_1 и u_2 от широты φ и долготы λ точки:

$$u_1 = f_1(\varphi, \lambda);$$

$$u_2 = f_2(\varphi, \lambda).$$

Если в левые части этих формул подставить численные значения измеренных параметров, то получится система из двух уравнений, неизвестными в которой будут являться координаты точки, в которой измерены эти параметры. А это и есть *широта* и *долгота* самолета. Таким образом, решив эту систему уравнений, можно определить место самолета.

Из-за сферичности Земли эти уравнения имеют достаточно сложный вид, и решить их в полете «вручную» вряд ли удастся. Однако при наличии на борту навигационного вычислителя (компьютера), входящего в состав пилотажно-навигационного комплекса, это вполне возможно. Например, в полете непрерывно измеряются дальности до двух радиомаяков, которые поступают в вычислитель. В памяти вычислителя хранятся географические координаты этих радиомаяков. По запрограммированным алгоритмам вычислитель непрерывно решает численными методами упомянутую систему из двух уравнений и выдает экипажу текущие значения широты и долготы самолета. В данном случае никакие линии положения на карте, конечно, не строятся. Задача решается аналитическим путем, по формулам. Но суть от этого не меняется. Это также реализация обобщенного метода линий положения.

Следует отметить некоторое различие терминологии в воздушной и морской навигации (судовождении). В. В. Каврайский, сформулировавший обобщенный метод линий положения, под линией положения понимал не саму линию с одинаковым значением параметра (ее он называл изолинией), а *касательную* к ней в точке счисленного местоположения судна. Такой терминологии моряки до сих пор и придерживаются.

2.3. Основные виды линий положения

В качестве навигационных параметров могут выступать самые разные величины. Но для того чтобы их использовать для определения МС, на борту ВС должны иметься приборы, способные измерять эти параметры. Так, магнитное склонение является навигационным параметром, но на самолете нет оборудования, которое позволило бы его непосредственно измерить, поэтому ΔM как навигационный параметр не используется для определения МС (по крайней мере, в настоящее время). Разумеется, это не отменяет возможность с помощью ΔM решать разные навигационные задачи, в том числе для вычисления значений других навигационных параметров (например, истинного пеленга самолета).

В навигации чаще всего применяют навигационные параметры, которые являются геометрическими величинами, то есть расстояниями, углами и пр. В этом случае *каждому виду навигационного параметра соответствует своя геометрическая форма линии положения.*

Рассмотрим те навигационные параметры и соответствующие им линии положения, которые в настоящее время используются в навигации.

1. Навигационный параметр — горизонтальная дальность D . Под горизонтальной дальностью (далее будем называть ее просто дальностью) понимается кратчайшее расстояние от произвольной точки (места самолета) до некоторой фиксированной точки (радиомаяка) по поверхности Земли. Этому параметру соответствует линия положения, называемая *линией равных расстояний (ЛРР)*. На плоскости эта линия имеет форму окружности, в центре которой располагается радиомаяк. На земной сфере ЛРР также имеет вид окружности (малого круга), каждая точка которой одинаково удалена от радиомаяка (рис. 2.13). Расстояние, конечно, также измеряется по линии кратчайшего расстояния на сфере, то есть по дуге большого круга (ортодромии).

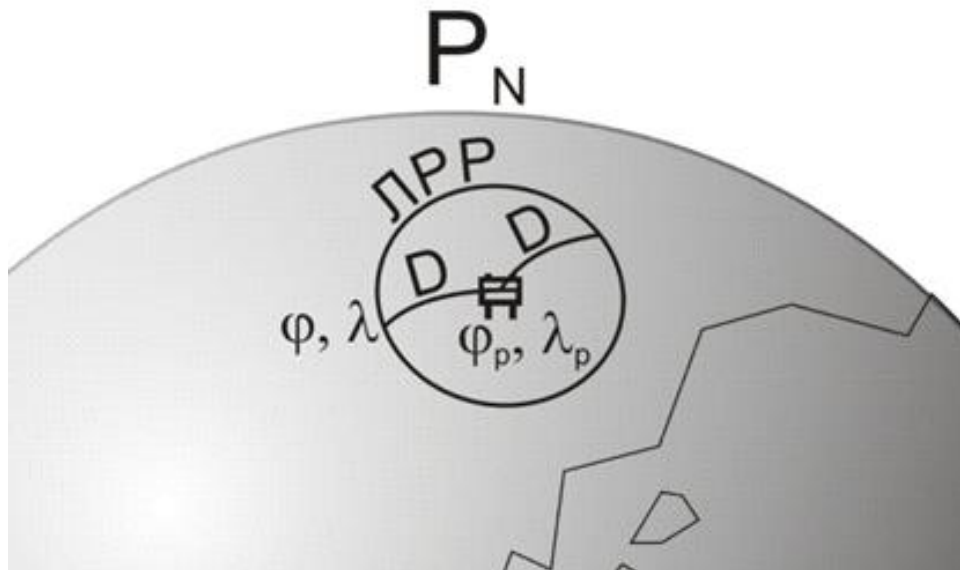


Рис. 2.13. Линия равных расстояний

Каждому численному значению дальности соответствует своя ЛРР. Все они являются окружностями с общим центром в точке расположения радиомаяка, образуя семейство ЛРР для данного радиомаяка

2. Навигационный параметр — пеленг самолета P_c . Напомним, что пеленг самолета — это угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через радиостанцию, и направлением на самолет. Параметру «пеленг самолета» соответствует линия положения, называемая *линией равных пеленгов самолета (ЛРПС)*.

Когда мы говорим о направлении от радиостанции на самолет, мы имеем в виду, конечно, направление по линии кратчайшего расстояния, а не по какой-то извилистой кривой. На плоскости линией кратчайшего расстояния является прямая линия, а на сфере это дуга большого круга. В какой бы точке этой линии ни находился самолет, пеленг на него от данной радиостанции будет один и тот же. Следовательно, ЛРПС имеет форму ортодромии — дуги большого круга (рис. 2.14).

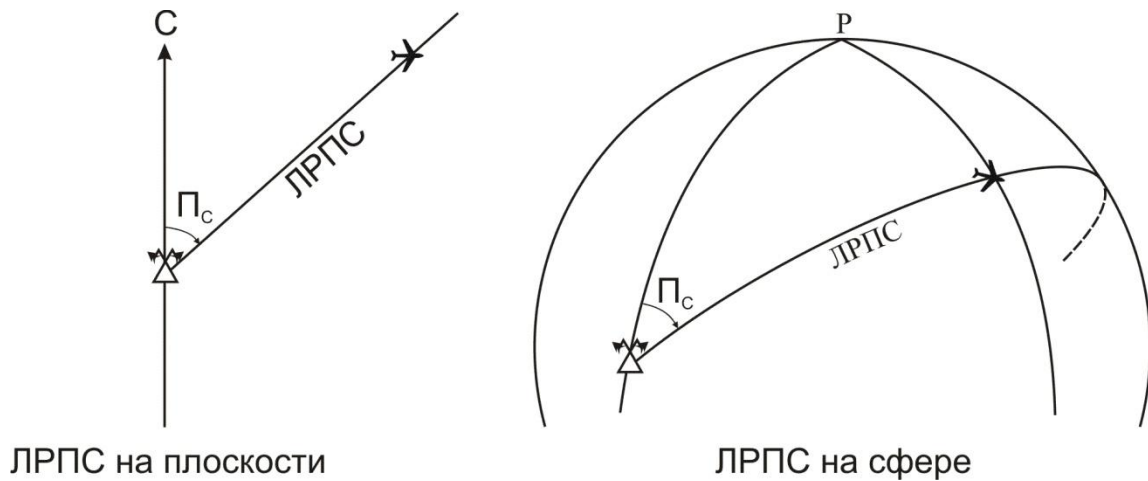


Рис. 2.14. Линия равных пеленгов самолета на плоскости и на сфере

Семейство ЛРПС, соответствующих разным значениям пеленга, представляет собой множество ортодромий, выходящих по всем возможным направлениям из точки расположения радиомаяка.

3. Навигационный параметр — пеленг радиостанции P_r . Пеленг радиостанции (радиомаяка) — это угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через самолет, и направлением на радиомаяк. Линия положения, в каждой точке которой значение пеленга данной радиостанции является одинаковым, называется *линией равных пеленгов радиостанции (ЛРПР)*.

Разумеется, и в этом случае имеется в виду направление на радиостанцию по кратчайшему расстоянию, то есть на сфере — по ортодромии.

Рассмотрим, какую форму на сфере имеет ЛРПР. Первое, что приходит в голову, — ЛРПС и ЛРПР являются одной и той же линией. Ведь пеленг самолета — это направление на самолет от радиостанции, а пеленг радиостанции — направление на радиостанцию от самолета. В обоих случаях направление соответствует линии кратчайшего расстояния — ортодромии. Казалось бы, вся разница только в том, что P_c соответствует направлению «туда», а P_r — направлению «обратно». И поскольку ЛРПС является

ортодромией, она же одновременно должна являться и ЛРПР. На самом деле это вовсе не так.

Принципиальная разница между этими параметрами и соответствующими линиями положения заключается в том, от какого именно меридиана отсчитывается параметр (пеленг). Пеленг самолета всегда отсчитывается *от одного и того же* меридиана — меридиана радиостанции, независимо от того, в какой точке находится самолет. А пеленг радиостанции измеряется каждый раз *от разных* меридианов, а именно от меридиана самолета.

Рассмотрим рис. 2.15. Линия ортодромического направления на радиостанцию от самолета обозначена пунктиром. В любой ее точке линия направления на радиостанцию совпадет с самой этой пунктирной линией. Но значение P_r в каждой точке будет разным, поскольку, как известно, ортодромия пересекает меридианы под разными углами. Следовательно, *сама эта ортодромия не является ЛРПР*, так как не обладает свойством сохранения постоянного значения параметра.

Но ЛРПР все же существует, однако проходит по-другому. А именно таким образом, чтобы в каждой ее точке угол P_r между *меридианом этой точки* и ортодромическим направлением от нее на радиостанцию был одинаков (см. рис. 2.15).

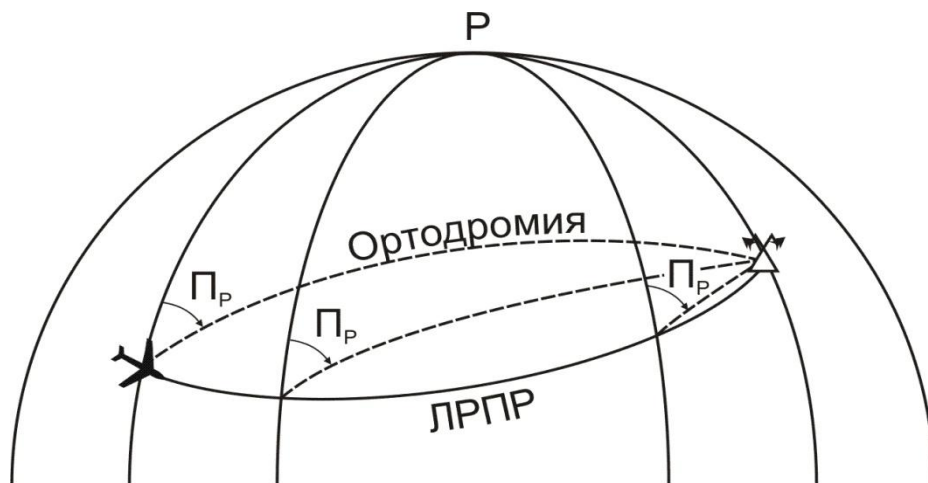


Рис. 2.15. Линия равных пеленгов радиостанции

ЛРПР на сфере имеет сложную форму, которая называется *сферической лемниской Бернулли*. Свойства этой кривой более подробно рассматриваются в курсе «Геоинформационные основы навигации».

Различие между ЛРПР и ЛРПС объясняется наличием угла схождения меридианов $\delta_{сх}$ радиостанции и самолета. Чем он меньше, тем ближе друг к другу проходят ЛРПР и ортодромическая ЛРПС.

4. Навигационный параметр — разность расстояний ΔD от самолета до двух радиостанций. Этому параметру соответствует линия положения, называемая *линией равных разностей расстояний (ЛРРР)*.

Пусть самолет (рис. 2.16) находится в некоторой точке, расстояния от которой до двух известных радиостанций составляют соответственно D_1 и D_2 . Допустим, что сами эти дальности на борту не измеряются, но в любой момент времени может быть измерена их *разность* $\Delta D = D_2 - D_1$.

Технически измерить разность расстояний, не измеряя самих расстояний, вполне возможно, причем даже несколькими способами. Как именно это делается, будет рассмотрено в главе о разностно-дальномерных системах.

Поскольку сами дальности являются навигационными параметрами, то есть их значения зависят от места самолета, то и их разность ΔD также является навигационным параметром. Линия положения для этого параметра (ЛРРР) имеет форму *гиперболы*. Из математики известно, что гипербола обладает следующим свойством: разность расстояний от любой точки гиперболы до двух фиксированных точек, называемых фокусами гиперболы, является постоянной. В нашем случае этими фокусами и являются две радиостанции. Попутно заметим, что похожим свойством обладает и другая кривая второго порядка — *эллипс*, для каждой точки которого *сумма расстояний* до двух фокусов эллипса одинакова.

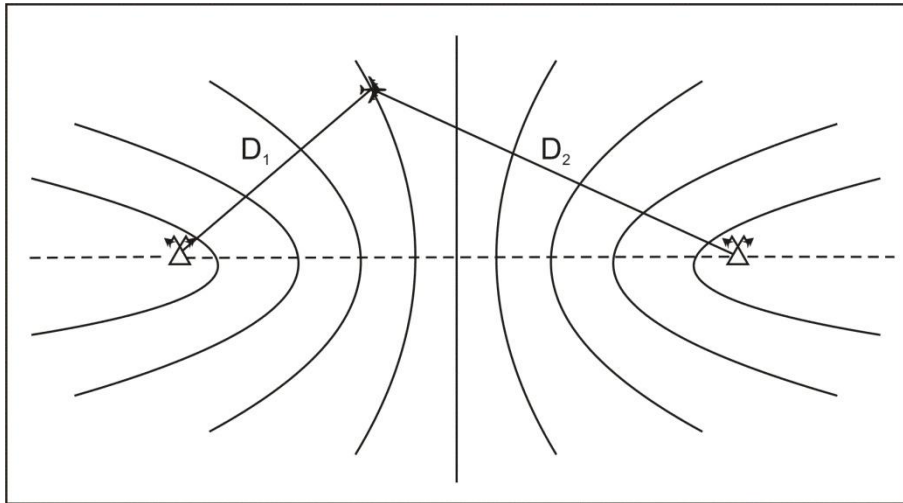


Рис. 2.16. Линии равных разностей расстояний на плоскости

На плоскости ЛРРР является обычной гиперболой, ветви которой уходят в бесконечность, а на земной сфере — сферической гиперболой, которая является замкнутой кривой (рис. 2.17).

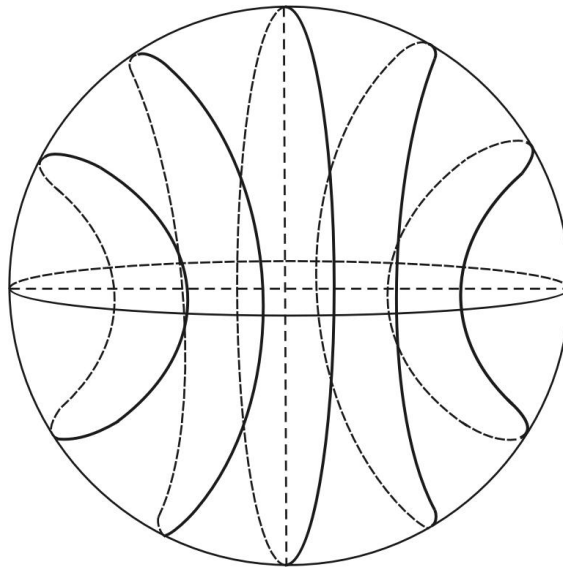


Рис. 2.17. Линии равных разностей расстояний на сфере

Каждому значению параметра ΔD соответствует своя гипербола, а все множество гипербол составляет семейство этих линий положения. Каждая гипербола является симметричной относительно *линии базы*, то есть прямой, проходящей через обе радиостанции. Чем больше ΔD по абсолютной величине, тем круче изогнута гипербола (наибольшая крутизна имеет место вблизи линии базы). И, наоборот, чем меньше ΔD , тем больше распрямляются ветви гиперболы. В частном случае, когда $\Delta D=0$, то есть расстояния до обеих радиостанций одинаковы, гипербола, если рассматривать ее на плоскости, превращается в прямую, проходящую через середину линии базы перпендикулярно к ней. При дальнейшем уменьшении ΔD (параметр будет уже отрицательным) ветви ЛРРР загибаются в противоположную сторону. Семейство ЛРРР расположено симметрично относительно перпендикуляра к середине базы.

Теоретически можно рассмотреть линии положения, соответствующие и любым другим навигационным параметрам. Например, в качестве параметров можно рассматривать *сумму расстояний* до двух радиостанций, разность пеленгов двух радиостанций и т. п. Каждому из них будет соответствовать линия положения определенной формы. Здесь же нами рассмотрены только те навигационные параметры, которые фактически могут быть определены на борту современного ВС.

2.4. Классификация радионавигационных средств

Радионавигационное средство (радиотехническое средство навигации) — это устройство, расположенное на борту, на земле или даже в космосе, основанное на использовании радиоволн и предназначенное для решения навигационных задач.

Радионавигационные средства делятся на *автономные* и *неавтономные*.

Автономное средство расположено на борту ВС и не требует для своей работы никакого дополнительного оборудования, расположенного на земле или

в космическом пространстве. Автономными являются все геотехнические средства навигации, а из радиотехнических средств к ним можно отнести доплеровский измеритель скорости и сноса (ДИСС), радиовысотомер, бортовую радиолокационную станцию (БРЛС).

Большинство используемых в настоящее время радионавигационных средств являются **неавтономными**. Например, на земле установлен радиомаяк (радионавигационное средство), а на борту — какое-либо оборудование (тоже радионавигационное средство), которое принимает сигналы от этого радиомаяка и определяет пеленг или дальность радиомаяка. Понятно, что по отдельности ни радиомаяк без бортового оборудования, ни бортовое оборудование без радиомаяка обеспечить получение навигационной информации (измерение пеленга или дальности) не могут. Они работают только совместно и образуют радионавигационную систему.

Радионавигационная система (РНС) — это совокупность бортовых и наземных (а иногда и спутниковых) радионавигационных средств, которые совместно обеспечивают получение навигационной информации.

Классифицировать РНС можно по самым разным признакам. В радиотехнике их делят на классы по частотам, на которых они работают, по способу модуляции сигнала и пр.

В аэронавигации, которая занимается не столько изучением устройства средств, сколько способами их применения, принято классифицировать радионавигационные средства и системы *по виду измеряемого ими навигационного параметра*. Ведь именно от вида параметра зависит форма линии положения, с помощью которой будет определено место самолета.

Классификация радионавигационных средств приведена на рис. 2.18.

Как уже отмечалось, к автономным средствам относятся ДИСС, радиовысотомер, бортовая радиолокационная станция. Они не требуют для своей работы установки на земле какого-либо оборудования.

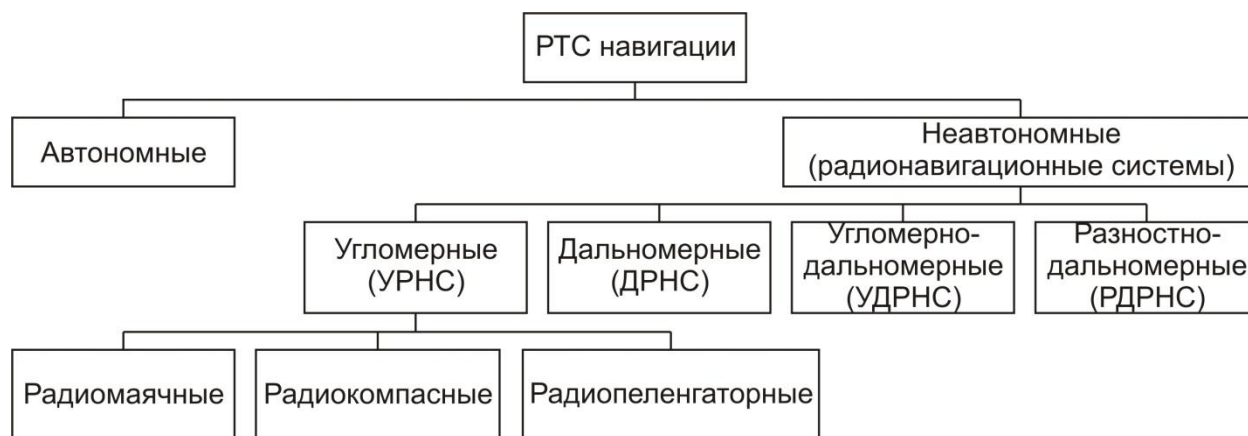


Рис. 2.18. Классификация радионавигационных средств

Неавтономные средства входят в состав РНС, которые делятся по виду измеряемого навигационного параметра на *угломерные, дальномерные, угломерно-дальномерные* и *разностно-дальномерные*. Любая РНС включает в себя бортовое и наземное средство.

В табл. 2.2 приведены примеры наиболее распространенных РНС, которые более подробно будут рассмотрены в последующих главах.

К **угломерным радионавигационным системам (УРНС)** относятся такие, в которых измеряемым навигационным параметром является угловая величина (пеленг самолета, пеленг радиостанции, курсовой угол радиостанции). В свою очередь УРНС традиционно делятся на три вида: радиокомпасные, радиопеленгаторные и радиомаячные.

Радиокомпасная система включает в себя наземную радиостанцию и бортовой радиопеленгатор, называемый автоматическим радиокомпасом. В состав *радиопеленгаторной системы* входит наземный автоматический радиопеленгатор (АРП), а на борту требуется обычная связная радиостанция. В *радиомаячных системах* наземным средством является радиомаяк, излучающий радиоволны специального вида. Соответственно на борту должно быть установлено средство, способное принимать такие радиоволны и определять значение навигационного параметра (как правило, пеленга самолета).

Таблица 2.2

Радионавигационные системы

Обозначение РНС	Примеры бортового оборудования	Измеряемый параметр	Диапазон волн
ОПРС	АРК	Курсовой угол радиостанции *	ДВ, СВ
VOR	КУРС МП	Магнитный пеленг самолета (радиал)	УКВ (метровые)
АРП	Связная УКВ-радиостанция	Прямой и обратный пеленги	УКВ (метровые)
DME	Самолетный дальномер	Наклонная дальность	УКВ (дециметровые)
TACAN	Бортовое оборудование	Магнитный пеленг самолета, наклонная дальность	УКВ (дециметровые)
РСБН	Бортовое оборудование РСБН	Истинный пеленг самолета, наклонная дальность	УКВ (дециметровые)
Наземная РЛС	Связная радиостанция	Пеленг самолета, наклонная дальность	УКВ (дециметровые, сантиметровые)
Спутниковая навигационная система	Приемник СНС	Псевдодальность	УКВ (дециметровые)

* Курсовой угол радиостанции сам по себе не является навигационным параметром, но он используется для определения пеленгов.

Дальномерные радионавигационные системы (ДРНС) включают в себя наземный радиомаяк и бортовое оборудование (самолетный дальномер).

Угломерно-дальномерные радионавигационные системы (УДРНС) позволяют одновременно измерять два навигационных параметра разного вида: угловую величину (пеленг) и дальность.

Разностно-дальномерные системы (РДРНС) измеряют разность расстояний до двух радиостанций.

2.5. Понятие о точности навигационных измерений

Необходимость учета точности измерений

Навигация была бы совсем простым делом, если бы не три фактора, которые все усложняют.

Во-первых, Земля не плоская, а круглая (а на самом деле имеет более сложную форму). Это вызывает необходимость учитывать при навигационных вычислениях и измерениях углы схождения меридианов, азимутальные поправки и пр. А при использовании аэронавигационных карт необходимо знать и учитывать искажения на картах. Пути решения возникающих при этом проблем рассматриваются в курсах «Геоинформационные основы навигации» или «Авиационная картография».

Во-вторых, влияние ветра на полет ВС. Это вызывает необходимость определения и учета угла сноса, расчета путевой скорости и т. п. Решение этих задач рассматривается в традиционных курсах «Аэронавигации» («Воздушной навигации»).

В-третьих, современная навигация выполняется в основном не визуально, а по приборам, которые предназначены для измерения различных навигационных параметров. Но ни один прибор (не только навигационный) никогда не измерит абсолютно точное значение величины. Всегда будет присутствовать, пусть даже маленькая, погрешность измерения. Самое печальное, что погрешности чаще всего являются случайными, то есть при каждом измерении оказываются разными и неизвестными экипажу. В результате пилот никогда не знает точных значений измеряемых параметров и *в принципе не может абсолютно точно выполнить полет по заданной траектории.*

Проблемы оценки точности навигации подробно рассматриваются в дисциплине «Аэронавигационное обеспечение полетов». Но иметь определенное представление о точности навигационных средств необходимо и при изучении самой аэронавигации, поскольку без этого невозможно грамотно применять различные радионавигационные системы. Этому и посвящен данный параграф учебного пособия, в котором рассмотрены необходимые понятия.

Погрешность и поправка

Любое измерение сопровождается *погрешностями*.

Погрешность — разность между измеренным и фактическим значениями измеряемой величины. Ранее для этого же понятия использовался термин *ошибка* и рассматривались, например, *ошибки измерения* навигационных параметров. Сейчас термин *ошибка* используется только применительно к неправильным действиям человека.

Пусть с помощью некоторого прибора измеряется некая абстрактная величина (обозначим ее a), которая на самом деле (фактически) имеет значение $a_{\text{факт}}$, которое мы и пытаемся узнать путем измерения. Вследствие несовершенства прибора и множества других факторов прибор показывает измеренное значение $a_{\text{изм}}$, которое отличается от фактического. Тогда погрешность Δa составит

$$\Delta a = a_{\text{изм}} - a_{\text{факт}}$$

Следует обратить внимание, что для получения *погрешности* с правильным знаком необходимо из измеренного значения вычесть фактическое, а не наоборот.

Из трех величин, входящих в данную простую формулу, пилоту известна только одна — та, что показывает прибор, то есть $a_{\text{изм}}$. Ему неизвестно фактическое значение величины (в противном случае, зачем тогда ее измерять?) и, следовательно, неизвестна погрешность измерения.

Если бы погрешность измерения была известна, можно было бы по измеренному значению найти и фактическое. Достаточно было бы вычесть из результата измерения величину погрешности.

Вычесть число — это то же самое, что прибавить число, противоположное по знаку. Величина, которую нужно *прибавить* к результату измерения, чтобы получить фактическое значение величины, называется **поправкой**. Очевидно, что погрешность и поправка различаются только знаком, а по модулю одинаковы.

В литературе погрешности и поправки очень часто обозначаются одинаково, одними и теми же буквами. Например, Δa может обозначать как погрешность, так и поправку. Разумеется, это может вызвать путаницу.

Пусть Δa — погрешность, а δa — поправка, то есть $\delta a = -\Delta a$.

Тогда

$$a_{\text{факт}} = a_{\text{изм}} - \Delta a = a_{\text{изм}} + \delta a.$$

То есть для получения фактического значения нужно к измеренному значению *прибавить поправку* (это то же самое, что вычесть погрешность).

Отсюда вытекает очень полезное для навигации **правило учета поправок**: при переходе от приборных (измеренных) величин к более истинным (фактическим) поправки *прибавляются*, а при переходе от истинных к приборным — *вычитаются*.

Разумеется, при прибавлении и вычитании учитывается и собственный знак поправки, ведь она может оказаться как с плюсом, так и с минусом.

Виды погрешностей

Практически всегда погрешность включает в себя две составляющие ее части: *систематическую* и *случайную*.

$$\Delta a = \Delta a_{\text{сист}} + \Delta a_{\text{случ.}}$$

Систематической называется погрешность, которая в данных условиях сохраняет постоянное значение (или изменяется, но по известному закону). Такие погрешности вызваны постоянно действующими причинами,

в результате чего при измерении мы каждый раз «ошибаемся» на одну и ту же величину. Очень часто такие погрешности вызваны неточным изготовлением прибора (инструментальные погрешности) или постоянным внешним фактором. Например, собственное магнитное поле самолета вызывает погрешность измерения магнитного курса (девиацию), которая на каждом курсе имеет вполне определенное значение.

Систематические погрешности, поскольку они одинаковы при каждом измерении, можно определить один раз с помощью более точных приборов, а затем исключать их из результатов измерений путем ввода поправок. Так, бортовые таблицы к высотомерам, указателям скорости, компасам как раз и предназначены для ввода в результаты измерений поправок, устраняющих систематические погрешности. Таким образом, систематические погрешности не доставляют особых хлопот при навигации, поскольку после их устранения они уже отсутствуют. Далее будем считать, что систематические погрешности уже учтены.

Случайная погрешность при каждом измерении принимает разное значение, причем заранее неизвестно, какое именно. Случайные погрешности в принципе устранить нельзя, поскольку они при каждом измерении различны. И они всегда остаются неизвестными. Ведь чтобы по результату измерения узнать погрешность, необходимо сравнить этот результат с точным значением измеряемой величины. Но оно нам неизвестно, иначе зачем мы вообще проводили измерения? Таким образом, пилоту приходится осуществлять навигацию, основываясь на неточных результатах измерения, которые содержат неизвестные ему случайные погрешности.

Определить численные значения случайных погрешностей невозможно, однако пилот постоянно должен иметь в виду, что эти погрешности существуют, и иметь представление об их возможных значениях. Наличие неопределенности в результатах измерений является

одним из основных факторов, усложняющих навигацию и делающих ее не только наукой, и искусством.

Вообще случайные величины рассматриваются в разделе математики, называемом теорией вероятностей. Рассмотрим некоторые основные понятия этой теории в упрощенном виде.

Случайным событием называют событие, которое при данных условиях может произойти или не произойти. Степень возможности наступления такого события численно характеризуют величиной *вероятности*. Вероятность P — это число, которое может лежать в пределах от 0 до 1. Если при данных условиях событие никогда не происходит, его называют *невозможным* событием, и его вероятность равна нулю. Если же оно при данных условиях происходит всегда, то его называют *достоверным* и приписывают ему вероятность, равную единице. Если, например, $P = 0,3$, то это означает, что *в среднем* в 30 случаях из 100 событие произойдет. Именно в среднем, поскольку событие является случайным. Если создать необходимые для наступления события условия и провести серию из 100 опытов, то событие может произойти, например, 23 раза или 32 раза... Если провести несколько серий таких опытов, или одну серию из тысячи, десяти тысяч, миллиона опытов, то, чем большее количество опытов проведено, тем ближе среднее количество наступлений события будет ближе к 30 % от общего количества опытов (если $P=0,3$).

Каким же образом можно описать случайные погрешности, если они не имеют какого-либо определенного значения? Часто их характеризуют величиной *средней квадратической погрешности* (СКП), которая обозначается буквой σ (сигма). Так, например, СКП измерения величины a будем обозначать σ_a .

СКП является характеристикой степени рассеяния измеренного значения величины вокруг фактического ее значения.

Чем больше σa , тем больше рассеяны (разбросаны) измеренные в разных опытах значения вокруг фактического значения величины.

На рис. 2.19 геометрически представлены в виде числовой оси возможные значения измеряемой величины a и отмечено фактическое ее значение. Крестиками на шкале обозначены полученные в результате нескольких опытов измеренные значения. В первом случае разброс измеренных значений вокруг фактического больше, чем во втором случае, следовательно, «сигма», которая и характеризует степень разброса, во втором случае меньше.

По величине СКП можно судить о вероятностях того, что измеренная величина примет то или иное значение. Но для этого недостаточно знать СКП — нужно также знать, какому *закону распределения* подчиняется данная случайная погрешность. Многие случайные величины подчиняются *нормальному (гауссовскому) закону распределения*. Для этого закона полезно запомнить следующие значения.

Если систематическая погрешность отсутствует и в результате измерения получено значение $a_{\text{изм}}$, то фактическое значение величины лежит в пределах (рис. 2.20):

- $a_{\text{изм}} \pm \sigma a$ с вероятностью $P=0,68$;
- $a_{\text{изм}} \pm 2\sigma a$ с вероятностью $P=0,95$;
- $a_{\text{изм}} \pm 3\sigma a$ с вероятностью $P=0,997$.

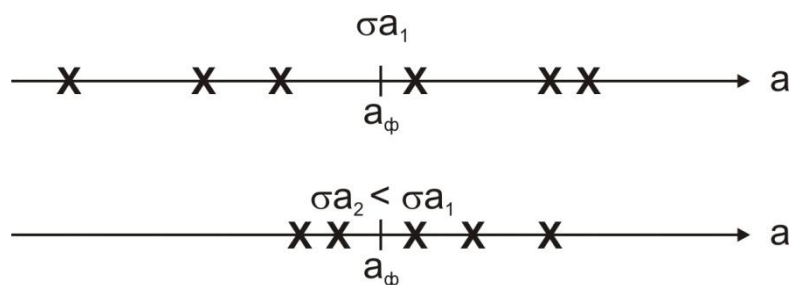


Рис. 2.19. Средняя квадратическая погрешность

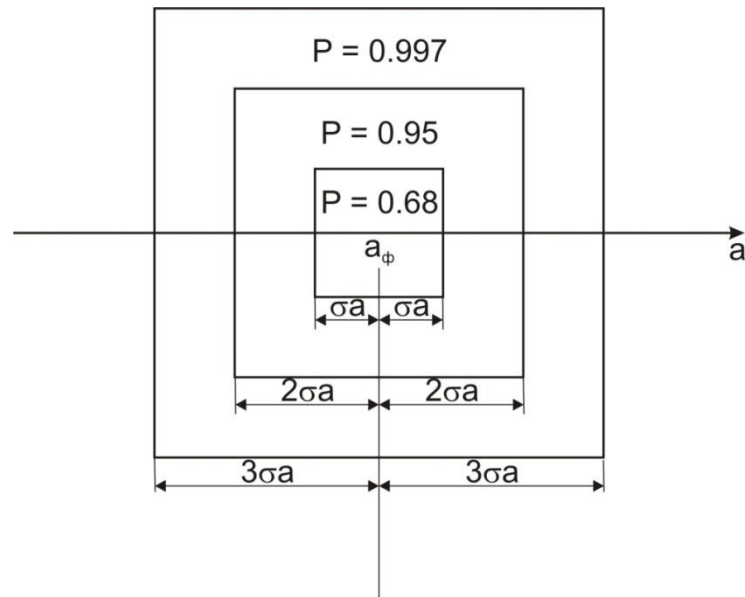


Рис. 2.20. Некоторые вероятности для нормального закона распределения

Например, с помощью компаса измерен курс $\gamma=100^\circ$, а точность компаса характеризуется СКП $\sigma_\gamma = 2^\circ$. Это означает, что фактический курс (который так и останется нам неизвестным) *в среднем*:

- в 68 случаях из 100 лежит в пределах $100^\circ \pm 2^\circ$, то есть в интервале $98^\circ \dots 102^\circ$;
- в 95 случаях из 100 лежит в пределах $100^\circ \pm 4^\circ$, то есть в интервале $96^\circ \dots 104^\circ$;
- в 997 случаях из 1000 лежит в пределах $100^\circ \pm 6^\circ$, то есть в интервале $94^\circ \dots 106^\circ$.

Значение вероятности $P=0,997$ настолько близко к единице, что соответствующее ей значение погрешности в «три сигмы» часто называют *максимальной погрешностью*. На самом деле погрешность может его и превысить. Правда, редко: в среднем в трех случаях из тысячи.

В технических описаниях приборов и оборудования их точность может быть указана непосредственно в виде СКП, и тогда все понятно. Но иногда ее указывают, например, так: «погрешность измерения пеленга $\pm 1,5^\circ$ ». Разумеется, это не означает, что такой пеленгатор «ошибается» каждый раз

на $1,5^\circ$. Это также не означает, что он не может ошибиться *более* чем на $1,5^\circ$. Как правило, указанное таким образом значение погрешности соответствует вероятности $P=0,95$. То есть в среднем в 95 случаях из 100 погрешность не превысит (в большую или меньшую сторону) значения в $1,5^\circ$. Соответственно, в пяти случаях из ста погрешность может быть и больше. Для нормального закона распределения погрешности вероятность 0,95 соответствует *удвоенной* СКП. Следовательно, СКП измерения пеленга в данном примере составит $0,75^\circ$.

2.6. Минимальная и максимальная дальность действия РНС

Минимальная дальность действия

В вертикальной плоскости диаграмма направленности большинства наземных радионавигационных средств (радиостанций, радиомаяков) выглядит примерно так, как показано на рис. 2.21 сплошной линией.

Это означает, что в области пространства, расположенной над радиомаяком, уровень принимаемого сигнала слабый. Если ВС находится в этой области, то нет уверенности в получении правильной информации от этого радиомаяка. Обычно эту область условно представляют в виде конуса, ось которого проходит через радиомаяк вверх.

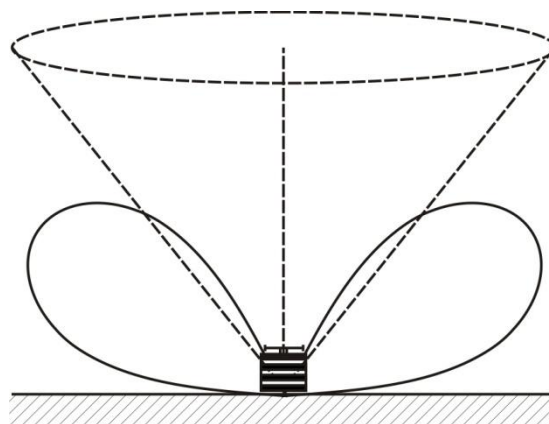


Рис. 2.21. Диаграмма направленности в вертикальной плоскости

Угол раствора конуса зависит от вида навигационного средства. Обычно используют половину этого угла, которую обозначим θ (рис. 2.22). Как правило, θ лежит в пределах от 40° до 50° для разных средств. Для приближенных расчетов часто используют среднее значение 45° .

Горизонтальное расстояние от радиомаяка, на котором ВС входит в конус неопределенности, и называется *минимальной дальностью действия данного средства* D_{min} , поскольку на меньшем удалении нет уверенности, что сигнал будет принят или полученная информация будет правильной.

Значение минимальной дальности зависит от высоты полета H : ведь чем выше, тем больше радиус конуса.

В соответствии с рис. 2.22

$$D_{min} = H \operatorname{tg} \theta.$$

Если принять $\theta = 45^\circ$ и учесть, что $\operatorname{tg} 45^\circ = 1$, то получим

$$D_{min} = H,$$

то есть минимальная дальность равна высоте полета.

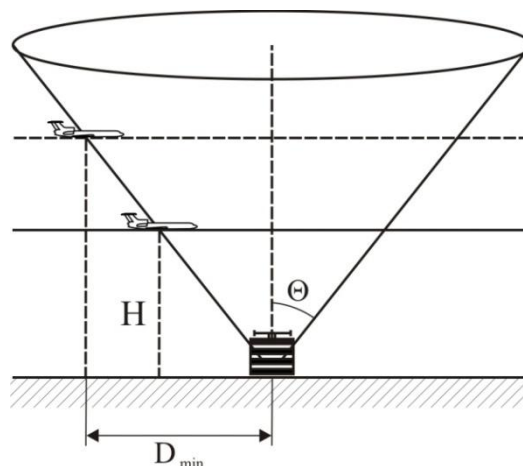


Рис. 2.22. Минимальная дальность действия

Следует иметь в виду, что здесь имеется в виду высота *над уровнем расположения наземного радиомаяка*, а не над уровнем моря или каким-то другим. Если, например, радиомаяк расположен в горной местности с превышением 3000 м, а ВС летит на абсолютной высоте 5000 м, то минимальная дальность составит примерно 2 км. Ближе этого удаления пользоваться информацией этого радиомаяка не следует.

Максимальная дальность действия средств УКВ-диапазона

Большинство радионавигационных средств работают в ультракоротковолновом диапазоне, а такие радиоволны распространяются практически по прямой, в пределах дальности прямой видимости, поэтому сама закругляющаяся Земля препятствует распространению радиоволн за горизонт (рис. 2.23).

Земля как бы образует тень, в пределах которой невозможен прием сигнала. Удаление от радиомаяка, на котором приближающийся к нему самолет выйдет из тени (или удаляющийся самолет войдет в нее), и называется *максимальной дальностью D_{max}* . Чем выше летит ВС, тем раньше оно выйдет из тени, тем больше D_{max} (см. рис. 2.23).

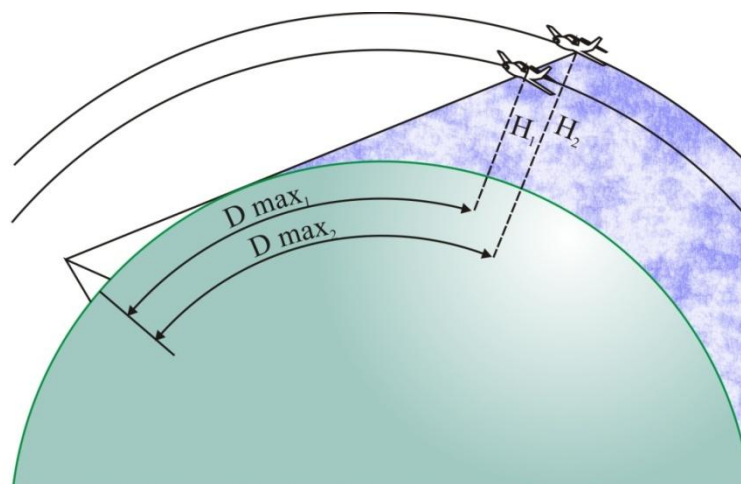


Рис. 2.23. Максимальная дальность действия средств УКВ-диапазона

Именно эта причина, то есть чисто геометрический фактор, в большинстве случаев и ограничивает дальность действия средств УКВ-диапазона. Мощность передатчика радиомаяка имеет меньшее значение, особенно для трассовых средств, у которых она достаточно велика.

Для равнинной местности, в которой нет возвышенностей или других препятствий, мешающих распространению радиоволн, рассчитать максимальную дальность действия можно исходя из простых геометрических построений.

Пусть радиомаяк P расположен на высоте h над уровнем среднего рельефа равнинной местности, а ВС летит на высоте H над этим же уровнем (рис. 2.24). Проведем через радиомаяк прямую, касательную к земле в точке T , до пересечения ее с уровнем высоты полета (линия $СТP$ на рисунке). Точка T для наблюдателя в радиомаяке расположена на линии горизонта.

ВС окажется в поле видимости радиомаяка только тогда, когда оно окажется в точке C , и только тогда может быть принят сигнал от радиомаяка. Максимальная дальность D_{max} , конечно, отсчитывается вдоль поверхности земли, но высоты h и H настолько малы по сравнению с радиусом Земли R

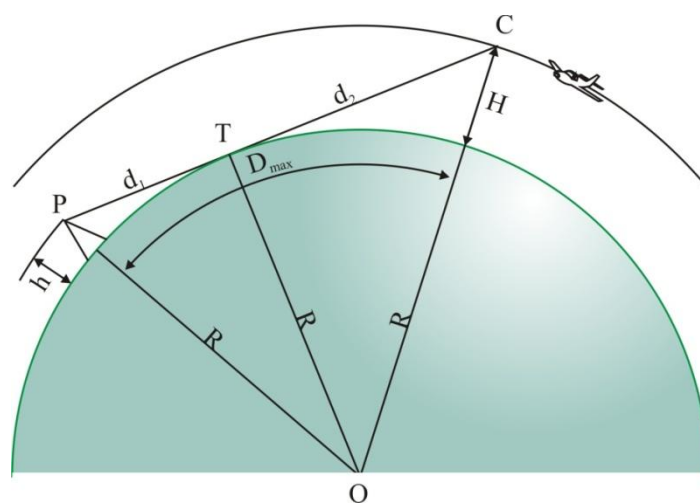


Рис. 2.24. К выводу формулы максимальной дальности действия

(на рисунке они сильно преувеличены), что с высокой точностью можно считать, что D_{max} совпадает с длиной прямой PC . Эта прямая складывается из участка PT , от радиомаяка до точки касания (обозначим ее длину d_1), и участка TC , от точки касания до точки C (это точка выхода BC из тени), длиной d_2 .

Таким образом,

$$D_{max} = d_1 + d_2.$$

Из треугольника OPT по теореме Пифагора

$$d_1 = \sqrt{(R + h)^2 - R^2} = \sqrt{R^2 + 2Rh + h^2 - R^2} = \sqrt{2Rh + h^2}.$$

Аналогично из треугольника OTC

$$d_2 = \sqrt{(R + H)^2 - R^2} = \sqrt{R^2 + 2RH + H^2 - R^2} = \sqrt{2RH + H^2}.$$

В полученных формулах вторые слагаемые под корнем (h^2 и H^2) примерно в тысячу раз меньше, чем первые слагаемые ($2Rh$ и $2RH$), поскольку радиус Земли $R \approx 6400$ км, а высота полета не более 12–13 км, не говоря уже о высоте антенны радиомаяка, которая обычно не превышает несколько сотен метров. Пренебрегая этими слагаемыми, получим

$$D_{max} = d_1 + d_2 = \sqrt{2Rh} + \sqrt{2RH} = \sqrt{2R}(\sqrt{h} + \sqrt{H}).$$

Таким образом,

$$D_{max} = k(\sqrt{h} + \sqrt{H}). \quad (2.1)$$

Численное значение коэффициента k можно получить, если подставить в формулу среднее значение радиуса Земли (6372,9 км) и учесть, что высоты h и H обычно измеряются в метрах, а D_{max} желательно получать в километрах.

Тогда окажется, что $k=3,57$. Это значение получено чисто из геометрических соображений в предположении, что радиоволны действительно распространяются строго по прямой.

Как уже упоминалось, «прямолинейно распространяющиеся волны» в неоднородной атмосфере подвержены рефракции (преломлению).

Траектория распространения волн искривляется, они проникают за горизонт, и максимальная дальность действия увеличивается. Величина рефракции и, следовательно, увеличение дальности действия зависит от состояния атмосферы. Если учесть рефракцию, которая была бы в *стандартной атмосфере*, то получится, что в формуле (2.1) целесообразно использовать коэффициент $k=4,12$, а не $k=3,57$. Именно такое значение коэффициента в документах ИКАО и рекомендуется использовать.

Однако реальная атмосфера практически никогда не совпадает со стандартной, и было бы слишком оптимистично рассчитывать, что дальность действия будет столь же высока, как в идеальных условиях. Эксперименты показывают, что более реалистичным при расчете максимальной дальности является использование коэффициента $k=3,7$. Такое значение обычно используется в отечественной литературе по аэронавигации.

Таким образом, можно считать, что максимальная дальность действия радионавигационных средств УКВ-диапазона в равнинной местности может быть определена по формуле

$$D_{max} = 3,7(\sqrt{h} + \sqrt{H}). \quad (2.2)$$

В эту формулу высоты следует подставлять в метрах, а дальность будет получаться в километрах.

Анализ формулы (2.2) показывает, что дальность зависит как от высоты антенны радиомаяка, так и от высоты полета ВС. Первое слагаемое в скобках обычно гораздо меньше, чем второе, поэтому при приближенных расчетах им можно пренебречь и считать, что D_{max} определяется полностью высотой полета. Но в формулу входит квадратный корень высоты. Это значит, что для увеличения дальности вдвое следует подняться в четыре раза выше.

Пусть высота антенны радиомаяка над средним уровнем местности $h=100$ м (радиомаяк стоит на возвышенности), а высота полета $H=10\,000$ м. Тогда получим $D_{max}=407$ км. Но если ВС снизится до высоты $H=3000$, то

получим $D_{max}=240$ км. Если же ВС летит на высоте 200 м над землей, то максимальная дальность действия составит около 90 км.

Приведенная формула применима, конечно, не только к навигационным средствам, но и к средствам радиосвязи в УКВ-диапазоне, с помощью которых и ведется радиообмен воздух—земля. При удалениях больших, чем рассчитанные по формуле (2.2), экипаж и диспетчер не будут слышать друг друга. А чтобы рассчитать дальность связи между двумя ВС, в формулу можно подставить высоты обоих ВС.

Если местность не является равнинной и вблизи радиомаяка имеются возвышенности или горы, то они будут препятствовать распространению радиоволн в данном направлении. Максимальная дальность действия будет зависеть не только от высоты антенны радиомаяка и высоты полета, но также от высоты препятствия и его удаления от радиомаяка. Формулы и номограммы для определения максимальной дальности в горной местности рассматриваются в дисциплине «Аэронавигационное обеспечение полетов».

Максимальная дальность действия радионавигационных средств средневолнового диапазона

В средневолновом диапазоне работают радиокompасные системы. Такие радиоволны распространяются как в виде поверхностных (земных), так и в виде пространственных волн, отражающихся от ионосферы, поэтому они могут огибать земную поверхность. Дальность действия средств СВ-диапазона в значительной степени зависит от мощности наземного передатчика и чувствительности бортового приемника. Но в не меньшей степени она определяется условиями распространения радиоволн: характером подстилающей поверхности, высотой слоев ионосферы (а она зависит от времени суток) и другими факторами, поэтому трудно предложить простые и надежные формулы для расчета максимальной дальности действия таких средств. В зависимости от мощности передатчика дальность действия может быть от нескольких десятков до нескольких сотен километров.

Глава 3. Применение радиокompасных систем

3.1. Общие сведения о радиокompасных системах

Радиокompасная система включает в себя наземную *радиостанцию* и бортовой пеленгатор, называемый *автоматическим радиокompасом* (АРК). В качестве радиостанций могут использоваться специально установленные для навигации *приводные авиационные радиостанции* (ПАР) или *широковещательные радиостанции* (ШВРС).

Название *приводная* сохранилось с 1930-х годов, когда радиостанции устанавливались на аэродромах и использовались в основном для того, чтобы «привести» ВС на аэродром назначения. Сейчас они, конечно, используются не только для этого.

За рубежом приводные радиостанции обозначаются как *NDB* (*non-directional beacon* — «ненаправленный радиомаяк»).

Если радиостанция стоит на трассе или в районе аэродрома «сама по себе», то есть не входит в состав оборудования системы посадки, то ее называют *отдельной приводной радиостанцией* (ОПРС), рис. 3.1. Но радиостанции используются и для захода на посадку. В состав системы посадки ОСП входят две радиостанции: дальняя (ДПРС) и ближняя (БПРС). Принципиальных различий между ОПРС, ДПРС, БПРС нет, они различаются только по их назначению и мощности излучения (БПРС обычно работает на небольшой мощности и, следовательно, имеет небольшую дальность действия). За рубежом NDB, входящие в состав системы посадки, называют *Compass Locator*.

В соответствии со стандартами ИКАО приводные радиостанции должны работать на частотах от 190 до 1750 кГц, но фактически встречаются радиостанции с частотами примерно от 120 до 1900 кГц. Они передают азбукой Морзе свой позывной. В Российской Федерации позывной состоит из двух букв (только БПРС передают одну букву, совпадающую с первой

буквой позывного ДПРС). За рубежом позывной *NDB* обычно состоит из трех букв, и только *Compass Locator* передают две буквы. Позывные служат для того, чтобы опознать радиостанцию, отличить ее от других.

При необходимости приводные радиостанции могут передавать и голосовую информацию. Например, если на борту откажут связные радиостанции, то пилот сможет получить информацию от диспетчера, прослушав ее с помощью АРК на частоте ОПРС (правда, подтвердить ее получение он не сможет, ведь АРК не включает в себя передатчик).

Дальность действия приводных радиостанций (максимальное расстояние, на котором можно принимать сигналы) зависит от мощности передатчика радиостанции, чувствительности приемника и условий распространения радиоволн, например состояния ионосферы. Обычно БПРС, поскольку они используются только для навигации в районе аэродрома, работают на пониженной мощности, и их дальность действия порядка 50 км. ОПРС, устанавливаемые на трассах, а также ДПРС должны обеспечивать дальность не менее 150 км, но реально может оказаться и значительно больше.



Рис. 3.1. Приводная радиостанция

Широковещательные радиостанции (ШВРС) — это не авиационные, а обычные радиостанции, которые могут передавать что угодно: музыку, новости и т. п. Их тоже можно использовать для навигации, если они работают на частотах, которые может принимать АРК. Причем, поскольку мощность их велика, то и дальность приема сигналов обычно больше — до 500 километров и более.

Приводные авиационные радиостанции обозначаются на аэронавигационных картах различными символами в зависимости от назначения карт и их производителя. Наиболее часто радиостанция обозначается символом, представленным на рис. 3.2.

На карте возле каждого радионавигационного средства, в том числе ОПРС, нанесен «бокс» (от английского *box*): прямоугольник, содержащий данные, необходимые для использования этого средства. Обычно эти данные включают в себя (рис. 3.3):

- наименование радионавигационного средства (*MIROVLYANKA*),
- частоту (1025 кГц);
- позывной (*US*);
- географические координаты (широта северная 53°45,0', долгота восточная 38°30,0').

Необходимо помнить, что в координатах на картах указываются десятые доли минуты, а не секунды.

Иногда позывные указываются не только буквами, но и азбукой Морзе.

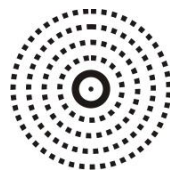


Рис. 3.2. Символ приводной радиостанции (*NDB*)



Рис. 3.3. «Бокс» приводной радиостанции на маршрутной карте Джеппесен

Если радиостанция работает не круглосуточно, то на российских картах после позывного могут быть указаны буквы:

- п/п (период полетов). Это означает, что радиостанцию включают только тогда, когда в зоне ее действия пролетают ВС. В остальное время она выключена;
- п/з (по запросу). Радиостанция выключена, но по просьбе экипажа диспетчер может ее включить.

Если радиостанция работает постоянно, то никакие буквы не указываются или иногда указывается к/с (круглосуточно).

На зарубежных картах в случае, когда радиостанция работает не круглосуточно, перед значением частоты ставится «звездочка» (см. рис. 3.3). В этом случае режим работы станции можно посмотреть в Сборнике аэронавигационной информации.

Из-за того что на различных картах (а иногда и на одной карте) символы обозначения ОПРС могут быть разными, более удобно и надежно определять наличие в данном месте на карте именно ОПРС (а не другого радиотехнического средства) не с помощью символов, а с помощью «бокса» по следующим признакам:

- частота лежит в пределах 120–1900 кГц;
- частота указана *целыми* цифрами (в килогерцах), то есть отсутствует дробная часть;

- позывной состоит из двух букв (этот признак характерен только для России).

Широковещательные радиостанции на российских картах обозначаются символом (рис. 3.4). Указывается название радиостанции, частота и координаты. Позывные, конечно, не указываются, поскольку ШВРС передают радиопередачи, а не позывные. Если радиостанция работает не круглосуточно, то могут быть указаны часы работы (по всемирному координированному времени *UTC*) в зимний и летний период.

Бортовое оборудование радиокompасной системы называют *автоматическим радиокompасом* (АРК), а за рубежом — *Automatic Direction Finder (ADF)*. Следует заметить, что слово *компас* используется в данном случае некорректно. Ведь компасами называют приборы для измерения курса, то есть направления продольной оси ВС. АРК курс не измеряет.



Рис. 3.4. Обозначение широковещательной радиостанции

3.2. Автоматический радиокompас

Принцип работы автоматического радиокompаса

Принцип работы радиокompаса основан на направленном приеме радиоволн. АРК включает в себя следующие основные составные части:

- поворотную рамочную антенну;
- ненаправленную (шлейфовую) антенну;
- приемник;
- пульт управления;
- указатель курсовых углов.

В состав АРК входят и другие вспомогательные, но необходимые элементы: блок питания, антенный усилитель, коммутационная коробка и т. п.

Плоскость рамочной антенны расположена вертикально и может вращаться вокруг вертикальной оси электродвигателем или вручную (рис. 3.5).

Электромагнитные волны представляют собой синусоидальные колебания, способные наводить в проводниках электродвижущую силу (ЭДС), также меняющуюся по синусоидальному закону. Если радиоволна распространяется перпендикулярно плоскости рамки, то она достигнет обеих вертикальных сторон рамочной антенны одновременно и вызовет в них одинаковые по амплитуде и фазе ЭДС, изменяющиеся по синусоидальному закону. Но в любой момент они будут направлены в противоположные стороны, если смотреть вдоль контура рамки, поэтому электрического тока в этом контуре не возникнет (см. рис. 3.5, *a*).

Если же радиостанция располагается в направлении, составляющем некоторый острый угол к плоскости рамки, то радиоволна сначала достигнет одной из вертикальных сторон, и только затем другой (см. рис. 3.5, *б*). Говоря точнее, фаза радиоволны будет различной в вертикальных сторонах рамки. Возникнет разность потенциалов, которая вызовет протекание тока в рамочной антенне. В любой момент времени разность фаз и амплитуда

наводимых ЭДС будет зависеть от направления прихода радиоволн (косинуса угла между плоскостью рамки и направлением на радиостанцию). Следовательно, вращая рамку вокруг вертикальной оси, можно подобрать такое ее положение, чтобы результирующая ЭДС была равна нулю, и тем самым определить направление на радиостанцию. Оно будет совпадать с направлением перпендикуляра к плоскости рамки. Но в какую именно сторону? Ведь перпендикуляр можно провести в двух противоположных направлениях.

Если нарисовать график зависимости ЭДС от угла в полярных координатах, то он будет иметь вид восьмерки. На графике видно, что максимальная по амплитуде ЭДС имеет место, когда направление на РНТ лежит в плоскости рамки — в ту или другую стороны. В зависимости от того, в какую именно (вправо или влево, рис. 3.6), фаза ЭДС будет различаться на 180° в зависимости от того, какой из двух ветвей рамки радиоволна достигла первой. Это условно помечено знаками «плюс» и «минус».

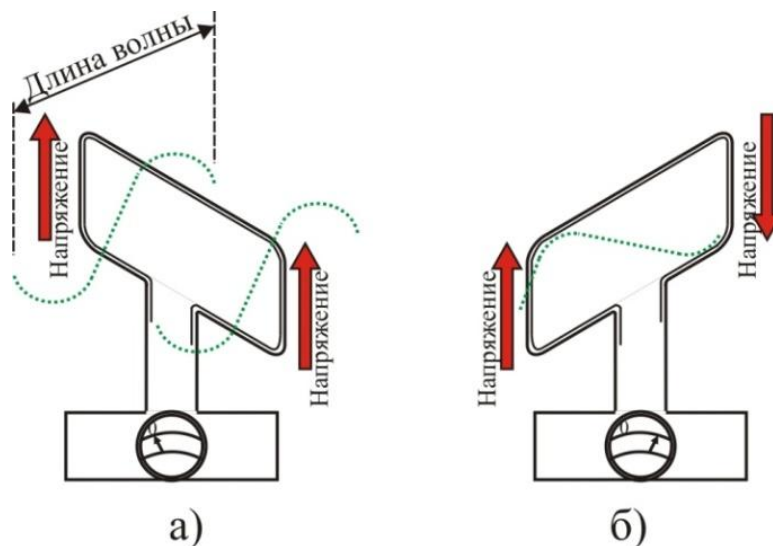


Рис. 3.5. Рамочная антенна

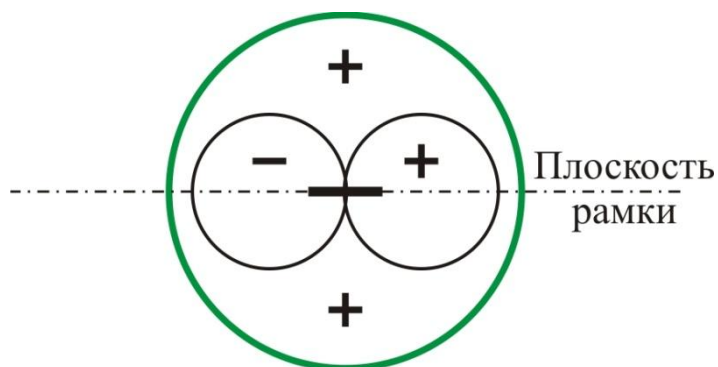


Рис. 3.6. Диаграмма направленности рамочной антенны

Для устранения неопределенности используется *ненаправленная антенна*, то есть обычная антенна, в которой фаза индуцируемой ЭДС не зависит от направления прихода радиоволн (обозначено «плюсом»). Таким образом, сопоставляя фазы в рамочной и ненаправленной антеннах (совпадают они или различаются на 180°), можно однозначно определить направление на радиостанцию и устранить неопределенность.

В упрощенном виде работа АРК выглядит следующим образом (рис. 3.7). Радиоволны принимаются ненаправленной и рамочной антеннами и поступают в приемник. В приемнике (ПРМ) путем сравнения фаз и определения амплитуды ЭДС вырабатывается переменное напряжение, фаза которого зависит от того, с какой стороны находится радиостанция относительно направления нулевого приема. Это напряжение через усилитель подается на электродвигатель, который поворачивает рамку в нужную сторону до тех пор, пока напряжение не исчезнет, то есть пока рамка не окажется направленной на радиостанцию. Одновременно этот угол поворота передается на указатель, стрелка которого вращается синхронно с рамочной антенной. Таким образом, как бы ни поворачивался самолет, стрелка показывает на шкале направление на радиостанцию. Поэтому радиокompас и называется автоматическим. А в первых типах радиокompасов штурману (пилоту) приходилось вручную поворачивать рамку с помощью специальной кремальеры, подбирая направление на радиостанцию по величине тока на специальном индикаторе (амперметре).

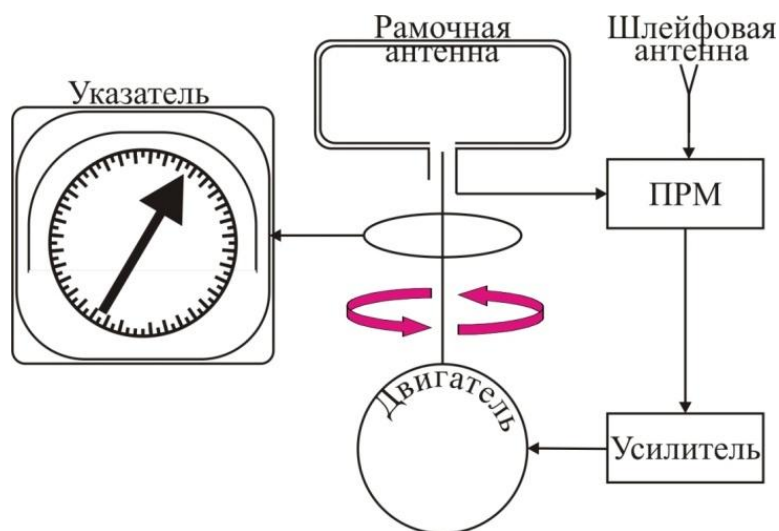


Рис. 3.7. Упрощенная схема АРК

Органы управления АРК

Радиокомпас является одним из самых старых радионавигационных средств, и за многие десятилетия его применения разработано множество модификаций автоматических радиокомпасов: АРК-5, 9, 11, 15, 22, 25 и других. Они могут отличаться друг от друга внешним видом, элементной базой, конструктивными особенностями, но принцип действия у них одинаков, и есть много общего в порядке их использования. Рассмотрим те органы управления, которые, как правило, имеются у каждого АРК.

Основными частями АРК, с которыми приходится иметь дело пилоту, являются *пульт управления* и *указатель курсовых углов*. Разновидности указателей будут рассмотрены позже.

На пульте управления практически любого АРК, как правило, имеются следующие **основные органы управления** (рис. 3.8 и 3.9).

- Переключатель режимов с положениями «Выкл.», «Компас», «Антенна», «Рамка». Следует отметить, что в АРК-11 имеется два режима «Компас»: «Компас-I» и «Компас-II».
- Рукоятки установки частоты.
- Нажимной переключатель «Рамка Л-II».

На некоторых типах АРК могут быть также:

- Переключатель «Шир.-Узк.» (полоса пропускания частот).
- Переключатель «ТЛГ-ТЛФ» (модуляция).
- Переключатель управления с одного пульта управления на другой. Часто на ВС установлены два комплекта пультов управления АРК, например, у левого и правого пилотов. Нажав кнопку переключателя, любой из пилотов может взять управление радиоконпасом «на себя».



Рис. 3.8. Пульт управления АРК-15



Рис. 3.9. Пульт управления АРК-9

- Переключатель полукомплектов (каналов) АРК. Присутствует в случае, когда с одного пульта можно настроить две радиостанции (как в АРК-15 и АРК-9, рис. 3.8 и 3.9).
- Рукоятки плавной подстройки частоты (не во всех типах АРК).

Некоторые типы АРК (например, АРК-9, см. рис. 3.9) имеют так называемый «индикатор», который является просто миллиамперметром и используется для более точной настройки.

Режимы работы радиокompаса

Рассмотрим **режимы работы радиокompаса** (в скобках даны английские названия).

- Режим «Компас» («*ADF*») является основным, в этом режиме работают как рамочная, так и ненаправленная антенны. Происходит определение направления на радиостанцию, которое отображается на указателе.
- Режим «Антенна» («*Antenna*») предназначен для настройки АРК на частоту радиостанции. В этом режиме работает только ненаправленная антенна, следовательно, направление на радиостанцию не определяется. АРК работает как обычный приемник.
- Режим «Рамка» («*Loop*») может быть использован для определения направления на радиостанцию «вручную». Работает только рамочная антенна, которую пилот может вращать с помощью переключателя «Рамка Л-П» (влево, вправо). Необходимо подобрать такое ее положение, которое соответствует минимуму слышимости сигнала.

В некоторых типах радиокompасов (например, АРК-11) имеется режим «Компас-II» (в этом случае обычный режим «Компас» обозначен «Компас-I»). Он используется в условиях электростатических помех. Вместо ненаправленной антенны применяется дополнительная рамочная антенна, плоскость которой перпендикулярна основной рамке. В этом режиме АРК

работает, как и в режиме «Компас», но следует помнить, что возможна ошибка в определении курсового угла ровно в 180° .

Порядок настройки радиокompаса

Порядок настройки АРК на радиостанцию заключается в следующем.

1. Определить по карте или Сборнику аэронавигационной информации частоту и позывной радиостанции, на которую необходимо настроиться.
2. Переключить управление АРК на «свой» пульт нажатием кнопки управления.
3. Переключатель каналов (при его наличии) установить в положение 1 или 2 в зависимости от того, какой из двух АРК будет настраиваться.
4. Установить режим «Антенна».
5. Установить частоту радиостанции.
6. Прослушать позывные и убедиться в их правильности.
7. При наличии ручки плавной настройки подобрать положение наилучшей слышимости. Если имеется индикатор, следует руководствоваться не слышимостью, а подобрать такое положение, при котором стрелка индикатора (миллиамперметра) больше всего отклоняется вправо.
8. Установить режим «Компас». При этом стрелка указателя курсовых углов покажет направление на радиостанцию относительно продольной оси ВС. Необходимо убедиться, что стрелка показывает примерно в ту сторону, в которой расположена радиостанция. Ведь пилот обычно знает, где находится настраиваемая радиостанция (впереди, сзади, слева или справа).
9. Переключателем «Рамка Л-П» отвести стрелку радиокompаса влево или вправо примерно на 90° и, отпустив переключатель, убедиться, что стрелка возвращается в прежнее положение. Действительно, ведь могло оказаться, что радиостанция не настроена, а стрелка направлена в произвольном направлении, которое случайно совпало с направлением на радиостанцию. Возврат стрелки к прежнему положению подтверждает факт ее настройки.

Несоблюдение правил настройки АРК может привести к тому, что по ошибке окажется настроенной не та радиостанция, которая нужно, или не настроена вовсе. Это может привести к отклонению от маршрута и потере ориентировки.

3.3. Курсовой угол радиостанции

АРК предназначен для измерения курсового угла радиостанции.

Курсовой угол радиостанции (КУР, ψ) — это угол, заключенный между направлением продольной оси ВС и направлением на радиостанцию. Отсчитывается от продольной оси ВС по часовой стрелке (вправо) от 0° до 360° (рис. 3.10).

Следует подчеркнуть, что КУР отсчитывается не от меридиана, а от продольной оси ВС, что показывает слово *курсовой* (ведь курс — это направление продольной оси ВС). Поэтому по величине КУР невозможно сказать, где находится радиостанция: к северу, к югу, западу, востоку от ВС. Можно только судить о том, находится ли она впереди, сзади, справа или слева *от направления продольной оси ВС*. А сама эта ось может быть направлена в любую сторону.

При одном и том же значении КУР ВС может находиться с любой стороны от радиостанции (рис. 3.11).

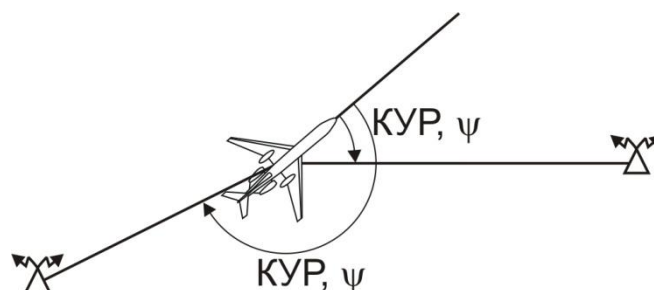


Рис. 3.10. Курсовой угол радиостанции

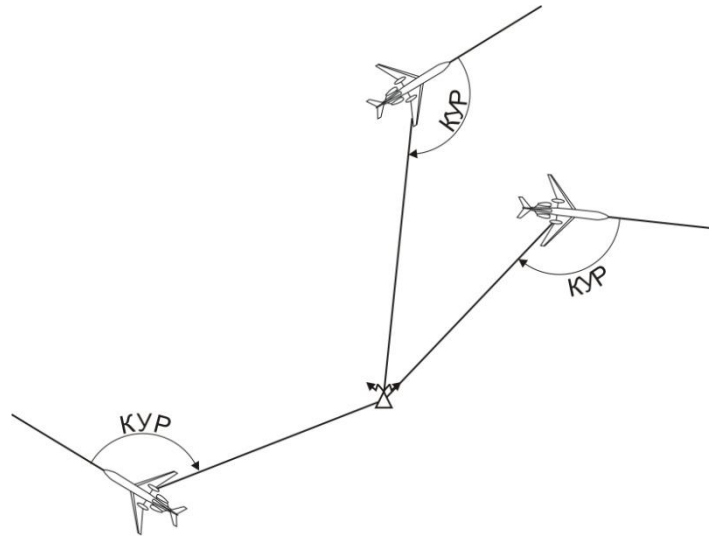


Рис. 3.11. Одинаковый КУР при различном положении ВС

Очевидно, что при $\text{КУР}=0$ радиостанция находится впереди, нос ВС «смотрит» на нее (это не значит, что ВС *летит* прямо на радиостанцию, ведь есть еще угол сноса). При $\text{КУР}=180$ радиостанция находится сзади, в направлении хвоста ВС. Если радиостанция находится строго справа, то $\text{КУР}=90$, а если слева, $\text{КУР}=270$ (рис. 3.12). Пилот должен легко интерпретировать любое значение КУР, отсчитанное с указателя, представляя, где находится радиостанция.

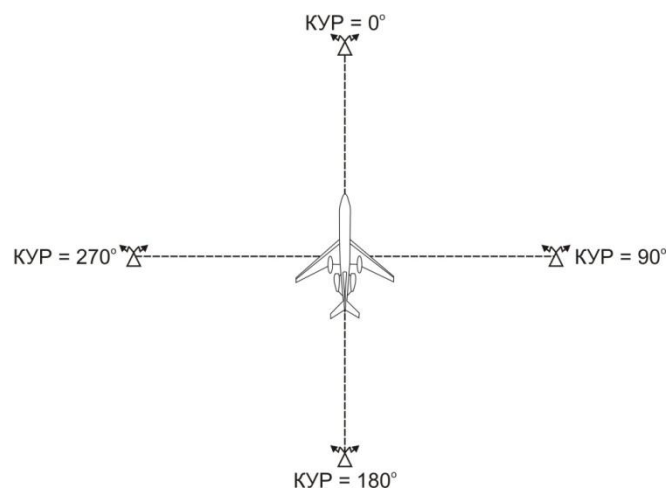


Рис. 3.12. Некоторые значения КУР

Если ВС пролетает мимо радиостанции, находящейся справа, то КУР этой радиостанции увеличивается, приближаясь к 180° . Если же радиостанция находится слева, то в полете ее КУР уменьшается, также стремясь к 180° .

Если ВС поворачивает вправо, то КУР уменьшается, а если влево — увеличивается независимо от того, с какой стороны находится радиостанция. При этом *на сколько градусов увеличился курс, на столько же уменьшился КУР*, и наоборот. Это одно из полезных правил аэронавигации: **курс больше, КУР меньше**.

У любого радиокompаса имеются погрешности. Точно также как обычный магнитный компас показывает компасный курс, отличающийся от магнитного на величину девиации, так и радиокompас на указателе показывает неточное значение КУР, называемое *отчетом радиокompаса* (ОРК). Разность КУР и ОРК называется *радиодевиацией* ΔP (рис. 3.13).

Радиодевиация вызвана переотражением радиоволн от металлической конструкции ВС, в результате чего рамка радиокompаса реагирует на результирующую напряженность электромагнитных волн, идущих от радиостанции и отраженных от фюзеляжа. Величина ΔP зависит от величины КУР, то есть от направления прихода радиоволн.

Многие АРК в своей конструкции имеют специальное устройство, компенсирующее радиодевиацию. Аналогично тому как это делается с магнитным компасом, радиодевиацию на ВС периодически списывают (заносят в таблицу), полностью или частично компенсируют, а оставшуюся заносят в график радиодевиации, размещаемый в кабине. Радиодевиация является систематической погрешностью радиокompаса, поскольку она для данного экземпляра АРК является постоянной (но разной для каждого значения КУР).

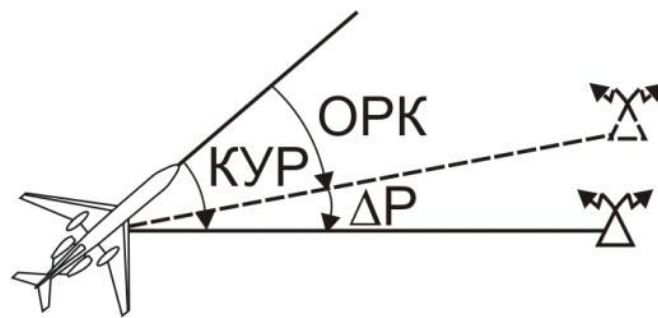


Рис. 3.13. Радиодевияция

Пилот, отсчитав по указателю АРК значение ОРК, определяет по графику соответствующую ему ΔP и рассчитывает КУР:

$$\text{КУР} = \text{ОРК} + \Delta P.$$

На практике значения ΔP величиной в $1-2^\circ$ обычно не учитывают, поскольку случайная погрешность АРК все равно значительно больше.

Случайная погрешность измерения КУР характеризуется величиной СКП $\sigma_\psi = 1,5^\circ - 3^\circ$. Это означает, что радиоконпасная система является не очень точной. Однако ее неточность компенсируется простотой и относительной надежностью системы.

Дополнительные погрешности АРК

В некоторых случаях АРК подвержен дополнительным, порой довольно значительным, погрешностям. Пилот не может знать их величину и, тем более, компенсировать данные погрешности, но он должен знать об их возможном наличии, чтобы учитывать при решении навигационных задач.

«**Горный эффект**» возникает при полетах над рельефом в горной местности на относительно небольшой высоте (до 1500–2000 м над рельефом), особенно если полет выполняется между радиостанцией и близко расположенным (до 10–15 км) горным хребтом. Электромагнитная волна

огibaет горные хребты и частично от них отражается. При этом искажается фронт волны, что приводит к погрешности измерения КУР до 8–10°.

«**Береговой эффект**» образуется при переходе электромагнитной волны с суши на море, когда радиостанция находится на суше, а ВС — над морем. Если направление на радиостанцию составляет с береговой линией угол менее 20°, а расстояние до нее невелико, радиоволна преломляется, что может вызвать погрешность КУР до 5–7°.

«**Ночной эффект**» (поляризационная ошибка) возникает чаще не ночью, а в сумерках, если удаление до радиостанции более 100–150 км. Его причиной является отражение волны от ионизированных слоев атмосферы. Погрешность измерения КУР в этом случае в среднем составляет 8–10°, но может достигать 20–30°, а в отдельных случаях и 60–80°. Очевидно, что в этом случае использовать АРК просто невозможно. Для уменьшения влияния ночного эффекта следует выбирать близкорасположенные более мощные радиостанции с возможно большей длиной волны.

Кроме перечисленных эффектов погрешность измерения КУР может быть вызвана электростатическими помехами при полете в условиях высокой электризации атмосферы, что часто бывает вблизи зон грозовой деятельности. В этом случае могут возникнуть значительные колебания стрелки АРК, что затрудняет отсчет показаний.

3.4. Применение АРК для полета по линии заданного пути

Способы полета на радиостанцию или от радиостанции

Напомним, что КУР не является навигационным параметром, поскольку в одной и той же точке пространства может иметь любое значение в зависимости от направления продольной оси ВС, поэтому с помощью одного только КУР нельзя определить МС. Но можно решать некоторые другие навигационные задачи, например, выполнить полет по ЛЗП. Для этого

радиостанция должна находиться на ЛЗП в начальном или конечном ППМ участка маршрута. Но в принципе она может находиться и *на продолжении* ЛЗП, то есть за пределами участка.

Во внеаэродромном воздушном пространстве (на воздушных трассах) ОПРС как раз и располагают в ППМ, чтобы облегчить экипажу выдерживание ЛЗП. Традиционно рассматривают три «классических» способа полета по ЛЗП с помощью радиокompаса: пассивный, курсовой и активный способы.

Пассивный полет на радиостанцию

Такой способ полета является самым простым и, по сути, не требует наличия на борту никакого навигационного оборудования, кроме АРК. Способ пассивного полета на радиостанцию заключается в *непрерывном выдерживании КУР равным нулю* ($KУР=0$). Это означает, что продольная ось ВС на протяжении всего полета направлена на радиостанцию.

На первый взгляд кажется очевидным, что если ВС в начальный момент находилось на ЛЗП, то в этом случае оно и будет лететь по ЛЗП прямо на радиостанцию. Так и было бы, но только при абсолютно точном измерении и выдерживании КУР и, самое главное, при отсутствии ветра. Ведь при наличии ветра ВС не летит в том направлении, куда направлена его продольная ось. Имеется угол сноса.

Пусть в начальный момент времени ВС находится точно на ЛЗП, проходящей через радиостанцию, на расстоянии S_0 от нее, а продольная ось ВС направлена точно на радиостанцию ($KУР=0$), рис. 3.14.

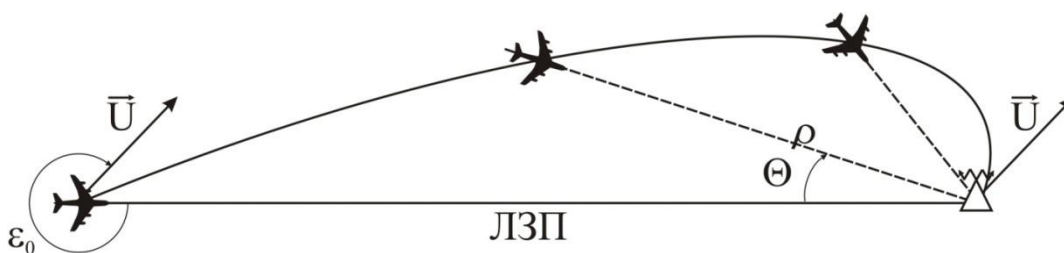


Рис. 3.14. Пассивный полет на радиостанцию

Пусть ветер дует под углом ε_0 к ЛЗП. Как только начнется полет, ветер снесет ВС с ЛЗП и будет относить его все дальше и дальше. Направление на радиостанцию будет изменяться, но пилот выдерживает КУР=0, меняя курс и непрерывно направляя продольную ось ВС на радиостанцию. В результате ВС полетит по сложной кривой, называемой *радиодромией*. Уравнение радиодромии в полярной системе координат, начало которой находится в точке расположения радиостанции, имеет вид:

$$\rho = \frac{S_0 \operatorname{tg}^n \frac{\varepsilon_0}{2} \sin \varepsilon_0}{\operatorname{tg}^n \frac{\theta + \varepsilon_0}{2} \sin(\theta + \varepsilon_0)},$$

где ρ — текущее удаление ВС от радиостанции;

θ — угол между направлением ЛЗП и направлением на ВС;

ε_0 — начальный угол ветра (между ЛЗП и вектором ветра);

S_0 — начальное расстояние от ВС до радиостанции;

n — величина, показывающая, во сколько раз истинная воздушная скорость ВС V больше скорости ветра U :

$$n = \frac{V}{U}.$$

Анализируя уравнение радиодромии, можно сделать несколько полезных для практики выводов.

1. Радиодромия является кривой линией, причем переменной кривизны. Чтобы выполнить по ней полет, ВС все время должно находиться в развороте и, следовательно, выполнять полет с креном. Если в начале полета кривизна кривой и крен невелики, то по мере приближения к радиостанции пилоту необходимо все больше увеличивать крен, чтобы удерживать «убегающую» стрелку АРК на нуле.

2. Теоретически, строго выполняя полет по радиодромии, ВС в конце концов выйдет на радиостанцию, причем с направления, *противоположного*

направлению ветра. То есть, если, например, ветер дует перпендикулярно ЛЗП, то и ВС выйдет на радиостанцию поперек ЛЗП. На практике же ВС вряд ли сможет выйти точно на радиостанцию, поскольку вблизи нее кривизна радиодромии будет столь велика, что потребует выдерживания слишком большого крена. А ведь у всех гражданских ВС существует максимальный крен, который нельзя превышать (обычно 30°). После его достижения пилот уже не сможет удерживать $KUR=0$, и ВС «проскочит» мимо радиостанции.

3. За исключением случаев строго попутного или встречного ветра ВС будет уклоняться от ЛЗП и даже может выйти за пределы ширины воздушной трассы. Максимальное уклонение z , которое возможно при конкретных U и V и боковом ветре, можно рассчитать по приближенной формуле

$$z = 0,37 \frac{U}{V} S_0 = 0,37 \frac{S_0}{n}.$$

Интересно, что такое максимальное уклонение будет иметь место не при строго боковом ветре ($\varepsilon=90^\circ$), а в зависимости от величины n при ε равном от 90° ... 105° (чем больше n , тем ближе к 90°).

Например, при $V=500$ км/ч, $U=100$ км/ч ($n=5$) и $S_0=150$ максимальное уклонение будет иметь место при угле ветра примерно 102° и составит $z=11$ км, то есть ВС окажется далеко за пределами трассы.

4. По сравнению с полетом по кратчайшему расстоянию радиодромиа имеет большую протяженность, полет по ней требует несколько большего времени, что влечет перерасход топлива. Правда, увеличение длины ЛФП не является столь уж значительным (не более 5–7 %).

По изложенным причинам пассивный полет на радиостанцию хотя и является простым по своей идее, но в большинстве случаев малопривлекателен в гражданской авиации, поскольку приводит к уклонению от ЛЗП и выходу на радиостанцию не в том направлении, в котором нужно продолжать полет. Однако его в принципе можно применять, когда ветер близок к попутному или встречному.

Разумеется, пассивный полет можно применять в экстренных ситуациях, когда точность навигации не играет большой роли (например, для выхода на аэродром при потере ориентировки или в сложных метеоусловиях).

Курсовой способ полета на радиостанцию

Недостатком рассмотренного пассивного полета являлось то, что на протяжении всего полета ВС находится в развороте со все увеличивающейся угловой скоростью. Пилоту приходится непрерывно менять курс, чтобы выдерживать $KУР=0$.

Курсовой способ является более удобной для пилота модификацией пассивного способа. Он заключается в том, что ВС удерживается на $KУР=0$ не непрерывно, как при пассивном способе, а устанавливается на этот $KУР$ периодически, время от времени. Довернув ВС на $KУР=0$, пилот запоминает и выдерживает по компасу получившийся при этом курс. По мере полета с постоянным курсом $KУР$ постепенно уходит от нулевого значения и через некоторое время (обычно через каждые 3–5 минут полета) пилот вновь доворачивает ВС на $KУР=0$.

На каждом участке полета между доворотами ВС летит с постоянным курсом, то есть прямолинейно, поэтому ЛФП имеет вид ломаной линии. Нетрудно сообразить, что она будет лежать дальше от ЛЗП, чем радиодромия, то есть уклонение будет еще больше. Сохраняются и другие недостатки пассивного способа. Такой способ просто более удобен для пилота, поскольку выдерживать постоянным курс, а не $KУР$ гораздо легче. Можно даже использовать автопилот.

Активный полет на и от радиостанции

Заключается в выдерживании курсового угла радиостанции с учетом угла сноса.

Чтобы ВС не сносило ветром с ЛЗП, продольную ось нужно отвернуть от ЛЗП в ту сторону, откуда дует ветер, на величину угла сноса.

Если выполняется полет на радиостанцию, а снос положительный (сносит вправо), то продольную ось нужно отвернуть влево, то есть уменьшить курс. На рис. 3.15 можно видеть, что при этом КУР будет численно равен УС. Если сносит влево (УС отрицательный), то курс нужно увеличить по сравнению с направлением на радиостанцию (отвернуть продольную ось вправо). При этом КУР уменьшится по сравнению с первоначальным нулевым значением. Но КУР не может быть отрицательным, его отсчитывают в диапазоне от 0 до 360°. Поэтому $KУР=360+УС$. Например, если $УС=-5$, то необходимо выдерживать $KУР=360+(-5)=355$.

При полете *на* радиостанцию формулой

$$KУР=360+УС$$

можно пользоваться как при положительном, так и при отрицательном сносе.

При положительном сносе $УС=+5$ получим $KУР=360+5=5$.

При полете *от* радиостанции используют формулу

$$KУР=180+УС.$$

Например, при $УС=+5$ получим $KУР=185$, а при $УС=-5$ получим $KУР=180+(-5)=175$.

Таким образом, *активный полет заключается в выдерживании постоянного КУР:*

- *при полете на радиостанцию $KУР=360+УС$;*
- *при полете от радиостанции $KУР=180+УС$.*

Для использования данного способа не нужно даже знать курс, но, разумеется, необходимо знать УС.

3.5. Пеленг радиостанции и пеленг самолета

Тот факт, что сам по себе КУР не является навигационным параметром, ограничивает возможности его применения для навигации. Но с помощью КУР можно определить *пеленг радиостанции*, который является навигационным параметром и может быть использован для определения местоположения ВС. Для определения пеленга необходимо знать курс ВС. Часто используется *магнитный курс*, измеренный магнитным компасом (курсовой системой).

Курс отсчитывается от меридиана до продольной оси ВС, а КУР — от продольной оси до направления на радиостанцию. Очевидно, что сумма этих двух углов дает пеленг радиостанции.

Пеленг радиостанции — угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через ВС, и направлением на радиостанцию (рис. 3.15).

Если, оставаясь в той же точке, ВС изменит курс (например, *уменьшит* его), то на столько же *увеличится* КУР. А пеленг радиостанции (сумма этих углов) не изменится. В соответствии с рис. 3.15, на котором в качестве начала отсчета выбран магнитный меридиан, можно записать

$$\text{МПР} = \text{МК} + \text{КУР}. \quad (3.1)$$

Пеленг может быть *магнитным* (МПР), *истинным* (ИПР), *ортодромическим* (ОПР) в зависимости от направления, принятого за начало отсчета.

Очевидно, что аналогичные соотношения можно записать и для пеленгов, отсчитанных от других направлений начала отсчета (истинного или опорного меридианов):

$$\text{ИПР} = \text{ИК} + \text{КУР}; \quad \text{ОПР} = \text{ОК} + \text{КУР}.$$

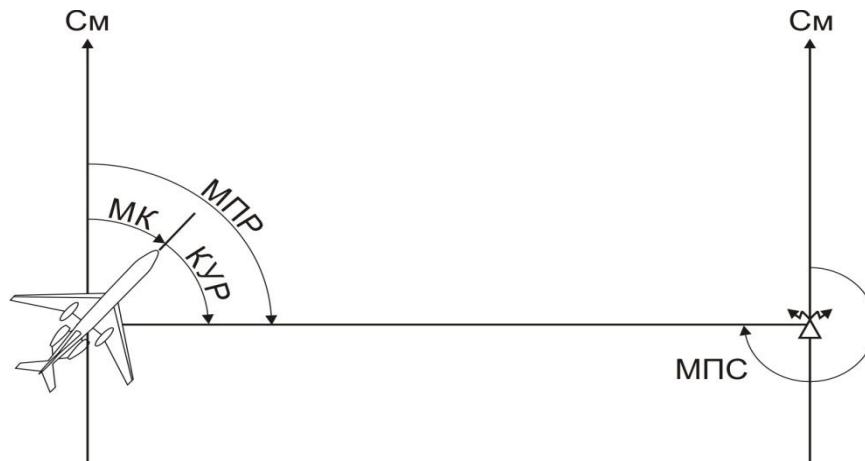


Рис. 3.15. Определение пеленга радиостанции

Если считать, что меридианы самолета и радиостанции параллельны, то нетрудно рассчитать и *пеленг самолета*, например МПС. Ведь пеленг радиостанции — это направление «туда», а пеленг самолета — направление «обратно». И *если* они отсчитываются *от одинакового направления отсчета*, то различаются ровно на 180° :

$$\text{МПС} = \text{МПР} \pm 180 = \text{МК} + \text{КУР} \pm 180. \quad (3.2)$$

Во многих случаях считать параллельными меридианы самолета и радиостанции вполне допустимо, учитывая невысокую точность измерения КУР и, следовательно, точность определения МПР и МПС. На самом деле даже истинные меридианы самолета и радиостанции не параллельны. Ортодромия, проходящая от самолета к радиостанции, пересекает меридианы под разными углами, разность между которыми представляет собой угол схождения меридианов. Если же говорить о *магнитных меридианах*, то кроме того, их направления могут различаться из-за различия магнитных склонений в двух этих точках.

Точный расчет пеленга самолета будет рассмотрен позже. А пока *будем считать, что магнитные меридианы радиостанции и самолета параллельны*. Такое допущение во многих случаях приемлемо, поскольку расстояние между радиостанцией и самолетом невелико, в средних широтах

угол схождения меридианов невелик и магнитное склонение различается незначительно.

3.6. Контроль пути по направлению с помощью АРК

Условие контроля пути по направлению

Как уже отмечалось, под *контролем пути* по направлению понимается определение стороны и величины уклонения ВС от ЛЗП. При использовании угломерных РНС (не только радиоконпасных) контроль пути по направлению проводить наиболее удобно в случае, когда наземное РТС (радиостанция) располагается на ЛЗП или ее продолжении. В этом случае определить, в какую сторону и насколько уклонилось ВС от ЛЗП, можно без трудоемких расчетов и графической работы на карте.

Суть этого способа заключается в том, что необходимо сравнить фактическое значение пеленга с тем значением пеленга, при котором ВС находилось бы на ЛЗП. *Это относится к любому угломерному наземному средству*, не обязательно к приводной радиостанции.

Существует термин *радионавигационная точка* (РНТ), которым можно обозначать любое наземное радионавигационное средство: ОПРС, угломерный или дальномерный радиомаяк и т. п. В данной главе, посвященной радиоконпасной системе, под РНТ будем понимать приводную радиостанцию.

Контроль пути по направлению при полете от РНТ

Если РНТ располагается в начальном ППМ участка маршрута и ВС находится на ЛЗП, то очевидно, что пеленг самолета P_c от РНТ совпадает с направлением ЛЗП, то есть с заданным путевым углом β_3 (рис. 3.16). От какого именно меридиана отсчитываются P_c и β_3 (магнитного, истинного, опорного), не принципиально, главное — чтобы от одного и того же. Далее будем чаще рассматривать магнитные пеленги и путевые углы, поскольку на

картах указываются именно магнитные заданные путевые углы, отсчитанные от меридиана начального ППМ участка маршрута.

Если при полете от РНТ ВС уклонилось вправо от ЛЗП, то P_c будет больше β_3 , а если влево — меньше β_3 (см. рис. 3.16). Это справедливо для любого направления полета (на запад, юго-восток и т. п.). Нужно только помнить, что понятия «больше» и «меньше» используются здесь не чисто в арифметическом смысле слова, хотя в большинстве случаев ему соответствуют.

Будем из двух направлений считать большим то направление, которое «правее», то есть далее по движению часовой стрелки (ведь все углы в навигации отсчитываются именно в этом направлении). Более конкретно эту мысль можно выразить следующим образом. Направление В считается большим, чем направление А, если направление А нужно поворачивать для совпадения с В по часовой стрелке. Разумеется, речь идет о повороте в ту сторону, куда ближе, короче (неудобно поворачиваться направо через левое плечо). Например, считается $120 > 37$, $195 > 20$, $343 > 260$ и т. д. (Здесь и далее единицы измерения угловых величин — градусы — опущены.) Представьте себе эти направления в виде рисунка.

Но, вопреки обычной арифметике, $5 > 350$, $80 > 290$ и т. д. Здесь цифры не совпадают с приведенным в предыдущем абзаце соглашением. Это происходит потому, что начало отсчета (северное направление меридиана) находится *между* двумя рассматриваемыми направлениями. Например, чтобы по кратчайшему пути перейти от направления 350 к направлению 5, нужно повернуться на 15 *вправо* (по часовой стрелке), поэтому 5 *больше*, чем 350.

Далее понятия «больше» и «меньше», используемые применительно к направлениям, следует понимать везде именно в этом смысле.

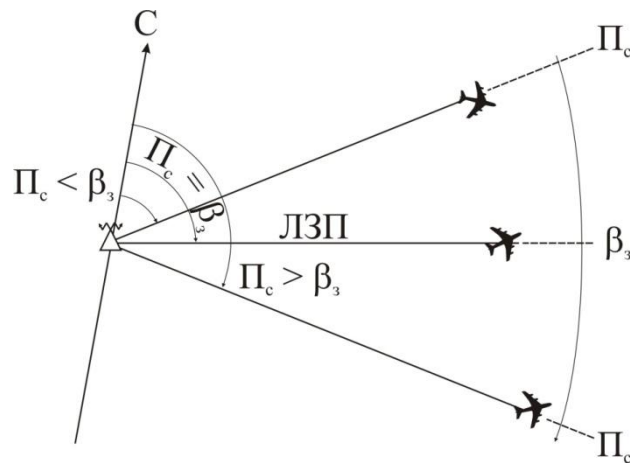


Рис. 3.16. Контроль пути по направлению при полете от РНТ

Таким образом, несовпадение МПС и ЗМПУ свидетельствует об отклонении от ЛЗП. Очевидно, что разность этих величин представляет собой *боковое уклонение БУ*. Если ВС уклонилось вправо, то оно имеет знак «плюс», а если «влево» — минус.

Пример. ЗМПУ= 4, МПС=358.

Поскольку МПС<ЗМПУ и различаются эти величины на 6, то БУ= - 6.

Если хотя бы примерно известно расстояние до РНТ (в данном случае оно будет соответствовать пройденному расстоянию $S_{пр}$), то можно найти и линейное боковое уклонение ЛБУ, как это было рассмотрено в главе 1.

Контроль пути по направлению при полете на РНТ

Если РНТ располагается в конечном ППМ участка маршрута и ВС находится точно на ЛЗП, то направление ЛЗП β_3 (например, ЗМПУ, если отсчитывать его от магнитного меридиана) и направление на ВС от РНТ Π_c (например, МПС) будут строго противоположными, то есть различаться на 180° . Ведь ЗМПУ совпадает с направлением *на РНТ от самолета*, а МПС — это направление *от РНТ на самолет*.

В этом случае, то есть при полете на радиостанцию, удобнее использовать не пеленг самолета Π_c , а пеленг радиостанции Π_p , который как

раз и отличается от Π_c на 180° (напомним, что пока мы считаем меридианы РНТ и МС параллельными).

Следовательно, при нахождении на ЛЗП $\Pi_p = \beta_3$. Нетрудно убедиться (рис. 3.17), что при уклонении вправо $\Pi_p < \beta_3$, а при уклонении влево $\Pi_p > \beta_3$. Разность этих величин (насколько они не совпадают) является в данном случае дополнительной поправкой ДП, которая, конечно, при уклонении вправо имеет знак «плюс», а при уклонении «влево» — минус.

Если известно расстояние до РНТ (в данном случае оно будет являться оставшимся расстоянием $S_{ост}$), то можно найти и ЛБУ.

Рекомендации по определению стороны уклонения

Таким образом, при нахождении радиостанции угломерной системы на ЛЗП легко определять сторону и величину уклонения. Для этого нужно сравнить пеленг радиостанции (при полете на нее) или пеленг самолета (при полете от РНТ) с заданным путевым углом.

Дело осложняется только одним моментом:

- при полете **от** РНТ, если МПС **больше** ЗМПУ, — уклонение **вправо**,
- а при полете **на** РНТ, если МПР **больше** ЗМПУ, — уклонение **влево**.

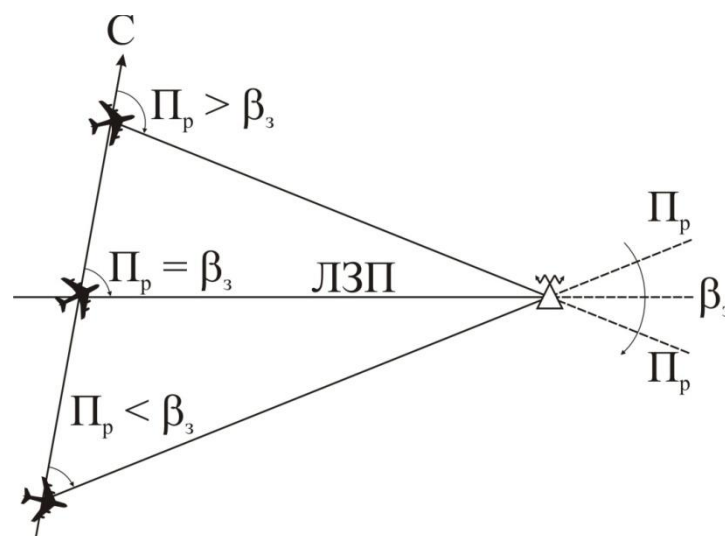


Рис. 3.17. Контроль пути по направлению при полете на РНТ

То есть все наоборот. Поэтому, если запомнить это правило чисто формально, то рано или поздно будет допущена ошибка в его применении. Гораздо надежнее *представлять себе образно* два сравниваемых направления (пеленг и путевой угол), например, в виде картинок (см. рис. 3.16 и рис. 3.17).

Курс и КУР измеряются разными приборами и их значения могут отображаться на разных индикаторах. В этом случае пилоту приходится самому рассчитывать МПР или МПС. Для этого он должен отсчитать магнитный курс (с указателя компаса или курсовой системы) и курсовой угол радиостанции (с указателя радиокompаса). Расчет, естественно, выполняется по формулам (3.1) и (3.2), которые справедливы при любом расположении РНТ и ВС, в том числе когда ВС пролетает мимо радиостанции.

Но при полете *на* или *от* РНТ значение КУР близко соответственно к 0 или к 180° . Это позволяет несколько упростить порядок расчета, чтобы не оперировать в памяти слишком большими числами.

Например, при полете на РНТ измерены $МК=244$, $КУР=357$. Поскольку полет выполняется на РНТ, необходимо рассчитать МПР. Для удобства расчета КУР целесообразно выразить в виде отрицательной величины: $КУР=357=-3$.

После этого легко рассчитать

$$МПР=МК+КУР=244+(-3)=241.$$

Если же выполняется полет от РНТ и измерены $МК=312$, $КУР=187$, то нужно рассчитать МПС:

$$МПС=МК+КУР\pm 180.$$

Для удобства расчета эту же формулу удобно представить в виде

$$МПС=МК+(КУР-180)$$

и расчет начинать с конца, с круглой скобки. Ведь если КУР близок к 180, то значение в круглой скобке будет маленьким по абсолютной величине и его

легко прибавить к МК. Нужно лишь помнить, что оно может оказаться как с плюсом, так и с минусом.

В нашем примере

$$(КУР-180)=(187-180)=+7.$$

Тогда

$$МПС=312+(+7)=319.$$

При отсчете показаний с прибора эту величину в скобках можно непосредственно снять с индикатора (иногда ее называют «альфа»). Надо просто посмотреть, на сколько градусов показания тупого конца стрелки АРК больше или меньше 180.

3.7. Определение угла сноса с помощью АРК

При выполнении контроля пути по направлению с использованием АРК можно также определить такой важный навигационный элемент, как *угол сноса*.

Рассматриваемый способ применим в тех случаях, когда:

- ВС достаточно точно пролетело начальный ППМ участка;
- ВС после пролета ППМ следовало с постоянным курсом.

Чем точнее выполнены эти условия, тем точнее будет определен УС.

Угол сноса — это угол между векторами истинной воздушной скорости и путевой скорости. Вектор $V_{и}$ направлен по продольной оси ВС. Это направление является курсом и оно, конечно, всегда известно. Вектор путевой скорости направлен по ЛФП. Это направление тоже можно определить, зная начальное МС (предполагается, что находилось в ППМ) и текущее МС.

После пролета ППМ пилот обычно берет расчетный курс следования $МК_p$ с учетом некоторого расчетного угла сноса $УС_p$:

$$МК_p = ЗМПУ - УС_p.$$

Расчетный угол сноса $УС_p$ — этот тот угол сноса, который, как предполагал пилот, будет иметь место на данном участке маршрута и который

пилот учел при расчете выдерживаемого курса. Он может быть заранее рассчитан по известному ветру (определенному в полете в полете или прогностическому).

Если бы фактический угол сноса $УС_{\phi}$ совпадал с расчетным, то ВС следовало бы по ЛЗП без уклонений. Если же $УС_{\phi}$ отличается от учтенного пилотом $УС_{р}$, то ЛФП не будет совпадать с ЛЗП и ВС уклонится от ЛЗП. Поскольку по условию курс выдерживался постоянным, то самолет будет лететь по прямой. Следовательно, прямая, соединяющей начальный ППМ с текущим МС, и является ЛФП.

Очевидно, что **боковое уклонение** БУ (угол между ЛЗП и ЛФП) — это и есть погрешность в определении УС пилотом. При взятии расчетного курса часть фактического угла сноса пилот уже учел (это $УС_{р}$), а часть его осталась неучтенной. Она и привела к уклонению БУ.

Следовательно, фактический $УС_{\phi}$ складывается из этих двух частей (учтенной и неучтенной):

$$УС_{\phi} = УС_{р} + БУ.$$

Эта формула является достаточно общей и не зависит от того, каким способом было определено значение БУ (с помощью РТС, визуально или другим способом). Не имеет значения и то, насколько пилот ошибся в предполагаемом $УС_{р}$ и какой именно курс $МК_{р}$ он выдерживал. Величина, названная здесь $УС_{р}$, на самом деле не обязана быть именно углом сноса, который предполагал пилот. Это просто разность выдерживаемого курса и заданного путевого угла, то есть величина, на которую пилот отвернул продольную ось ВС от ЛЗП для следования по ней. На какую именно величину отвернул и из каких соображений, не имеет значения.

Пример 1

$ЗМПУ=133$, пилот выдерживал курс $МК_{р}=137$. Через некоторое время полета пилот определил, что $БУ=-2$.

Сравнивая $МК_p$ и ЗМПУ, можно видеть, что пилот взял курс на 4° больше, чем ЗМПУ, то есть отвернул продольную ось ВС *вправо* от ЛЗП. Следовательно, он предполагал, что ВС будет сносить на 4° *влево* и тогда ВС как раз полетит по ЛЗП. Поэтому в данном случае $УС_p = -4$.

Тогда

$$УС_\phi = УС_p + БУ = -4 + (-2) = -6.$$

Таким образом, на самом деле угол сноса был -6° . Из них 4° пилот учел при взятии расчетного курса, а 2° остались неучтенными и привели к боковому уклонению.

Пример 2

ЗМПУ=250, $МК_p=230$.

Через некоторое время полета пилот определил, что $БУ = -22^\circ$.

В данном случае пилот отвернул продольную ось от ЛЗП на 20° *влево*. Почему отвернул именно настолько, неважно. Вряд ли он думал, что УС будет таким огромным.

Тем не менее, получается, что $УС_p = +20$, и тогда

$$УС_\phi = +20 + (-22) = -2.$$

Очевидно, что при решении этой задачи не имеет значения, каким именно способом определено значение БУ. Как правило, оно определяется с помощью радиотехнических средств. При полете от РНТ — путем сравнения МПС и ЗМПУ, при полете на РНТ — путем расчета (см. главу 1) на основе известного значения ДП.

Но при полете *именно от РНТ* определить фактический угол сноса можно еще проще:

$$УС_\phi = КУР - 180.$$

Это показано на рис. 3.18, в котором, конечно, также предполагается, что ВС пролетело начальный ППМ и далее следовало с постоянным курсом.

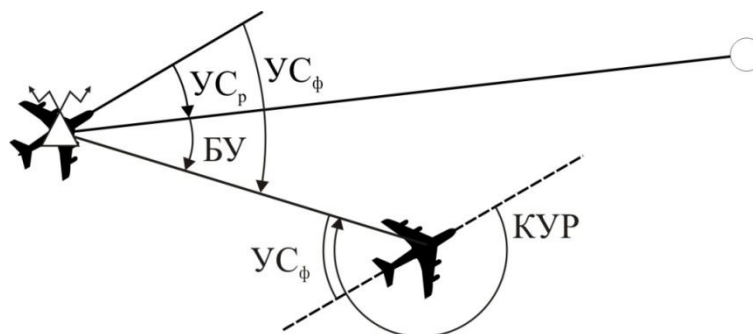


Рис. 3.18. Определение УС при полете от РНТ

3.8. Исправление пути с углом выхода

В главе 1 был рассмотрен один из способов исправления пути — с выходом в ППМ. Но такой способ в гражданской авиации применим главным образом при небольших линейных уклонениях, например, не превышающих половины ширины трассы. Если же уклонение больше, то ВС, медленно приближающееся к ЛЗП, еще долго будет находиться за пределами трассы, что является нарушением правил использования воздушного пространства.

Другой способ исправления пути (исправление пути с углом выхода) заключается в расчете такого курса $МК_{\text{вых}}$, который позволит быстрее выйти на ЛЗП, то есть еще до пролета конечного ППМ участка. Пилот сам решает, под каким углом направить продольную ось ВС к ЛЗП для выхода на нее. Этот угол называют *углом выхода* ($У_{\text{вых}}$). Удобнее считать, что эта величина не имеет знака.

Наиболее часто выбирают $У_{\text{вых}}$ величиной от 20 ° до 40 °.

Поскольку $У_{\text{вых}}$ — это угол между ЛЗП и направлением продольной оси ВС при выходе на нее, то $МК_{\text{вых}}$ (направление оси ВС) отличается от направления ЛЗП (заданного путевого угла) на величину $У_{\text{вых}}$. Таким образом,

$$МК_{\text{вых}} = ЗМПУ \pm У_{\text{вых}}.$$

Какой знак выбрать в этой формуле, «плюс» или «минус», пилот должен решить на основе здравого смысла. Понятно, что если самолет уклонился *вправо*, следует взять курс *меньше*, чем ЗМПУ (довернуть влево), а если уклонился *влево*, то *больше* ЗМПУ (довернуть вправо).

Согласно данной формуле для расчета $МК_{\text{вых}}$ нет необходимости иметь какие-либо радиостанции на маршруте и не нужно знать даже *величину* уклонения от ЛЗП. Достаточно знать только *сторону* уклонения (вправо или влево) и самому выбрать $У_{\text{вых}}$.

Однако рассчитать $МК_{\text{вых}}$ недостаточно. Пилот должен еще суметь определить момент, когда самолет уже вышел на ЛЗП (пересекает ее). В противном случае самолет так и будет лететь с данным курсом, уже удаляясь от ЛЗП в противоположную сторону. Вот здесь и может пригодиться РНТ, расположенная в начальном или конечном ППМ участка маршрута. Для этого рассчитывается еще и $КУР_{\text{вых}}$ — это то значение КУР, которое будет иметь место при пересечении ЛЗП воздушным судном, следующим с $МК_{\text{вых}}$.

На рис. 3.19 представлен случай, когда РНТ находится *впереди* на ЛЗП, а ВС выходит на ЛЗП с левой или с правой стороны. В момент пересечения ЛЗП в обоих случаях РНТ находится впереди под углом $У_{\text{вых}}$ от продольной оси ВС. Но в одном случае (при выходе с левой стороны) — слева, а в другом (при выходе с правой стороны) — справа. Оба эти случая могут быть описаны одной формулой:

$$КУР_{\text{вых}} = 360 \pm У_{\text{вых}}.$$

Например, если с $У_{\text{вых}} = 30$ самолет выходит на ЛЗП с правой стороны, то

$$КУР_{\text{вых}} = 360 + 30 = 390,$$

а если с левой —

$$КУР_{\text{вых}} = 360 - 30 = 330.$$

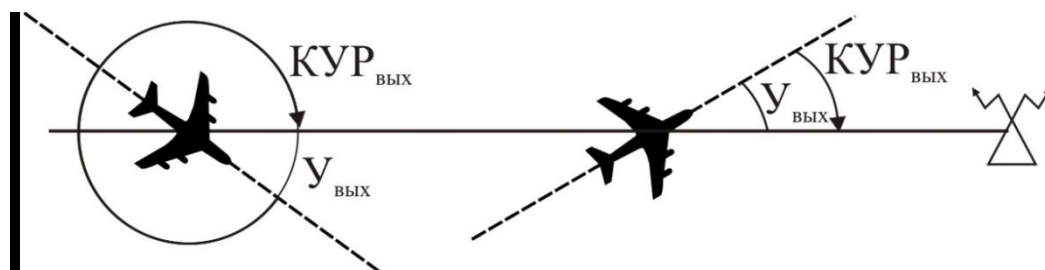


Рис. 3.19. Курсовой угол выхода при полете на РНТ

Но все же надежнее пользоваться не формулами (они выветриваются из памяти), а полагаться на пространственное представление. Достаточно просто представить себе, где находится РНТ в момент пересечения ЛЗП? Слева или справа от продольной оси? Тогда нетрудно определить и $KУР_{\text{ВЫХ}}$, потому что в обоих случаях он отличается от нуля на величину $У_{\text{ВЫХ}}$.

Если РНТ находится сзади, то есть в начальном ППМ участка, то ситуация аналогичная. Если бы РНТ находилась строго в направлении хвоста самолета, то был бы $KУР=180$. Но ВС пересекает ЛЗП под углом $У_{\text{ВЫХ}}$, поэтому и $KУР_{\text{ВЫХ}}$ отличается от 180 на эту величину (рис. 3.20).

Таким образом, при полете от РНТ

$$KУР_{\text{ВЫХ}}=180\pm У_{\text{ВЫХ}}.$$

И в этом случае выбирать знак в данной формуле целесообразно, опираясь на пространственное представление. Достаточно представить: в момент пересечения ЛЗП РНТ находится сзади справа или сзади слева? Тогда, если вы знаете, что такое вообще $KУР$ и в какую сторону он отсчитывается, легко определить $KУР_{\text{ВЫХ}}$.

Очевидно, что чем больше $У_{\text{ВЫХ}}$, тем быстрее ВС выйдет на ЛЗП.

При выборе $У_{\text{ВЫХ}}$ пилот должен учитывать следующее.

1. Самолет не может развернуться мгновенно. Пока ВС еще только разворачивается, чтобы взять курс $МК_{\text{ВЫХ}}$, оно уже приближается к ЛЗП.

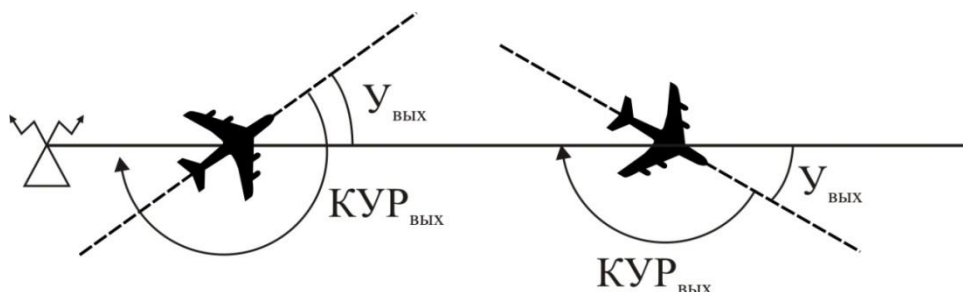


Рис. 3.20. Курсовой угол выхода при полете от РНТ

И может оказаться, что при большом $U_{\text{вых}}$ сразу после взятия курса $MK_{\text{вых}}$ уже пора разворачиваться в противоположную сторону на расчетный курс следования по ЛЗП. Но и этот разворот требует времени, и самолет все еще будет приближаться к ЛЗП. Может случиться, что ВС «проскочит» ЛЗП, окажется от нее с противоположной стороны, и снова потребуются исправление пути. Поэтому выбираемая величина $U_{\text{вых}}$ должна зависеть от величины ЛБУ. При небольших ЛБУ большой $U_{\text{вых}}$ недопустим.

2. При выходе на ЛЗП продольная ось ВС направлена к ней под $U_{\text{вых}}$. Но это не значит, что ЛФП пересекает ЛЗП по таким же углом. Ведь самолет не летит в направлении продольной оси из-за наличия угла сноса. Допустим, $ЗМПУ=100$ и ВС выходит на ЛЗП с правой стороны с $U_{\text{вых}}=20$. Пилот выдерживает $MK_{\text{вых}}=100-20=80$ (в этом направлении направлена продольная ось). Если ветер дует вправо и создает $УС=+10$, то $ФМПУ=МК+УС=80+(+10)=90$. То есть ФМПУ отличается от ЗМПУ всего на 10° . Самолет выходит на ЛЗП под углом 10° , а не 20° , то есть вдвое медленнее, чем ожидал пилот.

И наоборот, если бы был $УС=-10$, то фактически ВС приближалось бы к ЛЗП быстрее (под углом 30°).

Таким образом, при выборе $U_{\text{вых}}$ пилот должен также учитывать, мешает или помогает ветер выйти на ЛЗП. Ведь если мешает, то ВС может не успеть выйти на ЛЗП до конца участка. А если при этом $УС > U_{\text{вых}}$, то ВС вообще не выйдет на ЛЗП, а будет удаляться от нее!

3.9. Указатели радиокompаса

Измеренный радиокompасом курсовой угол радиостанции пилот может увидеть на каком-либо указателе (индикаторе), расположенном на приборной доске.

На ранних этапах применения АРК указатели радиокompаса показывали именно то, что радиокompас измерял, то есть КУР (рис. 3.21). Нулевое значение шкалы указателя соответствует направлению продольной оси ВС, а острый конец стрелки АРК всегда направлен на радиостанцию. Угол между этими направлениями — это КУР, который и отсчитывается по шкале.

Но для навигации пилоту чаще нужен не столько КУР, сколько МПР или МПС, для расчета которых нужен еще и курс.

Не очень-то удобно, что МК отсчитывается на одном индикаторе (компаса или курсовой системы), а КУР — совсем на другом. Пилоту приходится самому выполнять математические, хотя и несложные, операции по расчету МПР и МПС. Для упрощения решения этой задачи со временем стали применяться индикаторы, на которых пилот мог сам вручную с помощью кремальеры вращать шкалу, на которой отсчитывается КУР (рис. 3.22). Если в обычных индикаторах с неподвижной шкалой нулевое значение шкалы соответствовало направлению продольной оси ВС (при $\text{КУР}=0$ РНТ находится точно впереди), то в новых индикаторах можно было повернуть шкалу так, чтобы на это же место (теперь оно помечено



Рис. 3.21. Указатель курсовых углов радиостанции

неподвижным треугольным индексом) переместилось любое значение на шкале. В частности, если пилот установил напротив треугольного индекса значение МК, которое он отсчитал с магнитного компаса, то обнаружится интересный факт. Угол от нулевого значения на шкале до треугольного индекса — это МК (его установил пилот), а от треугольного индекса (продольной оси) до острого конца стрелки АРК — это по-прежнему КУР. Но если отсчитать значение на шкале напротив острого конца стрелки, получится сумма этих двух углов, то есть $МПР = МК + КУР$. Значения сложились чисто механически, пилоту уже не требуется выполнять сложение в уме. Он может просто *отсчитать* нужное значение!

Оставалось не очень удобным только то, что при каждом развороте ВС пилоту нужно было изменять положение шкалы, устанавливая новое значение текущего курса.

Следующим шагом развития индикаторов стало то, что шкала теперь разворачивается автоматически по информации от курсового прибора. То есть на один индикатор вынесена информация по сути от двух совершенно разных навигационных средств: курсовой системы (курс) и радиокompаса (КУР).



Рис. 3.22. Указатель со шкалой, вращаемой вручную

Индикаторы с таким принципом устройства сейчас достаточно широко распространены. Они могут называться и выглядеть по-разному, но идея, на которой они основаны, одинакова. Наиболее распространены так называемые *радиомагнитные индикаторы* (РМИ), по-английски они называются точно так же — *Radio Magnetic Indicator (RMI)*. В некоторых типах отечественных навигационных комплексов этот же индикатор назван *индикатором курсовых углов* (например, ИКУ-1).

Индикатор типа РМИ имеет две круговые шкалы, оцифрованные от 0 до 360°. Внешняя шкала является неподвижной, то есть связана с корпусом прибора, который, конечно, закреплен на ВС. В верхней части шкалы в том месте, которое соответствует нулевому значению шкалы, нарисован неподвижный треугольный индекс. Его положение соответствует направлению продольной оси ВС.

Внутренняя шкала является подвижной, то есть может вращаться относительно неподвижной внешней шкалы в зависимости от курса, поступающего от компаса. Как правило, это *гиромагнитный курс*, то есть магнитный курс, осредненный гироскопом (см. Часть 1 данного учебного пособия). Поэтому индикатор и называют радиомагнитным.



Рис. 3.23. Радиомагнитный индикатор (индикатор курсовых углов)

На приборе имеются две стрелки, каждая из которых имеет «острый» и «тупой» концы. Иногда эти стрелки несколько различаются по форме (просто чтобы не перепутать одну с другой), а иногда они одинаковы и обозначены цифрами 1 и 2. Положение этих стрелок определяется радиотехническим устройством. Так, если они связаны с АРК, то острый конец стрелки показывает направление на радиостанцию. (Заметим, что эти же стрелки могут работать с радиомаяками *VOR*, но об этом будет рассказано далее.) Переключение с АРК на *VOR* осуществляется переключателями с изображениями соответствующих стрелок (см. рис. 3.23) и сопровождается появлением надписей «АРК» или «*VOR*».

Для правильного применения в полете устройство индикаторов такого типа можно интерпретировать следующим образом (рис. 3.24).

Внутренняя вращающаяся шкала — это «земля». Нулевое значение на шкале соответствует северному направлению магнитного меридиана (C_m). Треугольный индекс на неподвижной шкале — направление продольной оси ВС. На рис. 3.24 условно изображен самолет, на котором закреплен корпус РМИ с внешней неподвижной шкалой.

Угол между C_m и направлением продольной оси — это МК. Поэтому его и можно отсчитать *напротив треугольного индекса* по внутренней шкале.

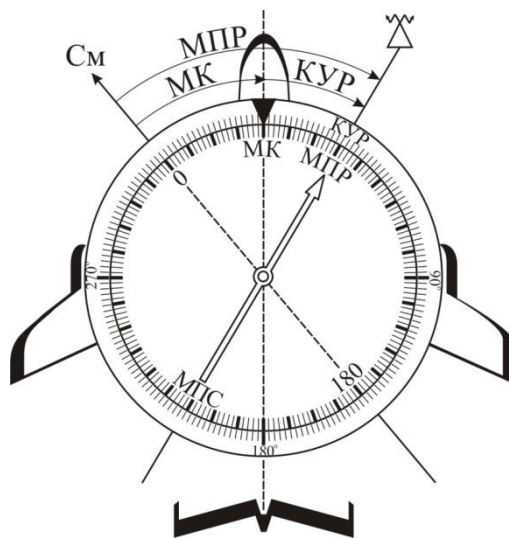


Рис. 3.24. Отсчет показаний на РМИ

При развороте ВС, например, вправо, «земля» (внутренняя шкала) сохраняет свое положение по сторонам света, а самолет вместе с неподвижным относительно него треугольным индексом поворачивает вправо. Но пилот находится в самолете, поворачивается вместе с ним и ему, естественно, кажется, что он неподвижен, а поворачивается «земля». Поэтому при повороте ВС *вправо* внутренняя шкала поворачивается *влево* и значение курса напротив треугольного индекса увеличивается.

Острый конец стрелки направлен на радиостанцию. Угол между продольной осью ВС (треугольным индексом) и направлением на РНТ — это КУР. Очевидно, что его значение можно отсчитать *по наружной неподвижной шкале напротив острого конца стрелки*.

Напротив этого же *острого конца*, но по *внутренней шкале* механически образуется сумма МК и КУР, то есть магнитный пеленг радиостанции (МПР). А напротив *тупого конца стрелки*, направление которого отличается от острого ровно на 180° , по внутренней же шкале можно отсчитать величину (МПР $\pm 180^\circ$). В ряде случаев можно принять, что это МПС (если пренебречь углом схождения меридианов и различием ΔM в точках расположения самолета и РНТ).

Радиомагнитные индикаторы на протяжении многих десятилетий их использования выпускались и выпускаются разными фирмами, поэтому и внешний вид индикаторов может различаться (рис. 3.25). Можно видеть, что у некоторых из них вовсе отсутствует внешняя шкала для отсчета КУР либо она представлена в «урезанном виде».

По такому же принципу, как РМИ, устроены и другие индикаторы, например, указатель штурмана УШ-2 (рис. 3.26), входящий в состав некоторых курсовых систем (КС-6,8,10). Правда, курс на этом индикаторе не обязательно гиромагнитный, а зависит от режима работы курсовой системы (может быть ортодромическим в режиме «ГПК» или даже истинным, если используется режим астрономической коррекции). В принципе, на УШ-2 можно отсчитать те же параметры, что и на РМИ, только более точно, поскольку цена деления обеих шкал 1° .



Рис. 3.25. Различные модификации РМИ

Так, на рис. 3.26:

- курс 21 °;
- КУР первой радиостанции 141 °;
- КУР второй радиостанции 106 °;
- пеленг первой радиостанции 162 °;
- пеленг второй радиостанции 127 °.

Пеленги самолета, отсчитываемые напротив тупых концов стрелок, разумеется, отличаются от соответствующих пеленгов радиостанций ровно на 180 °.

Индикатор УГР (например, УГР-4) устроен по такому же принципу. Он также имеет вращающуюся шкалу, на которой напротив треугольного индекса можно отсчитать курс. Здесь также имеется стрелка радиоконуса, но обычно только одна, в отличие от РМИ. Разумеется, она также позволяет



Рис. 3.26. Указатель штурмана УШ-2

определять пеленги радиостанции и самолета. Особенностью УГР является наличие так называемого *курсозадатчика* (не путать с задатчиком курса в ГПК или курсовой системе!). Курсозадатчик — это просто подвижная планка на шкале, которую пилот с помощью кремальеры (ручки) может поставить на любое значение шкалы (рис. 3. 27).

Эта нехитрая вещь позволяет существенно упростить пилотирование. Если бы ее не было, пилоту для выдерживания заданного курса (например, 127°) пришлось бы непрерывно отсчитывать текущие показания курса (там 127° или уже не 127°). Это неудобно, особенно ночью, когда деления шкалы плохо видны. А при наличии курсозадатчика достаточно один раз установить его на требуемое значение и дальше просто следить, чтобы неподвижный треугольный индекс (напротив которого отсчитывается курс) совпадал с положением курсозадатчика. При этом не нужно отсчитывать никаких цифр на шкале. А поскольку треугольный индекс и курсозадатчик покрыты флюоресцирующим составом, светящимся в темноте, это легко делать и ночью.



Рис. 3.27. Указатель типа УГР

Возможен и другой вариант использования курсозадатчика. Его можно вручную установить на значение *ЗМПУ* и затем развернуть самолет так, чтобы *стрелка АРК* точно легла на курсозадатчик. Для этого курсозадатчик выполнен в виде двух параллельных полос, и стрелка *АРК* ложится между ними. Все три полосы (курсовозадатчика и стрелки) светятся в темноте, и пилоту достаточно в полете подобрать такой курс, чтобы все три полоски были параллельны (рис. 3.28). Естественно, это будет означать, что пеленг радиостанции (напротив острого конца стрелки) или пеленг самолета (напротив тупого) совпадают с *ЗМПУ*.

На рис. 3.28 курсозадатчик установлен на *ЗМПУ*=301. *МПР* также 301, что означает, что самолет в данный момент находится на *ЛЗП* (если, конечно, *РНТ* находится на *ЛЗП*). Однако *МК*=1. Это означает, что самолет пересекает *ЛЗП* под углом 60° и, конечно, уже через несколько секунд уклонится от нее.



Рис. 3.28. Стрелка АПК совмещена с курсозадатчиком

3.10. Полет в створе радиостанций

Если полет должен выполняться по ЛЗП, на которой установлены *две радиостанции*, то говорят о *полете в створе радиостанций*. Если ВС летит между РНТ (одна впереди, а другая сзади), то створ называется *внутренним*, а если обе РНТ впереди или обе сзади — *внешним*.

Полет по внутреннему створу имеет место, когда на участке маршрута радиостанции установлены как в начальном, так и в конечном ППМ участка, а также при заходе на посадку по ОСП, когда ВС находится между дальней и ближней приводными радиостанциями.

Полет по внутреннему створу легко выполнять, когда стрелки обеих радиостанций вынесены на один индикатор (например, РМИ или УШ). В этом случае для определения стороны уклонения даже не обязательно отсчитывать значения курса и курсовых углов, да и вообще шкала не нужна. Сторона уклонения легко определяется по взаимному положению стрелок. Используется следующее простое мнемоническое правило.

Центр прибора — это как бы ВС, а ЛЗП — линия, соединяющая острые концы стрелок. При такой интерпретации непосредственно видно, с какой стороны ВС находится от ЛЗП (рис. 3.29).

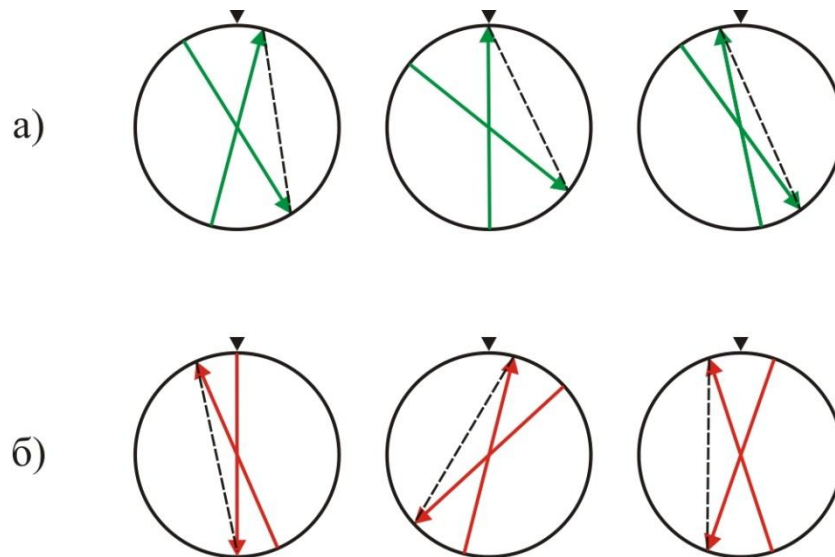


Рис. 3.29. Полет по внутреннему створу: *a* — ВС слева от ЛЗП;
б — ВС справа от ЛЗП

3.11. Учет непараллельности меридианов

Преобразование направлений

До сих пор в данном учебном пособии мы подходили к вопросу несколько упрощенно, считая, что пеленг самолета и пеленг радиостанции различаются ровно на 180° . Это было бы правильным, если бы меридианы самолета и радиостанции были параллельны друг другу. Но так допустимо считать только в том случае, когда можно пренебречь углом схождения меридианов и изменением магнитного склонения, то есть на не очень больших расстояниях от ВС до РНТ. Рассмотрим, как все обстоит на самом деле.

Напомним о том, что говорилось в первой части учебного пособия об измерении направлений. Что такое «направление», интуитивно понятно каждому. Мы легко можем себе представить направление «туда», например, от нашего дома на магазин, а вот «туда» от самолета на радиостанцию... Конечно, всегда речь идет о направлении от одной точки к другой по кратчайшему расстоянию. На плоскости — по прямой линии. Однако полеты

выполняются над поверхностью Земли, которая является сферой (пока будем так считать), а на сфере линией кратчайшего расстояния является дуга большого круга — ортодромия. Поэтому в навигации всегда имеется в виду направление от одной точки к другой по ортодромии.

Направление само по себе понятие геометрическое, которое не имеет никакого численного значения. Но если мы хотим описывать направления количественно, чтобы различать их и сравнивать, можно ввести какое-то направление, принимаемое за направление начала отсчета, и каждому направлению приписать числовое значение, равное углу между направлением начала отсчета и данным направлением. Направление начала отсчета можно выбрать абсолютно любое. От этого ничего не изменится, только цифры будут другие (так же, как можно приходить на занятия хоть по московскому, хоть по гринвичскому времени — главное, знать, когда именно). На практике за начало отсчета выбирают направление истинного или магнитного меридиана, проходящего через какую-либо точку на ортодромии, определяющей данное направление.

Так, например, направление от радиостанции на самолет (пеленг самолета) можно отсчитать от истинного меридиана радиостанции или магнитного меридиана радиостанции. Но с таким же успехом это направление можно отсчитать от истинного или магнитного меридиана самолета или какой-то промежуточной точки (рис. 3.30).

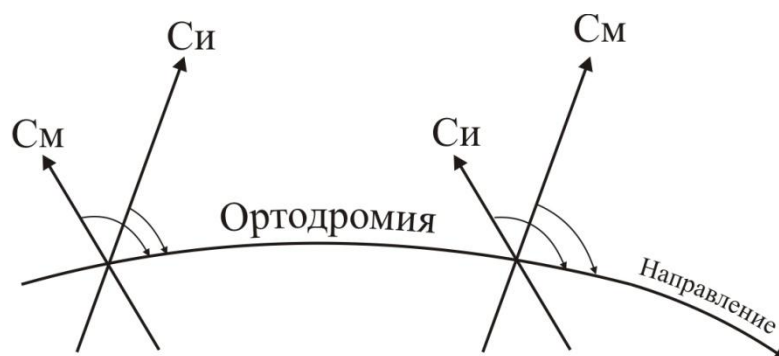


Рис. 3.30. Отсчет направлений

Разумеется, цифры, определяющие пеленг, будут разными, но они задают одно и то же направление. Точно так же температуру воздуха можно измерять по Цельсию, а можно по Фаренгейту, или по Реомюру, или по Кельвину... Величины разные, а человек мерзнет или страдает от жары одинаково.

Смысл всех этих рассуждений сводится к тому, что пилот должен всегда четко представлять, от какого именно меридиана (направления начала отсчета) отсчитывается нужное ему направление (пеленг, курс, путевой угол...). «От какого именно» означает: от истинного или магнитного меридиана и, что немаловажно, проходящего через какую именно точку. Если этому не уделять должного внимания, то можно допустить грубую ошибку. Например, при контроле пути по направлению пилот сравнивает пеленг самолета с заданным путевым углом и определяет сторону и величину отклонения. Но если пеленг и путевой угол различаются своим началом отсчета, то есть, отсчитаны от разных меридианов, то результат будет неверным!

Прежде чем сравнивать путевой угол и пеленг, необходимо убедиться, что они отсчитаны от одного и того же меридиана, а если это не так, то нужно перевести одну из этих величин (неважно, какую именно) к тому же меридиану, от которого отсчитана другая величина.

На практике это удобно сделать с помощью мнемонического правила, описанного в части I данного учебного пособия. Напомним, в чем заключается это правило.

Преобразовать какое-либо направление — это значит перейти от одного меридиана отсчета к другому, то есть, зная направление, отсчитанное от одного меридиана, определить, каким оно будет, если его же отсчитать от другого меридиана. Такая схема (рис. 3.31) позволяет «перейти» от меридиана одной точки (истинного или магнитного) к меридиану другой точки (тоже истинному или магнитному).

Две вертикальные линии (см. рис. 3.31) условно изображают меридианы, от одного из которых направление известно, а от другого нужно узнать. На каждом из них — кружки с буквами *И* и *М*, что означает «истинный» и «магнитный». В каждой из двух точек истинные и магнитные направления отличаются на магнитное склонение ΔM , но на каждом из меридианов оно свое.

Верхние кружки с надписями *И* соединены наклонной линией, на которой надписан угол схождения меридианов по абсолютной величине $|\delta_{сх.}|$. 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 сначала 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

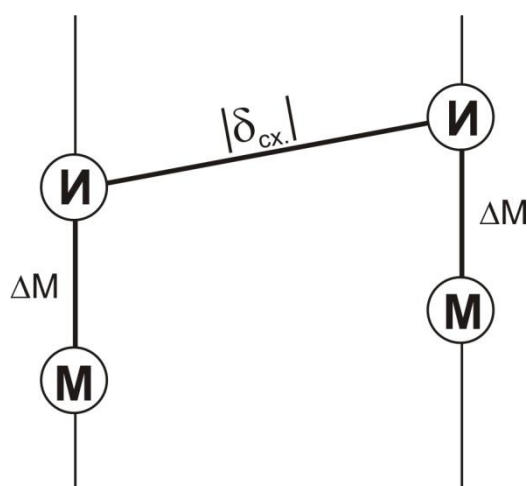


Рис. 3.31. Мнемоническая схема преобразования направлений

выполнить на НЛ-10, причем обычно высокая точность расчета не требуется, если направление достаточно рассчитать с точностью до градуса.

Всегда от одного из меридианов направление известно, 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).

То направление, которое известно, можно отсчитывать как от истинного, так и от магнитного меридиана. В соответствии с этим «движение» по схеме начинается с кружка *И* или *М* на том из двух меридианов, от которого отсчитано исходное направление.

Закончить «движение» нужно на меридиане второй точки, на кружке *И* или *М* в зависимости от того, от какого меридиана направление нужно определить.

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: при движении вверх — прибавлять, а при движении вниз — вычитать.

Контроль пути по направлению

Рассмотрим пример. Пусть выполняется полет от аэродрома Полярный на юго-восток (рис. 3.32) по трассе Б152. В Полярном имеется приводная радиостанция (частота 525 кГц, позывной ВН), на которую настроен АРК. После пролета 240 км от Полярного (то есть примерно в районе пункта обязательного донесения МЕЛИМ) пилотом определен МК=130, КУР=177. Требуется определить, уклонилось ли ВС от ЛЗП.



Рис. 3.32. К преобразованию направлений

Поскольку выполняется полет *от РНТ*, то для контроля пути по направлению необходимо определить МПС. Он может быть непосредственно отсчитан по РМИ или рассчитан:

$$\text{МПС} = \text{МК} + \text{КУР} - 180 = 130 + 177 - 180 = 127.$$

На карте в начале участка маршрута указан ЗМПУ=127. Поскольку в данном случае МПС=ЗМПУ, то, казалось бы, можно сделать вывод, что ВС находится на ЛЗП. Собственно, именно так мы и определяли уклонение в данном учебном пособии до сих пор, пока не придавали значения непараллельности меридианов. Но правильно ли это?

Разумеется, рассчитанный МПС — это пеленг самолета от магнитного меридиана. Но от какого именно? От меридиана какой точки? Ведь через *каждую* точку на Земле проходят магнитные меридианы, и они имеют различные направления.

Наш МПС не измерен непосредственно, а *рассчитан* с помощью курса и курсового угла радиостанции. Даже если этот МПС просто отсчитан на РМИ напротив тупого конца стрелки, то все равно он получился путем механического сложения МК и КУР.

Поскольку КУР (и, конечно, величина 180°) не имеет никакого отношения к меридианам, то *МПС* оказался *отсчитанным от того же меридиана, от которого измерен МК*. А МК измеряется от *текущего* меридиана, который в данный момент пролетает самолет. Ведь чувствительный элемент магнитного компаса (индукционный датчик или картушка КИ-13) реагирует на то магнитное поле, которое имеется именно «здесь».

Таким образом, $МПС=127$ — это направление от РНТ Полярный на самолет, отсчитанное от магнитного меридиана, проходящего через ВС (а ВС находится в районе пункта МЕЛИМ). Мы же пытаемся сравнить его с ЗМПУ, который указан на карте. Но на карте указываются *начальные* магнитные путевые углы, то есть отсчитанные от магнитного меридиана начального ППМ участка. Следовательно, $ЗМПУ=127$ отсчитан от магнитного меридиана, проходящего через Полярный. Таким образом, наш МПС и этот ЗМПУ сравнивать нельзя: они отсчитаны от разных магнитных меридианов.

Для правильного определения уклонения нужно, чтобы обе величины (пеленг и заданный путевой угол) измерялись в одинаковой системе отсчета. Нужно или МПС привести к меридиану ППМ Полярный, или ЗМПУ привести к меридиану самолета. В принципе, и МПС, и ЗМПУ можно привести к *любому* меридиану (хоть Нью-Йорка), лишь бы к одному и тому же. Результат определения уклонения в любом случае будет правильным.

Допустим, мы решили привести рассчитанный нами МПС от меридиана самолета к меридиану ППМ. Для этого можно воспользоваться описанным мнемоническим правилом.

Для начала рассчитаем модуль угла схождения меридианов между Полярным и МС (а оно в нашем примере находится в районе пункта МЕЛИМ). Не имеет смысла рассчитывать угол схождения точнее, чем до градуса, поскольку КУР и МК могут иметь гораздо большие погрешности измерения. Разность долгот можно определить по карте с помощью сетки

меридианов. Для этого даже не обязательно отсчитывать сами значения долгот, надписанные на меридианах. Если известно, что на данной карте меридианы нанесены, например, через 1° (конечно, это не всегда так), то достаточно просто «пальцем» посчитать, сколько градусов по долготе между двумя пунктами. На нашей карте (рис. 3.32) меридианы нанесены через 2° , и на глаз можно определить, что разность долгот — примерно $4,5^\circ$. Впрочем, в нашем примере можно было поступить и по-другому. Ведь самолет находится в районе пункта МЕЛИМ, а точные координаты и МЕЛИМ и Полярного указаны на карте.

Для расчета угла схождения меридианов нужно знать среднюю широту этих двух пунктов. Поскольку расчет выполняется с точностью до градуса, то здесь тем более не нужна высокая точность определения широты. Погрешность в $2-3^\circ$ не повлияет на результат. Достаточно посмотреть на карте, какая параллель проходит в районе полета. Можно видеть, что южнее Полярного на карте проходит параллель с широтой 66° , ее и примем для расчета.

Таким образом,

$$|\delta_{сх}| = |\Delta\lambda| \sin \varphi_{ср}. \quad (3.3)$$

Разумеется, расчет можно провести на НЛ-10 по ключу на рис. 3.33, который представляет собой по сути уже известный ключ умножения числа на синус угла.

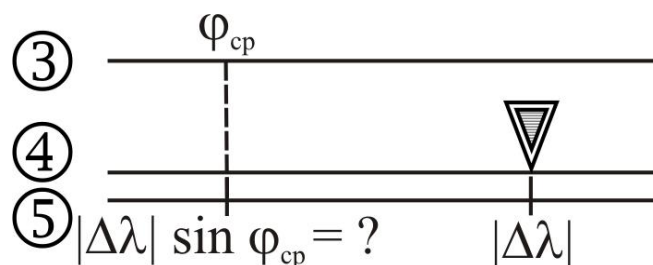


Рис. 3.33 . Расчет угла схождения меридианов

Получаем

$$|\delta_{\text{сх}}| = 4,5 \sin 66 = 4,1 .$$

Округлим это значение до 4° .

Понадобятся магнитные склонения на обоих меридианах. Их можно определить по карте. Вблизи МЕЛИМ на карте проходит изогона с $\Delta M = -12$, а вблизи Полярного $\Delta M = -9$.

Обратимся к схеме, показанной на рис. 3.31. Очевидно, что правый меридиан — это меридиан МС (пункт МЕЛИМ), а левый — меридиан Полярного. Поскольку нам известен *магнитный* пеленг от меридиана МС (он равен 127), начинаем переход по схеме от кружка с буквой *M* на правом меридиане, а заканчиваем его в кружке *M* на левом меридиане (Полярный).

Соответственно, перемещаясь по схеме, необходимо прибавить (-12), поскольку движемся вверх, затем вычесть 4 и вычесть (-9).

Получаем $127 + (-12) - 4 - (-9) = 134$.

То, что мы сейчас рассчитали, — это то же самое физическое направление от РНГ на самолет, но только отсчитано оно теперь от магнитного меридиана Полярного.

Таким образом, МПС от меридиана Полярного 134, а ЗМПУ от этого же меридиана 127. Следовательно, ВС уклонилось вправо ($\text{МПС} > \text{ЗМПУ}$) и $\text{БУ} = +7$. На удалении 240 км от РНГ это соответствует $\text{ЛБУ} = +30$ км. ВС находится далеко за пределами трассы! А пилот мог подумать, что оно находится точно на ЛЗП, если бы не задумался о том, от какого именно меридиана он определил МПС.

Конечно, столь большая разница в пеленгах и, соответственно, большое ЛБУ будет иметь место далеко не всегда. В нашем примере полет выполнялся в направлении запад-восток, из-за чего был большой угол схождения меридианов, да и магнитное склонение менялось достаточно быстро. В других случаях (например, при полете в направлении север-юг),

различие могло бы быть столь небольшим, что им допустимо было бы пренебречь по сравнению с погрешностями измерения самого КУР.

Полет с выдерживанием постоянного пеленга радиостанции

В разд. 3.9 шла речь о том, что с помощью индикатора типа УГР удобно выполнять полет *на* или *от* РНТ. Для этого достаточно установить курсозадатчик на значение ЗМПУ и выполнять полет так, чтобы стрелка АРК все время совпадала с курсозадатчиком. При этом полет будет выполняться так, что МПР все время будет равен ЗМПУ.

Но будет ли в этом случае полет выполняться по ЛЗП? Пожалуй, только если все магнитные меридианы параллельны. На самом же деле, поскольку пеленг выдерживается постоянным, полет будет выполняться по *линии равных пеленгов радиостанции* (ЛРПР). Даже если пилот выдерживает постоянным не МПР, а МПС, отсчитываемый напротив тупого конца стрелки, на самом деле он выдерживает постоянным $МПР = МПС \pm 180$ (острый и тупой концы стрелок различаются ровно на 180°). А ЛРПР имеет сложную форму, и она вовсе не совпадает с ЛЗП, которая имеет форму ортодромии.

Только в начале участка пеленг радиостанции P_p совпадает с начальным путевым углом участка, на значение которого пилот установил курсозадатчик. Если бы самолет летел точно по ортодромической ЛЗП, то P_p непрерывно изменялся бы по мере перемещения с одного меридиана на другой, поскольку ортодромия пересекает меридианы под разными углами. Ведь P_p отсчитывается от текущего меридиана самолета. Но пилот выполняет полет так, чтобы P_p сохранял первоначально установленное значение (рис. 3.34).

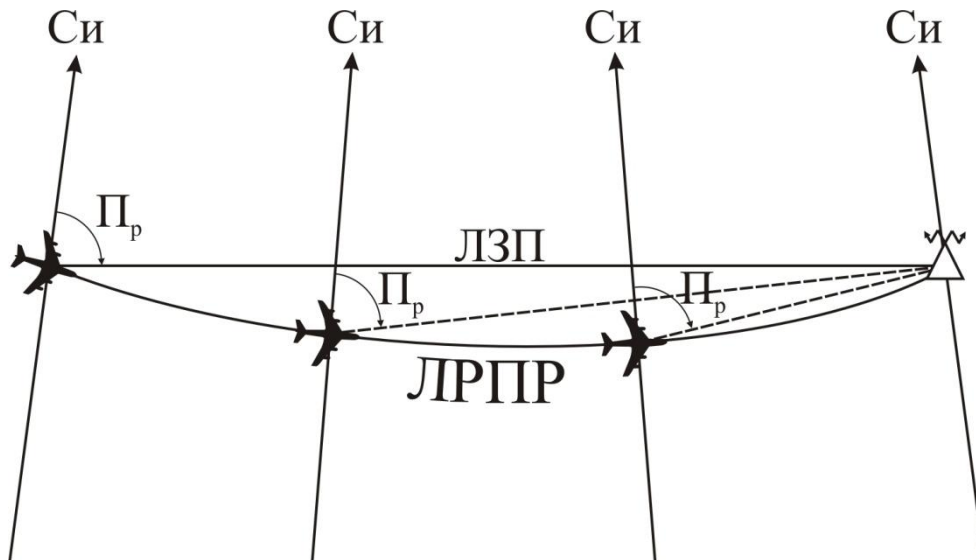


Рис. 3.34. Полет с выдерживанием постоянного пеленга радиостанции

В результате при таком способе полета ВС будет отклоняться на ЛЗП. Максимальное ЛБУ будет иметь место примерно посередине участка маршрута и может быть рассчитано по следующей приближенной формуле:

$$Z_{max} \approx 0,0025 \frac{S_0^2 \sin \Pi_p}{90^\circ - \varphi_p},$$

где S_0 — начальное удаление до РНТ (ВС находится на ЛЗП);

Π_p — выдерживаемое значение пеленга радиостанции;

φ_p — широта радиостанции (в градусах).

Из формулы следует, что величина уклонения от ЛЗП в значительной степени зависит от того, на каком расстоянии от радиостанции начат полет. Величина S_0 входит в формулу в квадрате. Это значит, что если увеличить начальное расстояние в два раза, то уклонение будет в четыре раза больше.

Зависит уклонение и от величины выдерживаемого пеленга. Максимальное значение синуса имеет место при $\Pi_p = 90^\circ$ (синус положительный, что соответствует уклонению вправо) и 270° (уклонение влево). При $\Pi_p = 0$ или 180 синус равен нулю, и уклонения не будет при любом начальном удалении от РНТ.

Зависит уклонение и от расположения РНТ. В полярных районах, когда φ_p приближается к 90° , знаменатель формулы уменьшается и, следовательно, Z_{\max} возрастает.

Рассмотрим пример для случая, когда РНТ находится в средних широтах ($\varphi_p=50$), $P_p=90^\circ$ (это худший случай) и полет начат с удаления $S_0=100$ км. По формуле получим уклонение примерно $Z_{\max}=0,6$ км. Это небольшая величина, которой на практике можно пренебречь по сравнению с другими причинами, приводящими к уклонению от ЛЗП (влияние ветра, погрешности измерения МК и КУР и т. д.).

Но если РНТ находится на широте 65° , а начальное удаление 200 км, то при том же выдерживаемом пеленге получим уже $Z_{\max}=4$ км. Это значит, что ЛРПР, которая и будет являться ЛФП, пройдет почти по границе воздушной трассы.

Следует иметь в виду, что здесь речь идет о *систематической* погрешности, которая будет иметь место каждый раз при данных условиях. Самолет заведомо не будет лететь по ЛЗП, даже если все остальные источники погрешностей отсутствуют. А поскольку они на самом деле имеются, то с таким ЛБУ самолет будет лететь лишь *в среднем*. Из-за случайных погрешностей измерения и выдерживания МК и КУР уклонение может быть и больше.

В заключение можно сделать несколько общих замечаний. Описанные в данном разделе сложности (необходимость преобразования пеленга при контроле пути по направлению, уклонение от ЛЗП при полете с УГР) вызваны тем, что при использовании *магнитного компаса* курс измеряется от *текущего меридиана*, который пролетает самолет. От этого же меридиана оказывается рассчитанным и пеленг, а ЗМПУ, с которым сравнивается пеленг, отсчитывается от меридиана начального ППМ.

Это один из существенных недостатков применения магнитных курсовых приборов. С их помощью невозможно выполнить полет по

ортодромической ЛЗП путем выдерживания постоянного пеленга, поскольку в каждой точке пеленг отсчитывается от своего меридиана.

Проблема не в том, что ВС в каждый момент времени *находится* на разном текущем меридиане, а в том, что при использовании магнитного компаса *курс* (а затем и *пеленг*) *отсчитывается* именно от этого текущего меридиана.

Предположим, что вы должны сделать важный звонок в 12 часов по московскому времени. Если вы находитесь в Хабаровске и ваши наручные часы установлены по хабаровскому времени, то очевидно, что вы должны пересчитать время на ваших часах в московское, чтобы узнать, не пора ли уже позвонить. Но если вы находитесь, например, в Праге, но ваши часы почему-то, как и раньше, установлены по хабаровскому времени, то вы все равно, как и в предыдущем случае, должны перевести время *из хабаровского* в московское. Где вы находитесь, не имеет значения. Важно, какое время у вас на часах. Ну а если на ваших часах всегда московское время, где бы вы ни находились, ничего пересчитывать и не нужно.

Возможно ли, чтобы ВС находилось на одном меридиане, а курс измерялся от другого? Конечно, возможно. Для этого и предназначены гироскопические курсовые приборы, измеряющие ортодромический курс (ОК) от выбранного опорного меридиана. При их использовании для каждого участка маршрута должны быть рассчитаны ортодромические заданные путевые углы (ОЗПУ), отсчитываемые от выбранного опорного меридиана (неважно, от какого именно).

По известным ОК и КУР можно легко рассчитать *ортодромические пеленги* радиостанции и самолета:

$$\text{ОПР}=\text{ОК}+\text{КУР}; \text{ОПС}=\text{ОК}+\text{КУР}\pm 180.$$

Эти формулы являются точными, никаких углов схождения меридианов и магнитных склонений учитывать не нужно. Ведь ОПР и ОПС отсчитываются от одного и того же меридиана (опорного), от которого

отсчитывается и курс. А поскольку от него же рассчитан и ОЗПУ, то их можно непосредственно сравнивать, чтобы определить БУ или ДП, независимо от того, на каком меридиане фактически находится самолет. В этом заключается еще одно достоинство применения гироскопических компасов.

Точно так же, если бы на индикаторы типа РМИ или УГР выводился не магнитный, а ортодромический курс, то при выдерживании постоянного ОПР или ОПС выполнялся бы точный полет по ЛЗП (конечно, при отсутствии других погрешностей). На практике такая возможность имеется при использовании указателей типа УШ-2 (рис. 3.26), на которых в режиме работы «ГПК» курсовой системы как раз и выводится ортодромический курс.

3.12. Расчет истинного пеленга самолета

Для решения некоторых навигационных задач, например для определения МС, необходимо проложить на карте ЛРПС. Для этого необходимо сначала определить пеленг самолета. Поскольку на любой карте нанесены обычные географические меридианы, называемые в навигации истинными, и именно к ним будет прикладываться транспортир, то речь идет о расчете *истинного* пеленга самолета (ИПС).

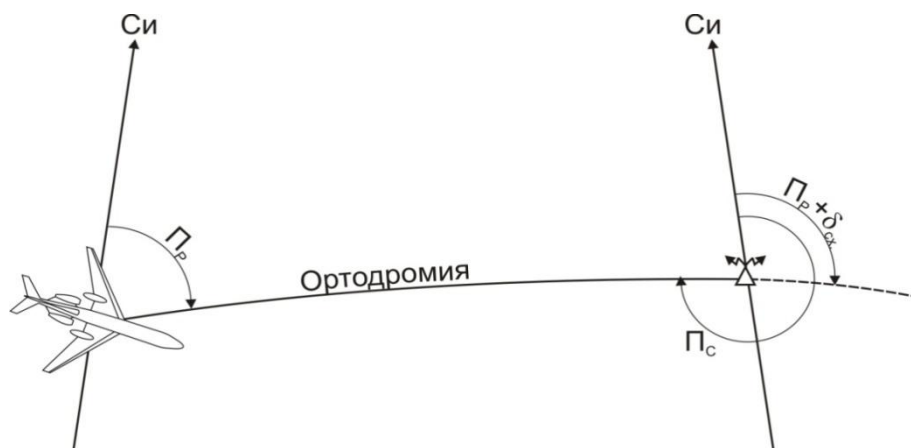


Рис. 3.35. Связь между пеленгом самолета и пеленгом радиостанции

Очевидно, что магнитный пеленг самолета можно определить как

$$\text{МПС} = \text{МК} + \text{КУР} \pm 180.$$

Этот МПС — направление от РНТ на самолет, измеренное от *магнитного меридиана места самолета* (поскольку именно от него измерен МК, используемый для расчета МПС). Но ведь на карте нужно проложить ЛРПС на карте от *истинного меридиана радиостанции*. Следовательно, вновь возникает задача перехода от одного меридиана (магнитного меридиана МС) к другому (истинному меридиану РНТ).

Переход можно выполнить в соответствии с мнемоническим правилом. Для этого к МПС нужно прибавить магнитное склонение в точке расположения ВС (поскольку именно от меридиана МС известен МПС) и учесть угол схождения меридианов, чтобы перейти от истинного меридиана МС к истинному меридиану РНТ.

Расчет с помощью мнемонического правила более удобен и надежен. Если же записать именно формулу для расчета ИПС, она будет выглядеть следующим образом:

$$\text{ИПС} = \text{МК} + \text{КУР} \pm 180 + \Delta\text{М} + (\lambda_{\text{р}} - \lambda) \sin \varphi_{\text{ср}},$$

где $\Delta\text{М}$ — магнитное склонение в районе нахождения МС;

$\lambda_{\text{р}}$ — долгота радиостанции;

λ — долгота МС;

$\varphi_{\text{ср}}$ — средняя широта (РНТ и МС).

В этой формуле первые три слагаемых и есть МПС, отсчитанный от меридиана МС (поскольку от него отсчитан МК). Последние два слагаемых обеспечивают переход от магнитного меридиана МС к истинному меридиану РНТ. Еще раз подчеркнем: долгота места самолета λ присутствует в формуле вовсе не потому, что именно там находится ВС, а потому, что от этого меридиана измеряется МК!

Для расчета ИПС по данной формуле необходимо иметь информацию о местонахождении МС (его широту и долготу, магнитное склонение). Но ведь ИПС для того и рассчитывают, чтобы определить МС и, следовательно, оно пока неизвестно. А оказывается, что для расчета ИПС уже нужно знать место самолета! Получается замкнутый круг.

Это плата за то, что мы пытаемся проложить линию положения не для того навигационного параметра, который непосредственно измерили. Ведь суммированием курса и курсового угла радиостанции мы определяем пеленг *радиостанции*, который и является измеренным навигационным параметром. Но проложить на карте соответствующую ему линию положения (ЛРПС) трудно, поскольку она имеет сложную форму. Поэтому на практике мы с помощью P_p рассчитываем *другой* параметр — пеленг самолета (P_c), для которого построить линию положения легче. И для перехода от P_p к P_c как раз и нужна информация о МС, поскольку P_p отсчитан от меридиана МС.

На практике этот «замкнутый круг» не создает особых проблем, поскольку для расчета P_c с точностью до градуса не требуется высокой точности определения долготы и широты самолета, магнитного склонения. В большинстве случаев (за исключением разве что случаев потери ориентировки) пилот представляет себе район возможного нахождения ВС и может по карте определить хотя бы примерные значения координат и ΔM .

А если для расчета пеленга использован не магнитный, а ортодромический курс? Очевидно, что ортодромический пеленг радиостанции

$$ОПС = ОК + КУР \pm 180$$

отсчитывается от выбранного опорного меридиана. Но прокладывать ЛРПС нужно все равно от истинного меридиана РНТ! Следовательно, в этом случае нужно перейти от *опорного меридиана* к *истинному меридиану радиостанции*. Это также удобно сделать с помощью мнемонической схемы. Порядок перехода зависит от того, какой меридиан (истинный или

магнитный) выбран опорным и какого именно пункта. Интересно, что в этом случае информация о местоположении самолета для расчета ИПС вообще не понадобится. Ведь переход будет выполняться от опорного меридиана к меридиану РНТ, а где находится самолет, не имеет значения.

Если в качестве опорного меридиана выбран магнитный меридиан точки с долготой λ_0 , например, аэродрома вылета, то

$$\text{ИПС} = \text{ОК} + \text{КУР} \pm 180 + \Delta M_0 + (\lambda_p - \lambda_0) \sin \varphi_{\text{ср.}}$$

Предпоследнее слагаемое этой формулы обеспечивает переход от магнитного меридиана аэродрома вылета (он является опорным) к истинному меридиану этого аэродрома. А с помощью последнего слагаемого выполняется переход от истинного меридиана аэродрома к истинному меридиану РНТ.

3.13. Прокладка ЛРПС на карте

Истинный пеленг самолета, расчету которого был посвящен предыдущий параграф, — это угол между северным направлением истинного меридиана РНТ и направлением на МС по ортодромии на земной сфере. Но если пилот собирается прокладывать ЛРПС, то он будет это делать на карте. А карта — это *плоское* изображение земной поверхности.

Уже не раз отмечалось, что на не слишком больших расстояниях ортодромию (ЛРПС) допустимо изображать на карте в виде прямой линии. Аэронавигационные карты специально создают в таких проекциях, чтобы это было возможным. Картографическая проекция — способ отображения сферической Земли на плоскости, и этот способ обычно выражается формулами, которые отражают связь координат точек на сфере и на плоской карте.

Существует только один класс проекций (центральные азимутальные проекции), в которых ортодромия абсолютно точно изображается прямой

линией, но в таких проекциях полетные карты не издаются, поскольку у них много других недостатков. А на тех картах, которые используются для выполнения полетов, ортодромия, строго говоря, не является прямой линией, хотя очень близка к ней. Поэтому, если на карте отложить ЛРПС в виде *прямой линии* в направлении ИПС, рассчитанного для сферы (обозначим его $\text{ИПС}_{\text{сф}}$ — о его расчете шла речь в предыдущем параграфе), то она не пройдет через МС. Ведь ЛРПС на карте на самом деле *кривая*. А чтобы прямая прошла через МС, необходимо отложить ее в *другом* направлении, которое обозначим $\text{ИПС}_{\text{кар}}$. Для его расчета нужно учитывать не *угол схождения меридианов на сфере*, а *угол схождения меридианов на конкретной карте*.

Напомним, что **угол схождения меридианов на сфере в двух точках** (например, РНТ и МС) — это разность путевых углов ортодромии, проходящей через эти точки. А **угол схождения меридианов на карте** — это в прямом смысле угол между меридианами этих точек на карте. В принципе его можно измерить, если продлить меридианы на карте до их точки пересечения (пусть она даже окажется за пределами листа карты). Но можно измерить его и проще: если провести через эти две точки прямую линию, то она будет пересекать меридианы этих точек под разными углами. Их разность и называют углом схождения меридианов на карте.

К сожалению, угол схождения меридианов на карте зависит не только от разности долгот двух точек, но и от вида проекции карты и охватываемого ею района. В настоящее время чаще всего для полетов используются карты в *равноугольной конической проекции* (проекции Ламберта). В такой проекции издаются отечественные маршрутные радионавигационные карты (РНК), выпускаемые Центром аэронавигационной информации, а также большинство маршрутных карт фирмы Джемсен. На этих картах обязательно указываются широты двух так называемых *стандартных параллелей* (на РНК они почему-то названы опорными) (рис. 3.36, 3.37).

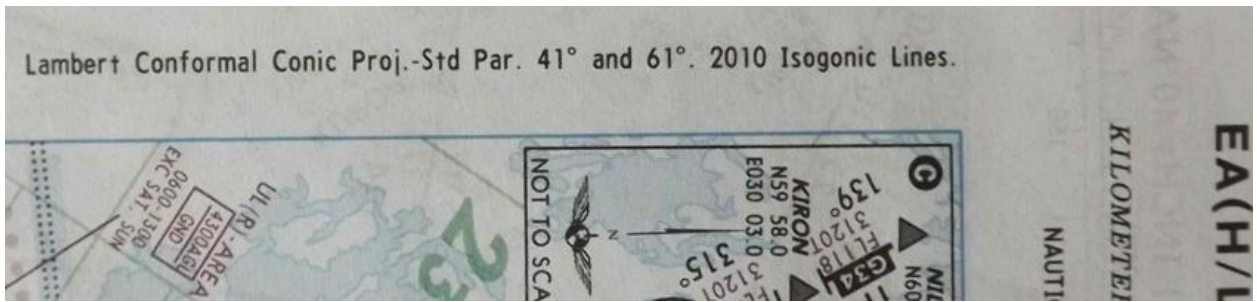


Рис. 3.36. Широты стандартных параллелей, указанные на карте Джеппесен



Рис. 3.37. Широты стандартных параллелей, указанные на радионавигационной карте

С достаточной для практики точностью можно считать, что угол схождения меридианов на такой карте пропорционален *синусу средней широты*, но средней широты не двух наших точек, а средней арифметической *широт стандартных параллелей* (обозначим ее φ_0), то есть

$$\delta_{\text{сх.кар}} = \Delta\lambda \sin \varphi_0. \quad (3.5)$$

Например, для карты на рис. 3.36 можно принять $\varphi_0 = (41 + 61) / 2 = 51^\circ$, а для карты на рис. 3.37 $\varphi_0 = (54 + 72) / 2 = 63^\circ$. На самом деле φ_0 рассчитывается по более сложным формулам, и более точный расчет дает значения соответственно $51^\circ 22'$ и $63^\circ 30'$, но на практике различие не играет роли. Чем

больше средняя широта РНТ и МС отличается от φ_0 , тем больше разница ИПС_{сф} и ИПС_{кар}.

Таким образом, при расчете ИПС для прокладки ЛРПС на карте следовало бы рассчитывать угол схождения меридианов по формуле (3.5).

Однако анализ показывает, что разность ИПС_{сф} и ИПС_{кар} для дальностей от РНТ до 200–300 км в большинстве случаев не превышает 0,5°. Учитывая невысокую практическую точность измерения углов транспортиром, этим можно пренебречь.

3.14. Контроль пути по дальности

Контроль пути по дальности — это определение пройденного или оставшегося расстояния до ППМ. Для его выполнения также можно использовать АРК и ОПРС. Но для этого ОПРС, конечно, должна находиться не на ЛЗП, а в стороне от нее (боковая радиостанция).

Идея способа достаточно проста. В нужный момент времени необходимо рассчитать ИПС боковой радиостанции и проложить соответствующую ему ЛРПС. Очевидно, что ВС находится в какой-то из точек этой линии положения, хотя и неизвестно, в какой именно. Но, если ВС выполняет полет *вблизи ЛЗП*, то, значит, оно находится вблизи точки пересечения ЛРПС и ЛЗП. В этом случае $S_{пр}$ или $S_{ост}$ можно просто измерить на карте (рис. 3.38).

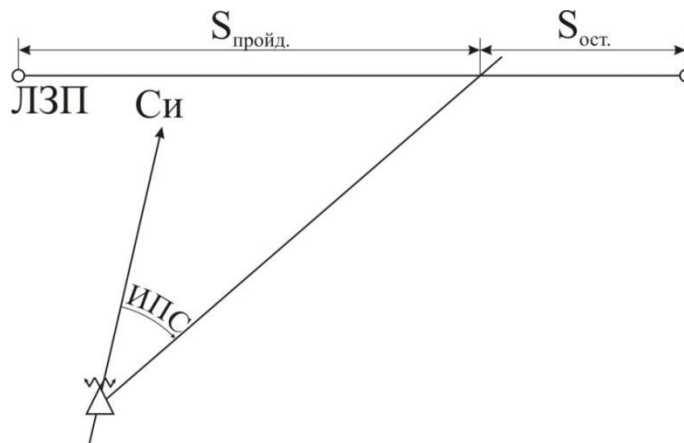


Рис. 3.38. Контроль пути по дальности

Точность определения этих величин зависит от точности расчета пеленга, удаления до РНТ и, конечно, от того, насколько точно ВС выдерживает ЛЗП, то есть от величины ЛБУ.

Выполнить такой контроль пути по дальности можно в любой момент, но заниматься в полете графической работой на карте не очень удобно. На практике чаще возникает противоположная задача: нужно определить момент пролета определенной точки на ЛЗП, например пункта обязательного донесения (ПОД). Для этого вряд ли разумно каждую минуту прокладывать на карте пеленги, дожидаясь, пока одна из ЛРПС не пройдет, наконец, через нужную точку. Легче сделать наоборот: рассчитать, какой будет пеленг при пролете этой точки и дожидаться, когда прибор покажет рассчитанное значение. Такие пеленги называют *предвычисленными*, поскольку их определяют заранее, еще до полета в удобных условиях штурманской комнаты. Предвычисленные значения можно надписать прямо на карте возле соответствующих пунктов.

Поскольку на приборах (например, на РМИ) индицируются *магнитные* пеленги, целесообразно рассчитать $МПР_{предв.}$. Для этого нужно транспортиром на карте измерить $ИПР_{предв.}$, то есть угол между истинным меридианом ПОД и направлением от него на РНТ (рис. 3.39). Для перехода от $ИПР_{предв.}$ к $МПР_{предв.}$ необходимо вычесть магнитное склонение в районе ПОД.

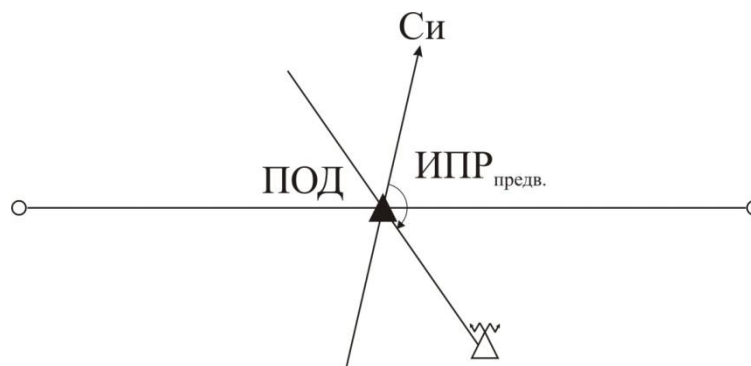


Рис. 3.39. Предвычисленный пеленг радиостанции

Если же на борту ВС нет указателя, индицирующего МПР, то есть МК и КУР показывают разные индикаторы, то можно рассчитать $KUR_{предв}$:

$$KUR_{предв} = MPR_{предв} - МК.$$

Но какое значение МК взять для такого расчета? Ведь заранее неизвестно, с каким курсом ВС будет пролетать данную точку.

Это не имеет существенного значения. Можно даже взять $МК = 3МПУ$. Если же при пролете ПОД на самом деле курс будет каким-то другим, не совпадающим с расчетным, то ничего страшного! $KUR_{предв}$ легко подправить в уме, пользуясь полезным правилом «курс больше, КУР меньше». Например, если был рассчитан $KUR_{предв} = 73$ в расчете, что $МК = 120$, а при пролете точки на самом деле был $МК = 115$ (на 5 меньше расчетного), то $KUR_{предв}$ будет на 5 ° больше, то есть 78 °.

Понятно, что использовать МПР все же удобнее, поскольку его значение не зависит от того, с каким курсом летит ВС.

3.15. Определение места самолета по двум радиостанциям

Определение места самолета — это полный контроль пути, поскольку если известно место самолета, то можно определить и уклонение от ЛЗП (контроль пути по направлению), и пройденное или оставшееся расстояние (контроль пути по дальности).

Определять МС по двум РНТ удобно в случае, когда на борту имеется два комплекта АРК, каждый из которых можно настроить на свою радиостанцию. Разумеется, перед определением МС пилот должен убедиться, что АРК правильно настроены, прослушать позывные ОПРС.

По возможности одновременно необходимо зафиксировать по приборам и записать:

- время;

- курс;
- курсовые углы обеих радиостанций ($KУР_1$ и $KУР_2$).

При наличии указателя типа РМИ удобнее, конечно, вместо КУР сразу отсчитать и записать МПС₁ и МПС₂ (напротив тупых концов стрелок).

Время необходимо записать потому, что расчет и прокладка пеленгов займут определенное время и пилот, определив, наконец, МС, должен знать, к какому моменту времени это МС относится, ведь самолет продолжает движение.

После этого следует рассчитать ИПС от обеих радиостанций:

$$ИПС_1 = МК + KУР_1 \pm 180 + \Delta M + (\lambda_{p1} - \lambda) \sin \varphi_{cp}; \quad (3.6)$$

$$ИПС_2 = МК + KУР_2 \pm 180 + \Delta M + (\lambda_{p2} - \lambda) \sin \varphi_{cp},$$

где λ_{p1} и λ_{p2} — долготы первой и второй радиостанции, а λ — долгота места самолета.

В обеих этих формулах МК (магнитный курс) и ΔM (магнитное склонение в районе нахождения ВС) имеют одно и то же значение. Различными будут значения КУР и координаты радиостанций.

Если с РМИ были отсчитаны МПС, а не КУР, то к ним нужно прибавить только ΔM и угол схождения меридианов. Ведь первые три слагаемые в приведенных формулах — это уже и есть МПС, отсчитанный с РМИ.

Как уже упоминалось, для расчета по этим формулам в принципе уже необходимо знать хотя бы примерное местонахождение самолета, чтобы определить магнитное склонение, а также широту и долготу ВС для учета угла схождения меридианов. Если эти величины примерно известны (хотя бы с точностью до градуса), то расчет ИПС можно выполнить сразу по данным формулам. Если же в их примерных значениях нет уверенности или требуется определить МС более точно, то можно определить МС в два этапа. На первом этапе рассчитать ИПС без учета угла схождения меридианов:

$$ИПС = МК + KУР \pm 180 + \Delta M.$$

При этом можно использовать какое-либо *предполагаемое* значение магнитного склонения. Если оно потом окажется неточным, это можно будет исправить на втором этапе.

По полученным приблизительным ИПС строятся ЛРПС в виде прямых линий на карте, и по точке их пересечения определяется район вероятного МС. Теперь, когда приблизительное МС известно, можно уточнить ΔM , а также определить приближенную широту и долготу самолета. К приближенным ИПС нужно прибавить углы схождения меридианов и поправку в величину ΔM , если оно на первом этапе было определено неточно.

Проложив ЛРПС по более точным значениям ИПС, получим МС (рис. 3.40). Его принято обозначать на карте крестиком с указанием времени, к которому оно относится.

Вместо того чтобы учесть угол схождения $\delta_{сх}$ по формулам — это последнее слагаемое в формулах (3.6), — можно воспользоваться упоминавшимся правилом перехода от одного меридиана к другому. Ведь то, что рассчитано в этих формулах до учета угла схождения меридианов, — тоже ИПС, но только отсчитанный от истинного меридиана *места самолета*.

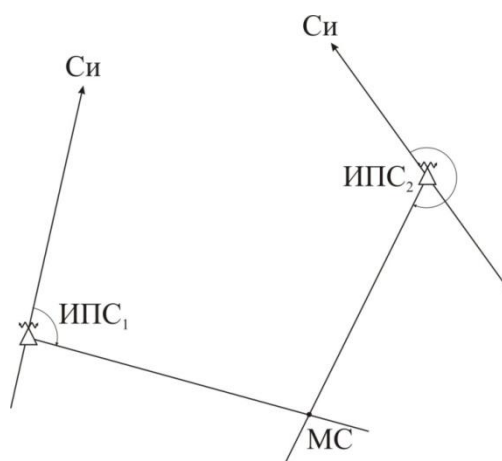


Рис. 3.40. Определение МС по двум радиостанциям

Остается перейти от него к истинному меридиану *радиостанции*. Для этого в соответствии с правилом при переходе в восточном направлении модуль $\delta_{сх}$ прибавляется, а если радиостанция западнее самолета — вычитается.

Существует еще один простой способ проверить, с правильным ли знаком учтен угол схождения меридианов. Если $\delta_{сх}$ учтен правильно (в нужную сторону), то в северном полушарии Земли ЛРПС *должны сместиться к северу* (на карте как бы вверх). На рис. 3.41 сплошными линиями обозначены ЛРПС без учета $\delta_{сх}$, а пунктирными — когда угол схождения меридианов правильно учтен.

Разумеется, крестик на карте, обозначающий полученное МС, вовсе не означает *абсолютно точное* место, в котором в данный момент времени находился самолет. Точность определения МС зависит от многих факторов, основными из которых являются следующие.

1. Точность определения пеленгов. Все величины, входящие в формулу для расчета ИПС, не являются абсолютно точными. Погрешности определения каждой из них складываются. Точность определения курса характеризуется средней квадратической погрешностью порядка 1° , курсового угла радиостанции $2-3^\circ$. Не абсолютно точным является и магнитное склонение, да и долгота самолета, учитываемая при учете угла схождения меридианов. Суммарная СКП определения пеленга составляет около 3° .

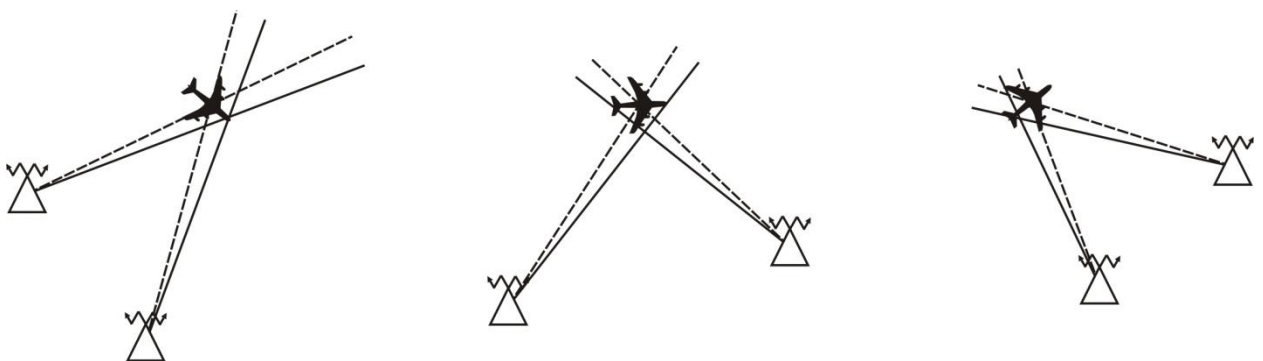


Рис. 3.41. Изменение пеленгов после учета угла схождения меридианов

2. **Удаление от самолета до каждой из РНТ.** Поскольку пеленги рассчитаны неточно, то и ЛРПС проложены не в нужном направлении. А ведь каждый градус погрешности на удалении около 60 км дает линейное смещение ЛРПС величиной в 1 км. Поэтому чем дальше ВС от радиостанции, тем более неточно проходит линия положения.

3. **Погрешности графической работы на карте.** Вообразим, что пеленги рассчитаны абсолютно точно. Означает ли это, что совершенно точным будет и МС на карте? Разумеется, нет. Ведь пилот будет прокладывать эти пеленги транспортиром. На какие-то доли градуса он ошибется при выравнивании транспортира по меридиану, какую-то погрешность допустит при отсчете угла. Все эти погрешности неизбежны и являются случайными. Они добавляются к тем погрешностям, которые упоминались ранее. Эксперименты показывают, что СКП графической работы на карте при отсчете углов по транспортиру составляют около $0,8^\circ$.

4. **Угол пересечения линий положения.** На первый взгляд это может оказаться неожиданным, но при прочих равных условиях точность определения МС по двум линиям положения зависит от того, под каким углом ω они пересекаются друг с другом. Точность обратно пропорциональна синусу этого угла. Поскольку максимальное значение синус имеет при $\omega=90^\circ$, то в этом случае при прочих равных условиях и будет достигнута максимальная точность. Если же $\omega=30^\circ$, то точность будет вдвое ниже ($\sin 30^\circ=0,5$). А если линии положения пересекаются под совсем уж острым углом, то и погрешность определения МС может быть громадной (рис. 3.42). В предельном случае, когда $\omega=0$, определить МС вообще невозможно, поскольку обе ЛРПС совпадут, то есть «пересекутся» во всех своих точках.

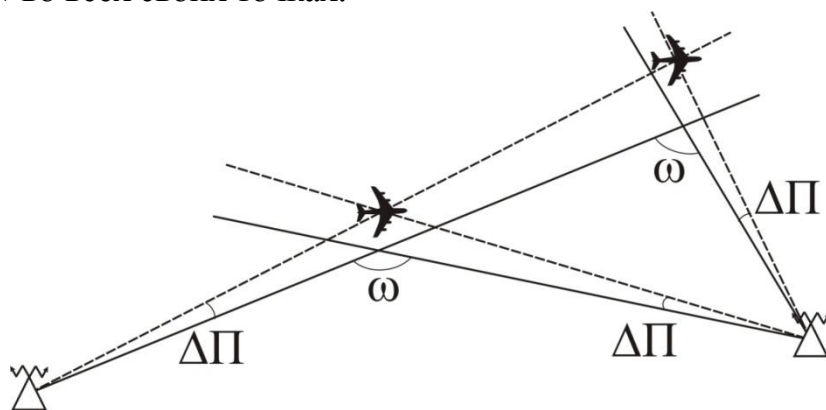


Рис. 3.42. Влияние угла пересечения ЛРПС на точность определения МС

Более подробный анализ точности определения МС проводится при изучении дисциплины «Аэронавигационное обеспечение полетов». Но и на основании изложенного можно сделать полезные для практики выводы.

Если в районе местоположения ВС имеется несколько ОПРС, то следует выбрать те две из них, которые, во-первых, ближе, а во-вторых, такие, чтобы разность пеленгов (или разность КУР, она почти такая же) была ближе к 90° .

Для наглядного представления о достигаемой точности определения МС по двум радиостанциям приведем пример для следующих условий: удаление до каждой РНТ составляет 100 км, ЛРПС пересекаются под углом 60° .

В этом случае в 80 случаях из 100 (в среднем, конечно) полученное на карте МС будет находиться не далее 10 км от фактического МС. А в 20 случаях из 100 погрешность будет больше 10 км. Понятно, что это не очень высокая точность, несмотря на не столь уж неблагоприятные условия (дальности и угол пересечения могут быть и хуже).

3.16. Определение места самолета по одной радиостанции

В соответствии с обобщенным методом линий положения для определения МС необходимы *два* навигационных параметра и *две* соответствующие им линии положения. Казалось бы, если радиостанция только одна, определить МС невозможно, поскольку в любой момент времени можно измерить только один параметр (пеленг самолета).

На самом деле найти МС можно и по одной радиостанции, но только благодаря тому, что ВС движется. Для определения положения неподвижного объекта (например, зависшего вертолета) этот способ не годится.

Идея основана на том, что во время полета пеленг изменяется и можно построить две ЛРПС, относящиеся к разным моментам времени T_1 и T_2 .

Очевидно, что в момент T_1 самолет находился в какой-то из точек первой ЛРПС. Если между этими моментами самолет летел с постоянным курсом, то множество точек, в которых он может находиться в момент T_2 , представляет собой прямую, параллельную первой ЛРПС и смещенную от нее в ту сторону, в которую летел самолет, и на такое расстояние, которое он пролетел за это время. Следовательно, первую ЛРПС нужно сместить параллельно самой себе. Но чтобы сместить прямую линию, достаточно сместить одну из ее точек и провести через нее параллельную линию. Таким образом, первая ЛРПС как бы приводится к моменту времени T_2 . И эта смещенная ЛРПС пересечется со второй ЛРПС в МС.

Порядок определения МС по одной радиостанции следующий (рис. 3.43).

1. Настроить АРК и убедиться в правильности настройки.
2. Отсчитать МК и КУР, включить секундомер.
3. Выполнять полет с постоянным курсом.
4. Через некоторое время, когда КУР изменится хотя бы на 30° (а это и есть угол пересечения ЛРПС), остановить секундомер, отсчитав по нему время t , записать КУР и текущее время по бортовым часам.
5. Рассчитать два ИПС для каждого момента времени и проложить обе ЛРПС на карте. Ввиду невысокой точности способа угол схождения не учитывается.

6. Рассчитать

$$\text{ФИПУ} = \text{МК} + \text{УС} + \Delta\text{М}$$

и расстояние, пройденное за время t :

$$S = Wt.$$

Расчет удобно выполнить на НЛ-10.

7. На первой ЛРПС выбрать *любую* точку и с помощью транспорта провести из нее линию в направлении ФИПУ. Будет точнее, если эта точка является точкой пересечения ЛРПС с одним из нанесенных на карте меридианов (удастся точнее приложить транспорт). На этой линии

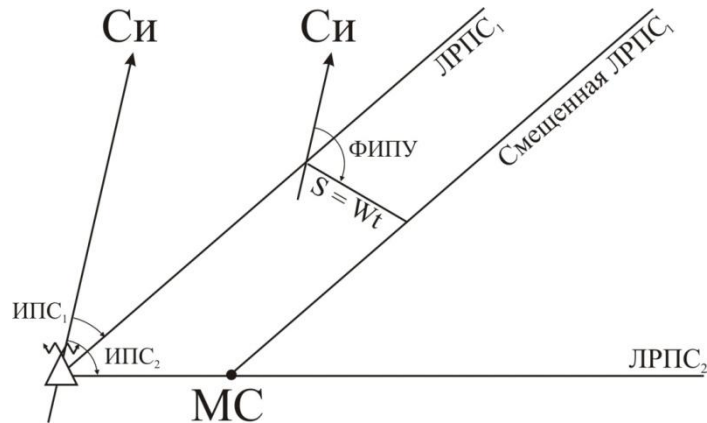


Рис. 3.43. Определение МС по одной радиостанции

отложить рассчитанное расстояние S и через полученную точку провести линию, параллельную первой ЛРПС.

8. МС будет находиться в точке пересечения смещенной ЛРПС со второй ЛРПС. Это МС будет относиться к моменту времени T_2 , зафиксированному в штурманском бортовом журнале.

На точность определения МС будут влиять те же факторы, что перечислены в предыдущем разделе. Но к ним добавятся и другие: точность расчета ФИПУ и путевой скорости, дополнительная графическая работа на карте, связанная со смещением ЛРПС...

Пожалуй, такой способ определения МС целесообразно применять лишь в том случае, когда других способов не остается. Уж слишком неточным может оказаться результат.

Глава 4. Применение радиопеленгаторных систем

Характеристика радиопеленгаторной системы

Радиопеленгаторная система является в первую очередь средством управления воздушным движением (УВД). С ее помощью диспетчер УВД на земле может определить пеленг ВС, то есть узнать, в каком направлении от него находится ВС. Диспетчер передает значение пеленга экипажу ВС, и тот использует этот пеленг для решения своих навигационных задач наравне с пеленгами, полученными от АРК или VOR. Поэтому радиопеленгаторную систему также можно считать навигационной.

Радиопеленгаторная система, как и любая радионавигационная система, включает в себя *наземную* и *бортовую* составляющие.

Наземная часть представляет собой радиопеленгатор. Он устанавливается, как правило, на аэродромах или вблизи диспетчерских пунктов. Включает в себя антенну, приемное оборудование и пульт управления с индикатором, который стоит на рабочем месте диспетчера и по которому тот и отсчитывает пеленг.

На борту ВС никакого особого оборудования не требуется, поэтому в качестве *бортовой* составляющей используется обычная связная радиостанция, с помощью которой экипаж ведет связь с диспетчером. С помощью этой радиостанции пилот запрашивает у диспетчера пеленг. Наземный радиопеленгатор определяет, с какого направления пришли радиоволны, и диспетчер отсчитывает значение пеленга. Он передает информацию об этом экипажу, и пилот получает ее с помощью этой же связной радиостанции.

Таким образом, основной частью системы является наземный радиопеленгатор, а от бортовой связной радиостанции требуется лишь, чтобы она работала в том диапазоне волн, которые пеленгатор способен принимать.

В настоящее время в гражданской авиации применяются радиопеленгаторы, работающие в УКВ (VHF) диапазоне волн, поскольку

именно в этом диапазоне ведется радиосвязь. Их называют *ультракоротковолновыми автоматическими радиопеленгаторами (АРП)*. На английском языке их называют *VHF Direction Finding Equipment*, сокращенно — VDF. Для таких радиопеленгаторов выделен диапазон 118–137 МГц.

Радиопеленгаторы на полетных картах никак не обозначаются, поскольку являются средствами не навигации (для экипажа), а УВД (для диспетчера). Частота, на которой работает пеленгатор (если он есть), совпадает с частотой, на которой ведется радиосвязь — она всегда известна.

Приемная антенна АРП состоит из нескольких элементов, расположенных по окружности (рис. 4.1). Поэтому радиоволна, идущая от самолета, достигает каждого из этих элементов не одновременно: ведь какие-то из элементов расположены к самолету чуть ближе, какие-то — чуть дальше. В результате сигналы, принимаемые этими элементами, немного различаются по фазе. Эти различия зависят от того, с какого именно направления пришла радиоволна. Каким образом по разностям фаз определяется пеленг, рассматривается в дисциплине «Авиационные радиотехнические средства», а для применения пеленгатора в полете не имеет большого значения.



Рис. 4.1. Антенна АРП DF 2000

Существует множество марок радиопеленгаторов, выпускаемых различными предприятиями. На рис. 4.2 представлен пеленгатор российского производства.

Пульты управления и индикации, с помощью которых диспетчер определяет пеленг, за десятилетия применения радиопеленгаторной системы также неоднократно видоизменялись и отличаются разнообразием. На рис. 4.3 — индикатор одного из современных пеленгаторов.



Рис. 4.2. Автоматический УКВ радиопеленгатор АРП-95



Рис. 4.3. Индикатор радиопеленгатора

Применение ультракоротковолновых пеленгаторов

Как следует из приведенного краткого описания принципа действия АРП, он определяет направление, с которого к нему пришли радиоволны, то есть измеряет пеленг самолета.

Но здесь используется специфическая терминология. Для пеленгов, измеренных радиопеленгатором, применяются термины *прямой пеленг* и *обратный пеленг*.

Прямой пеленг (ПП) — угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через пеленгатор, и направлением на самолет. Отсчитывается, как и все пеленги, от северного направления меридиана пеленгатора по часовой стрелке от 0° до 360° . Из этого определения следует, что ПП — это не что иное, как пеленг самолета. Просто другое название (рис. 4.4).

Обратный пеленг (ОП) — угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через пеленгатор, и направлением от самолета на пеленгатор, то есть направлением, противоположное ПП.

Как ПП, так и ОП отсчитываются от меридиана одной и той же точки (меридиана пеленгатора) и поэтому различаются ровно на 180° :

$$\text{ОП} = \text{ПП} \pm 180; \text{ПП} = \text{ОП} \pm 180.$$

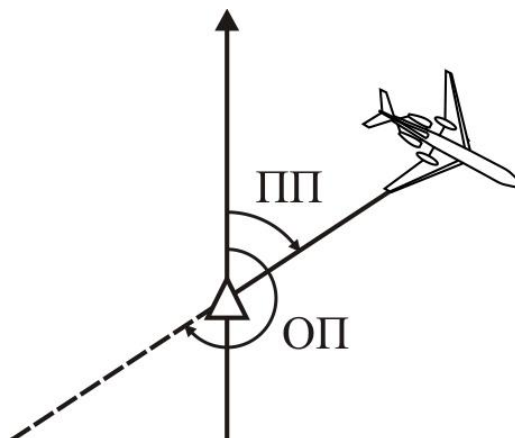


Рис. 4.4. Прямой и обратный пеленги

Можно ли считать, что ОП — это практически то же самое, что пеленг радиостанции? Можно, но с оговоркой. Ведь пеленг любой РНТ принято отсчитывать от меридиана, проходящего через *самолет*, а ОП отсчитывается, как и ПП, от меридиана *радиопеленгатора*. Меридианы РНТ и самолета не параллельны хотя бы из-за наличия угла схождения меридианов. Как не раз упоминалось, на небольших удалениях этим различием на практике можно пренебречь.

В некоторых старых учебниках ОП интерпретируют как курс, который нужно взять для вывода ВС на пеленгатор. Это правильно, следует только помнить, что все же курс и пеленг отсчитываются от разных меридианов. Да и угол сноса нужно учитывать.

Остается ответить еще на один важный вопрос: от какого именно меридиана пеленгатора отсчитываются ПП и ОП: от истинного или магнитного? Оба возможных ответа являются правильными, и пилот сам всегда должен точно знать, какой пеленг он получил, истинный или магнитный.

АРП, используемые для полетов во *внеаэродромном* воздушном пространстве, то есть на трассах, ориентированы по *истинному* меридиану. Соответственно, пеленги измеряются истинные.

АРП, используемые *в районе аэродрома*, ориентируются по магнитному меридиану и выдают *магнитные* пеленги.

Это означает, что если пилот ведет радиосвязь с диспетчером районного центра, обслуживающим воздушное движение на трассах, то он получает истинные пеленги — ПП и ОП. Это удобно, поскольку для определения МС на карте как раз и нужно откладывать истинные пеленги самолета. Когда ведется контроль пути по направлению при полете *на* или *от* пеленгатора, полученные пеленги нужно сравнивать с истинным путевым углом, отсчитанным от меридиана пеленгатора. Об этом нужно помнить.

Если же пилот ведет радиосвязь с аэродромными диспетчерами — диспетчером подхода или с диспетчером круга, то он получает пеленги от магнитного меридиана пеленгатора. При навигации в районе аэродрома, например при заходе на посадку, у пилота нет времени заниматься графическими построениями на карте. Он использует пеленги для контроля пути по направлению, сравнивая пеленги с заданными путевыми углами на участках схемы захода на посадку. А поскольку путевые углы на схемах указаны магнитные, то удобнее использовать именно магнитные ПП и ОП.

Максимальная дальность действия АРП такая же, как у всех средств УКВ диапазона, то есть зависит от высоты полета. В некоторых секторах от пеленгатора максимальная дальность действия может быть существенно ограничена наличием гор.

Точность измерения пеленга пеленгаторами старых типов (АРП-6, АРП-75) не очень высока и характеризуется СКП порядка 2–3°. По точности это сравнимо с *VOR* и несколько лучше АРК. Пеленгаторы новых типов обеспечивают более высокую точность. Так, АРП-95, рекомендованный к применению в гражданской авиации, имеет СКП порядка 1°.

За рубежом в соответствии с документами ИКАО *VDF* делят на **классы в зависимости от точности**.

- Класс А обеспечивает точность $\pm 2^\circ$.
- Класс В обеспечивает точность $\pm 5^\circ$.
- Класс С обеспечивает точность $\pm 10^\circ$.
- Класс D обеспечивает точность хуже, чем класс С.

Приведенные значения погрешностей соответствуют вероятности 0,95, то есть представляют собой удвоенную СКП. В зависимости от места расположения пеленгатор может иметь и дополнительные погрешности вследствие переотражения радиоволн от зданий, возвышенностей.

Таким образом, радиопеленгаторная система обладает не очень высокой точностью. В некоторых странах применение пеленгаторов классов С и D вообще не разрешается.

Пилот не может получать информацию от АРП непрерывно, а только в те моменты, когда получает пеленг от диспетчера. Поэтому и за рубежом, и в России радиопеленгаторная система не рассматривается как основное средство навигации и УВД. Она используется главным образом как средство, дублирующее для пилота и диспетчера информацию от других, более точных средств. Например, пилот выполняет заход на посадку по VOR или ОПРС, но для контроля использует информацию и от пеленгатора.

Вот пример радиообмена пилота (П) и диспетчера посадки (Д), который приведен в Федеральных авиационных правилах:

П: 411, четвертый 600 *(это означает, что борт с сокращенным позывным 411 проходит четвертый разворот на высоте 600 м).*

Д: 411, понял, обратный 270 *(имеется в виду обратный пеленг — направление на аэродромный пеленгатор от ВС).*

П: 411, снижаемся, шасси выпущено, к посадке готов.

Д: 411, обратный 275, посадку разрешаю.

На основе информации об обратном пеленге пилот может судить об отклонении от предпосадочной прямой, контролируя тем самым информацию от других бортовых средств.

При использовании пеленгаторов все еще иногда используется, в том числе и за рубежом, так называемый телеграфный код (Q-code). Q-код введен британским правительством и с 1913 г. принят для международного применения. Его назначение состоит в уменьшении объема радиосвязи: ведь раньше связь велась в телеграфном режиме азбукой Морзе. С помощью Q-кода можно вместо длинной фразы передать всего три буквы (первая всегда Q), которые будут обозначать то же самое. Кроме того, он облегчает общение операторов радиосвязи, говорящих на разных языках. Ведь таблицы кодов одинаковы для всех стран.

К таким кодам относятся рассмотренные ранее (в первой части данного учебного пособия) обозначения давлений (QFE, QNH, QNE), хотя сейчас, конечно, их передают голосом, а не азбукой Морзе.

Применительно к пеленгаторам могут использоваться следующие значения кода:

QDM — magnetic bearing to station (ОП от магнитного меридиана);

QDR — magnetic bearing from station (ПП от магнитного меридиана);

QTE — true bearing from station (ПП от истинного меридиана);

QUJ — true bearing to station (ОП от истинного меридиана).

За рубежом радиосвязь с информацией от пеленгатора может выглядеть следующим образом:

Aircraft: Coventry Tower, Atlantic 52, request QDM.

Tower: Atlantic 52, QDM 180°, Class B.

Aircraft: QDM 180 °, Atlantic 52.

В данном примере пилот запросил и получил магнитный пеленг на пеленгатор (ОП). Диспетчер сообщил также класс пеленгатора, на основе которого пилот может судить о точности полученной информации.

В СССР для запроса у диспетчера значения ОП также существовала кодовая фраза «Прибой».

Полученные от АРП пеленги могут использоваться пилотом точно так же, как пеленги, полученные от других систем: для контроля пути, определения МС. В этом и заключается достоинство обобщенного метода линий положения. Если вы знаете, что такое, например, магнитный пеленг самолета и как его можно применить, то для его использования не столь важно, с помощью каких именно технических средств (VOR, АРК, АРП) он получен. Разве что точность может быть разной.

По двум ПП, полученным от двух трассовых АРП, легко определить МС. Для этого достаточно отложить эти ПП от пеленгаторов на карте и найти место самолета в точке пересечения проложенных ЛРПС. При этом не нужно

даже учитывать ни магнитные склонения, ни, тем более, углы схождения меридианов. Ведь эти ПП и являются ИПС, отсчитанными от меридианов пеленгаторов.

Когда ведется контроль пути по направлению, при полете по трассе *на* или *от* пеленгатора следует помнить, что поскольку пеленги истинные, то и сравнивать их нужно с заданными истинными путевыми углами, отсчитанными от меридиана пеленгатора.

Можно поступить и по-другому: заранее определить, при каком значении пеленга ВС будет находиться на ЛЗП, и далее, опираясь на здравый смысл, сравнивать с этим значением фактические пеленги.

Допустим, ВС летит по трассе Б153 от пункта обязательного донесения РИБКА в сторону пункта Шенкурск (рис. 4.5), где расположен трассовый АРП (АРП на картах не обозначаются, поэтому оставим в стороне вопрос, имеется ли там пеленгатор на самом деле).

Поскольку пеленгатор трассовый (пилот ведет связь с диспетчером районного центра УВД Котлас), то диспетчер выдает *истинные* пеленги (ПП или ОП). Подумаем, какие должны быть ПП и ОП в случае, если ВС находится строго на ЛЗП.

ПП в данном случае — это ИПС от Шенкурска, где расположен пеленгатор, на самолет, находящийся на ЛЗП. Его легко определить, не прибегая к транспортиру, а используя информацию на карте. Ведь там указан $ZMPY=20^\circ$ от Шенкурска на РИБКА. Он тоже отсчитан от меридиана Шенкурска (начального ППМ участка), но от *магнитного* меридиана. А нам нужно знать это же направление от истинного. Вблизи Шенкурска на карте нанесена изогона, на которой отмечено (за пределами рисунка) магнитное склонение $+14^\circ$. Соответственно, $ZIPY$ (он же ИПС находящегося на ЛЗП самолета) составит $20+14=34^\circ$. С этой величиной и нужно сравнивать полученные от диспетчера ПП. Например, если диспетчер дал фактический $ПП=36$, то очевидно, что ВС находится южнее ЛЗП (ведь углы

увеличиваются по часовой стрелке), то есть левее ее (при полете с востока на запад). Разность фактического и требуемого пеленга в данном случае представляет собой дополнительную поправку ($ДП = -2^\circ$).

Если необходимо, можно определить и требуемое для нахождения на ЛЗП значение обратного пеленга, ведь он отличается от прямого на 180° :

$$ОП = 34 + 180 = 214.$$

Если диспетчер дал фактический $ОП = 210$ (меньше требуемого для нахождения на ЛЗП), то спрашивается, с какой стороны нужно находиться от ЛЗП, чтобы ОП (направление на пеленгатор) было меньше требуемого? Правильный ответ — справа. И в этом случае разность требуемого и фактического пеленгов — это дополнительная поправка ($ДП = +4^\circ$).



Рис. 4.5. Контроль пути по АРП Шенкурск

Коротковолновые пеленгаторы

В третьей четверти XX века в авиации, в том числе гражданской, могли использоваться не только УКВ-пеленгаторы, о которых речь шла до сих пор, но и пеленгаторы, работающие в коротковолновом диапазоне (КВ-пеленгаторы). Из-за особенностей распространения коротких радиоволн дальность действия таких пеленгаторов могла превышать 5 тыс. км. Но связаться с операторами этих пеленгаторов, чтобы получить пеленг, можно было только в телеграфном режиме (азбукой Морзе). В настоящее время, когда в составе экипажа нет бортрадиста, такой подход к получению пеленга, конечно, нереален.

Два-три пеленгатора объединялись в так называемые *пеленгаторные базы* и работали совместно. Можно было запросить не только пеленг, но и непосредственно координаты МС (широту и долготу), которые определялись на земле операторами пеленгаторов по пересечению двух-трех ЛРПС. Кстати, можно отметить, что такой вид обслуживания (определение МС) в некоторых странах, например Великобритании, предоставляется и с помощью УКВ-пеленгаторов на аварийной частоте 121,5 МГц.

Несмотря на то, что угловая точность КВ-пеленгаторов довольно высока (0,5-1 °), на больших удалениях она давала значительную линейную ошибку определения МС, поэтому такие пеленгаторы использовались в основном военной авиацией при полете над безориентирной местностью (например, над Северным ледовитым океаном), где не было других средств навигации. Могли они использоваться и гражданской авиацией, но, как правило, в экстренных случаях (при потере ориентировки), чтобы определить примерный район нахождения МС.

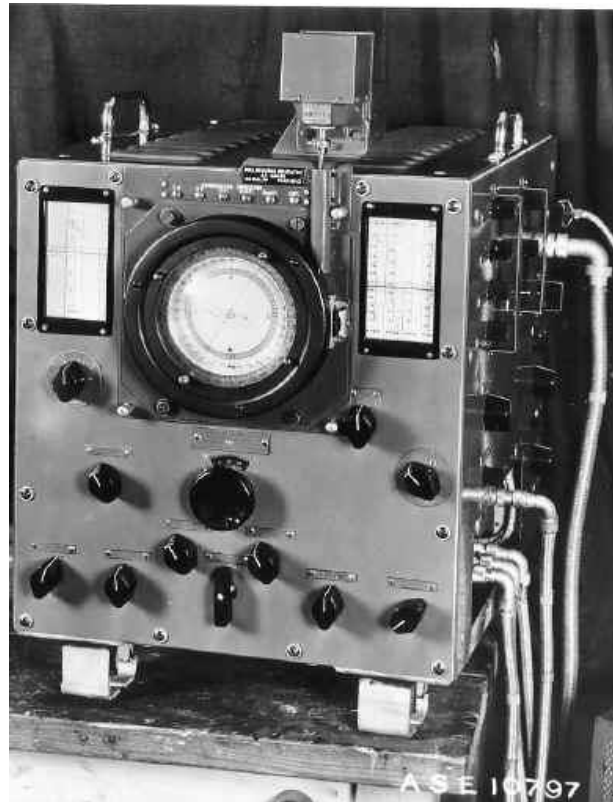


Рис. 4.6. Зарубежный индикатор КВ-пеленгатора времен Второй мировой войны

В настоящее время в гражданской авиации России КВ-радиопеленгаторы не используются. Но нельзя считать, что они совсем ушли в прошлое. Известно, что в некоторых целях применяется, например, радиопеленгатор КВ-диапазона Р-703 с дальностью до 8 тыс. км и СКП измерения пеленга до $0,5^\circ$. Такие пеленгаторы также могут быть объединены в пеленгаторные базы.

Глава 5. Применение всенаправленных радиомаяков *VOR*

5.1. Характеристика радиомаячной системы *VOR*

Принцип действия *VOR*

Радиомаячная угломерная система *VOR* (*Very High Frequency Omnidirectional Range*) включает в себя наземное оборудование — радиомаяк *VOR* и бортовое оборудование, принимающее сигналы этого радиомаяка.

Система работает в УКВ диапазоне на частотах от 108,0 до 117,95 МГц, что соответствует длине волны около 3 м. В принципе, частоты радиомаяков всегда кратны 0,05 МГц (50 кГц), например 108,05 МГц, 110,80 МГц, 112,65 МГц и т. д. Во многих регионах мира для радиомаяков используют только те частоты, которые кратны 1/10 мегагерца, и тогда вместо, например, 110,80 указывают 110,8 МГц.

Часть указанного диапазона (а именно от 108 до 111,95 МГц) занимает одновременно и другая навигационная система — радиомаячная система посадки *ILS* (*Instrument Landing System*), но у нее первая цифра частоты после запятой всегда *нечетная* (например, 108,35 МГц). Соответственно у *VOR*, работающих в этой же части диапазона (а это аэродромные радиомаяки), такая цифра *четная*, например 110,80 МГц. В оставшейся части диапазона (свыше 112 МГц) работают трассовые радиомаяки *VOR*, и частоты могут быть любые, но также с дискретностью 50 кГц.

Для правильного применения системы *VOR* необходимо иметь представление о том, как она работает. Подробно устройство и работа системы рассматриваются в дисциплине «Авиационные радиотехнические средства». Здесь же рассмотрим принцип ее действия в значительно упрощенном и огрубленном виде, достаточном лишь для понимания того, какой именно навигационный параметр измеряет система и каким образом.

На одной и той же несущей частоте радиомаяк излучает два вида сигналов по двум диаграммам направленности: *опорный (reference) сигнал* и

переменный (variable) сигнал. Опорный сигнал промодулирован *по частоте* огибающей синусоидой с частотой 30 Гц и имеет круговую диаграмму направленности, то есть излучается одинаково во все стороны. В любой точке пространства фаза огибающей опорного сигнала одинакова (рис. 5.1).

У переменного сигнала диаграмма излучения направленная и имеет форму «восьмерки». Если бы ориентация этой «восьмерки» была постоянной, то в любой точке пространства амплитуда принимаемого сигнала была бы постоянной и зависела от угла между направлением оси «восьмерки» (здесь будет максимальная амплитуда) и направлением на данную точку.

Но эта диаграмма *вращается* вокруг вертикальной оси со скоростью 30 оборотов в секунду (в современных *VOR* вращение создается электронным путем при неподвижной антенне). А 30 оборотов в секунду — это и есть 30 Гц. В результате получается, что в любой точке пространства амплитуда принимаемого сигнала меняется с частотой 30 Гц, то есть сигнал оказывается *амплитудно промодулированным* этой частотой. При этом фаза огибающей будет различной по разным направлениям от радиомаяка. Ведь из-за вращения диаграммы максимум амплитуды сначала пройдет через одно направление, потом через другое...

В направлении на север, где пеленг равен нулю, фазы огибающих опорного и переменного сигналов совпадают. По любому другому направлению эти два сигнала оказываются сдвинутыми по фазе как раз на такую величину, которая равна углу между северным направлением меридиана и данным направлением. А ведь это и есть пеленг этого направления Π_c .

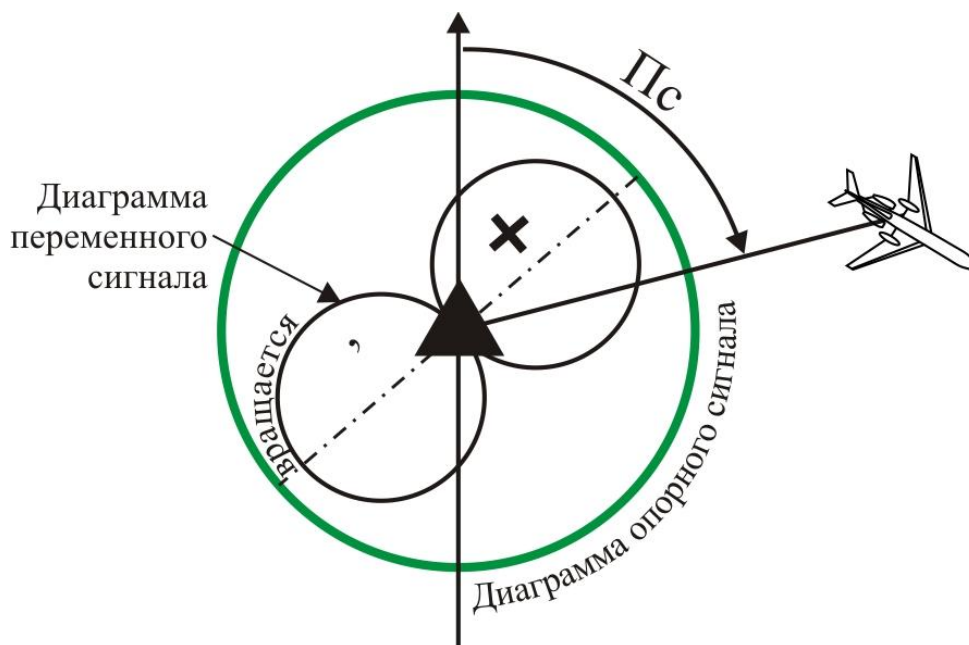


Рис. 5.1. Диаграммы направленности VOR

Разумеется, в любой точке пространства оба сигнала (опорный и переменный) складываются, но бортовое оборудование позволяет их разделить: ведь в одном из них использована частотная модуляция, а в другом — амплитудная. Эти две выделенные огибающие сдвинуты по фазе друг относительно друга. Данный сдвиг, выявленный бортовым оборудованием и выраженный в градусах, и является пеленгом данной точки от радиомаяка.

Из изложенного должно быть понятно, что с помощью VOR измеряется *пеленг ВС относительно меридиана, проходящего через радиомаяк.*

Обозначение VOR на картах

Символы, обозначающие радиомаяк VOR, различаются на картах, выпускаемых разными фирмами, а также на разных видах карт одной и той же фирмы. Наиболее часто используется небольшой символ азимутального круга — кружок с градусными делениями. Иногда он имеет небольшую стрелку в виде флажка, направленного на север. В последнее время компания Джебпесен обозначает VOR в виде шестиугольника или шестиугольника в азимутальном круге (рис. 5.2).

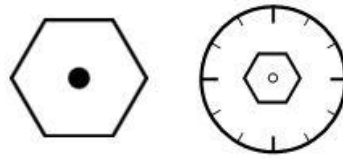


Рис. 5.2. Символы радиомаяка *VOR* на современных маршрутных картах компании Джеппесен

Если в том же месте, что и *VOR*, установлен радиомаяк и другой навигационной системы (дальномерный маяк *DME* или угломерно-дальномерный маяк *TACAN* — о них речь пойдет в следующих главах), то к шестиугольнику добавляется символ этого маяка (рис. 5.3), например квадрат (если это *DME*).

Ввиду многообразия символов *VOR* опознавать их на карте лучше не по виду символа, а по информации в «боксе», который нанесен рядом с каждым радионавигационным средством. Убедиться, что в данном месте находится именно *VOR*, а не какое-то другое средство, можно по следующим признакам:

- частота лежит в пределах от 108 до 118 МГц (единицы измерения частоты в боксе не указываются, но это не вызывает недоразумений, поскольку в таком диапазоне в килогерцах ни одна навигационная система не работает);

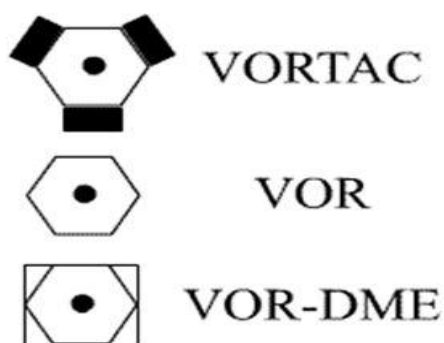


Рис. 5.3. Символы *VOR*, совмещенного с другим средством

- частота всегда указана с дробной частью, даже если значение круглое (например, 112,3; 116,0);
- позывной состоит из трех букв.

Так, на рис. 5.4, *а* VOR с наименованием *ALTAY* обозначен шестиугольником и азимутальным кругом. Шестиугольник заштрихован, поскольку эта точка является пунктом обязательного донесения. Частота 114,3 МГц, позывной *TAI* (позывной также повторен символами азбуки Морзе). Координаты радиомаяка 47°44,8' северной широты, 88°05,0' восточной долготы. Звездочка возле частоты указывает, что радиомаяк работает не круглосуточно. В этом же месте установлен дальномерный радиомаяк *DME*. Об этом свидетельствует маленькая буква *D* возле частоты, а также символ в виде квадрата (он охватывает шестиугольник).

На рис. 5.4, *б* VOR изображен в виде азимутального круга с флажком. Наличие *DME* указывает буква *D* возле частоты. Здесь же указана буква *H* в скобках, которая обозначает класс VOR (*H* — *high*, радиомаяк для использования в верхнем воздушном пространстве).

На рис. 5.4, *в* радиомаяк VOR обозначен небольшим кружком внутри черного треугольника (сам треугольник обозначает пункт обязательного донесения). Но внутри бокса также указана вся необходимая информация.

Радиомаяки VOR и их классификация

Радиомаяк VOR передает азбукой Морзе свой позывной, состоящий из трех букв. Большинство радиомаяков способны передавать информацию в телефонном режиме, то есть голосом. Некоторые *голосом* передают свой позывной или название, например «*Brindisi VOR*». Если маяк временно не работает (например, находится на техническом обслуживании), то он ничего не передает либо передает азбукой Морзе слово TEST (— • •• —). Разумеется, в этом случае его использовать нельзя.

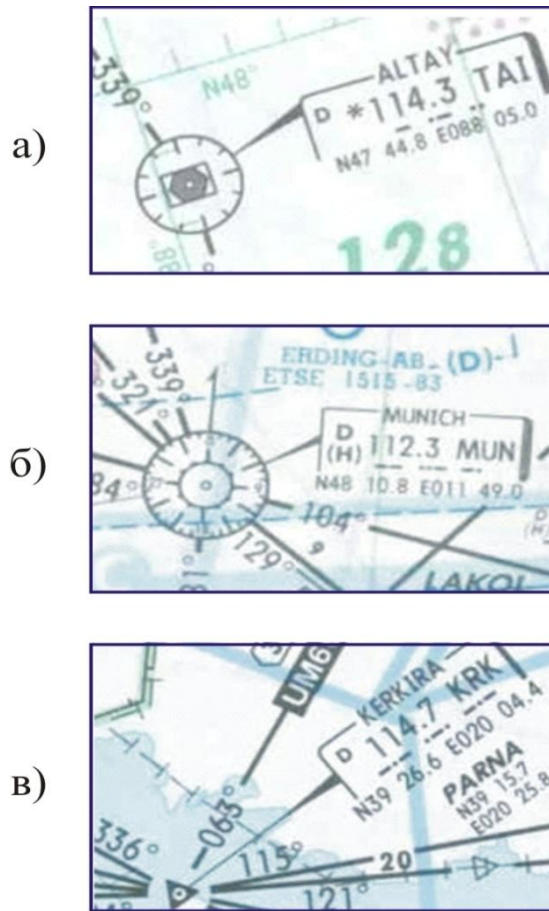


Рис. 5.4. Информация о *VOR* на маршрутных картах

VOR является одним из самых давно используемых навигационных средств. За годы эксплуатации конструкция маяков неоднократно совершенствовалась, их выпускают разные фирмы, поэтому выглядеть могут совершенно по-разному (рис. 5.5–5.8). Выпускается такое оборудование и в России. В документах аэронавигационной информации они могут обозначаться как *VOR*, хотя официально имеют другие названия, присвоенные их производителями (например, «радиомаяк азимутальный»).



Рис. 5.5. Радиомаяк азимутальный РМА-90 (Россия)



Рис. 5.6. Радиомаяк азимутальный доплеровский *DVOR*-2000 (Россия)



Рис. 5.7. VOR, совмещенный с DME



Рис. 5.8. Доплеровский VOR, совмещенный с TACAN

За рубежом маяки классифицируются в зависимости от объема воздушного пространства, в котором предполагается их применение. Поскольку маяки работают в УКВ-диапазоне, то в принципе *максимальная дальность* их действия определяется дальностью прямой видимости (см. разд. 2.6) и зависит от высоты полета. Но если радиомаяк будет использоваться лишь в ограниченном районе (например, в районе аэродрома), то он может работать на пониженной мощности, что, естественно, повлияет на дальность уверенного приема сигнала.

- Радиомаяки класса *T* — *Terminal* (в данном случае это можно перевести как «аэродромные») предназначены для навигации в районе аэродрома и должны обеспечивать получение навигационной информации на высотах от 300 до примерно 4000 м на удалении не менее 25 морских миль (примерно 46 км).
- Радиомаяки класса *L* — *Low Altitude* (малых высот) должны обеспечивать прием сигнала от них на высотах от 300 м до 18 000 футов (около 5500 м) на удалении до 40 морских миль (74 км).
- Радиомаяки класса *H* — *High Altitude* (больших высот) должны обеспечивать прием сигнала на высотах (рис. 5.9):
 - от 300 м до 14500 футов (примерно 4400 м) до удаления 40 морских миль (74 км);
 - от 14 500 футов до 60 000 футов (около 18 300 м) – на удалении до 100 морских миль (185км);
 - от 18 000 футов до 45 000 футов (около 13700 метров) до удаления 130 морских миль (240 км).

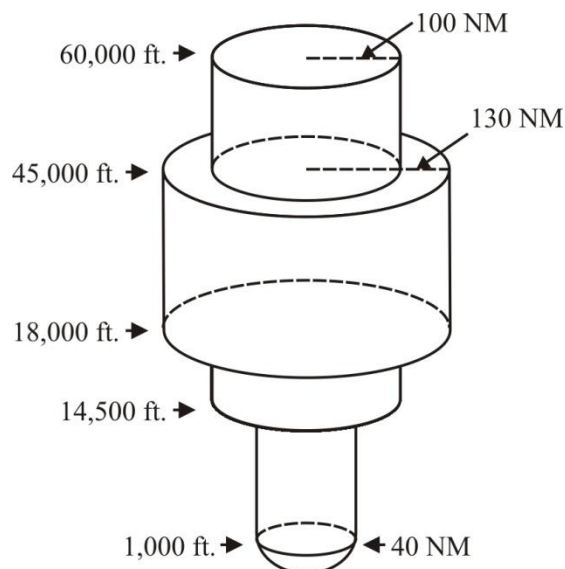


Рис. 5.9. Объем воздушного пространства, в котором радиомаяк *VOR* должен обеспечивать получение информации

Указанные значения задают так называемый *рабочий объем воздушного пространства (service volume)*, в котором гарантируется уверенный прием сигналов именно того радиомаяка, на который настроился пилот. Может вызвать недоумение тот факт, что в соответствии с приведенными цифрами и рис. 5.9 дальность на высотах выше 45 000 фт меньше, чем ниже этой высоты (100 морских миль вместо 130). Ведь, казалось бы, чем больше высота, тем больше должна быть дальность.

Но указанные дальности — это вовсе не максимальные дальности, на которых возможен прием сигнала. Как правило, сигнал можно принимать и на *больших* удалениях. Эти дальности, кроме обеспечения приема сигнала, гарантируют, что, находясь в их пределах, ВС не попадет в зону действия *другого* радиомаяка, работающего на такой же или близкой частоте. Именно потому, что с высотой реальная дальность действия возрастает, на *больших* высотах (выше 45 000 фт) может оказаться, что ВС находится в зоне действия двух радиомаяков. И если их частоты близки, то на какой из них окажется настроенным бортовое оборудование, неизвестно. Вот почему установленная дальность 100 миль (для больших высот) просто гарантирует, что на меньших удалениях такого не произойдет.

Радиомаяки непрерывно совершенствуются. *PVOR (Precision VOR)* является дальнейшим развитием системы. Он имеет диаграмму направленности в виде нескольких лепестков. Для устранения вызванной этим неоднозначности используются два канала измерения пеленга: грубый и точный. *PVOR* обеспечивает более точное и менее подверженное помехам измерение пеленга.

DVOR (Doppler VOR — доплеровские VOR) являются более точными, но и более сложными. В таких радиомаяках опорный сигнал имеет амплитудную модуляцию, а переменный сигнал — частотную, то есть как раз наоборот по сравнению с обычными радиомаяками. Это способствует уменьшению помех, например, от местных предметов вблизи радиомаяка.

Эффект вращения диаграммы направленности создается электронным путем многочисленными неподвижными антеннами, расположенными по окружности диаметром 13,4 м (см. рис. 5.6). При таком диаметре и вращении со скоростью 30 оборотов в секунду *линейная* скорость вращения диаграммы (1264 м/с) превышает скорость звука. Из-за этой линейной скорости с точки зрения наблюдателя, находящегося в стороне от радиомаяка, получается доплеровский сдвиг частоты. Напомним, что *эффект Доплера* заключается в том, что при приближении источника излучения к наблюдателю воспринимаемая частота больше фактически излучаемой; при удалении — наоборот.

Антенна, излучающая опорный сигнал, несколько смещена от центра вращения диаграммы переменного сигнала. Именно ее расположение является точкой начала отсчета пеленга. Из-за смещения антенны переменного сигнала его доплеровский сдвиг будет зависеть от направления излучения, отсчитываемого от антенны опорного сигнала. Принимая на борту оба сигнала, можно более точно измерить пеленг.

Несмотря на разнообразие видов радиомаяков, *бортовое оборудование может работать с любым из них*. Пилот может и не знать, с маяком какого вида он сейчас работает.

Разработаны и еще более совершенные *PDVOR (Precision Doppler VOR)*, но для работы с ними используются другие приемники.

Навигационный параметр, измеряемый VOR

Как следует из описанного принципа работы данной навигационной системы, бортовое оборудование путем измерения разности фаз опорного и переменного сигналов определяет *пеленг самолета относительно меридиана, проходящего через радиомаяк*. Какого именно меридиана? В подавляющем большинстве случаев радиомаяки ориентируются так, что нулевое значение пеленга совпадает с северным направлением магнитного меридиана радиомаяка. Поэтому *с помощью VOR непосредственно*

измеряется магнитный пеленг самолета (МПС) относительно меридиана радиомаяка. Так мы далее и будем считать в данном учебном пособии.

На самом деле в полярных районах (например, на севере Канады) радиомаяки ориентируют по истинному меридиану, поскольку магнитное склонение там велико и достаточно быстро меняется. В таких случаях об этом обязательно указывается на полетной карте. Так, на рис. 5.10 указано «*VOR/DME Oriented True North*» (*VOR/DME* ориентирован на истинный север). Соответственно и заданный путевой угол от этого радиомаяка указан истинный, что обозначено буквой *T* (указано $214^{\circ}T$).

Применительно к использованию *VOR* магнитный пеленг самолета получил и другое широко употребляемое название — *радиал (radial)*. По сути, радиал — это и есть магнитный пеленг самолета от радиомаяка, просто другое, более короткое название. Радиалы выражают целым числом (доли градуса не используют) и обозначают либо так же, как пеленги, например 128° , либо как R-128 (в этом случае значок градусов не указывают). Можно считать, что от радиомаяка исходят 360 направлений (радиалов) во все стороны (рис. 5.11).

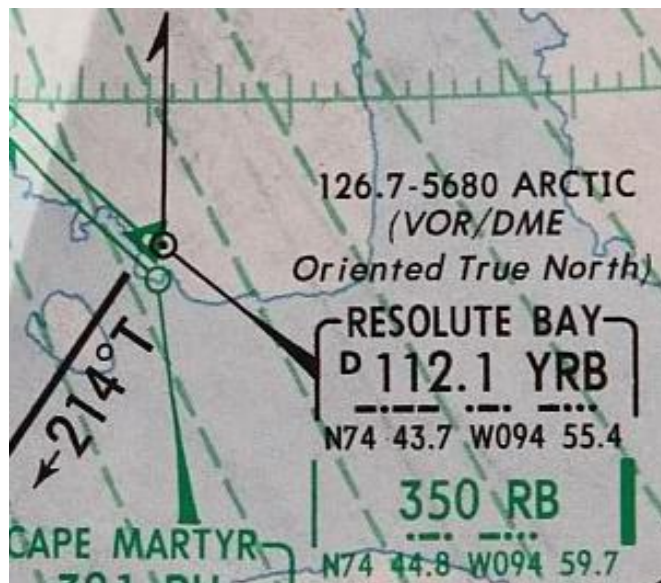


Рис. 5.10. *VOR* в полярном районе

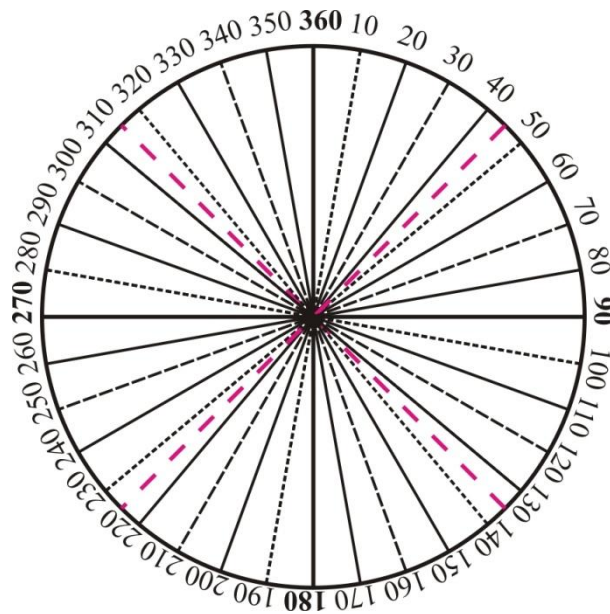


Рис. 5.11. Радиалы (пеленги)

Важно помнить, что радиал — это всегда направление *от* радиомаяка. Использовать этот термин применительно к направлению *на* маяк (то есть к МПР) нельзя.

Таким образом, можно сказать, что с помощью *VOR* непосредственно измеряется текущее значение радиала ВС.

Точность измерения пеленга (радиала) зависит от погрешностей как наземного, так и бортового оборудования. Суммарная погрешность *измерения* пеленга обычных радиомаяков характеризуется средней квадратической погрешностью (СКП) $\sigma_{\text{П}}=1,6\dots 2,1^\circ$. Для *PVOR* и *DVOR* это значение меньше — 1° и менее.

Приведенные значения характеризуют точность *измерения* пеленга. Но если *VOR* используется для *выдерживания* ЛЗП, то необходимо также учитывать так называемую *погрешность пилотирования FTE* (Flight Technical Error). Ведь даже если бы пеленг измерялся абсолютно точно, самолет не смог бы пролететь по ЛЗП как по струнке. Даже автомобиль по дороге едет не абсолютно по прямой, а несколько колеблется относительно нее. Применительно к полету по *VOR* погрешность пилотирования принято

характеризовать *средней квадратической погрешностью* $1,25^\circ$. Эта величина суммируется с погрешностью измерения, но не арифметически, а так, как это следует делать применительно к случайным величинам (квадратный корень из суммы квадратов двух СКП).

Если таким образом получить суммарное значение СКП, то оно будет соответствовать вероятности 0,68 (см. разд. 2.5). На практике чаще используют значение погрешности, соответствующее вероятности 0,95, то есть удвоенную СКП. Поэтому в документах ИКАО и в другой технической литературе указывается, что с помощью обычных *VOR* обеспечивается выдерживание ЛЗП (при полете *на* или *от VOR*) с погрешностью 5° . Это означает, что в среднем в 95 случаях из 100 самолет будет находиться в пределах $\pm 5^\circ$ от ЛЗП.

На маршрутных и аэродромных картах могут быть указаны радиалы нужных точек на ЛЗП, чтобы можно было проконтролировать моменты пролета этих точек. Так, на рис. 5.12 пролет пункта необязательного донесения *MIXAT* можно проконтролировать по достижению радиала *R-127* от *VOR* с позывным *CZE* (частота 114,5) или с помощью радиала *R-297* от *VOR* с позывным *JED* (частота 115,6). Сами радиомаяки находятся за пределами рисунка (а могут находиться и за пределами листа карты).

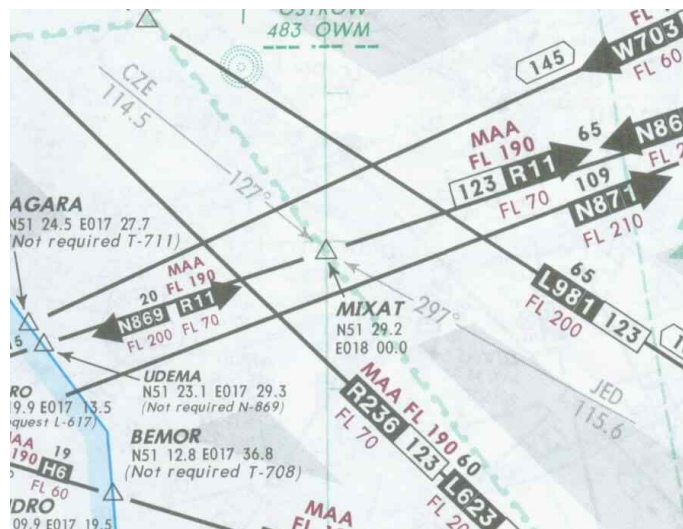


Рис. 5.12. Радиалы пункта MIXAT

С помощью опубликованного на карте радиала может быть задано направление полета от ЛЗП, проходящей через радиомаяк. На рис. 5.13 через *VOR/DME* с позывным *SND* проходят пять участков воздушных трасс, на которых ЛЗП заданы радиалами 055° , 138° , 259° , 294° и 328° от этого радиомаяка. В принципе, перечисленные значения можно считать и заданными магнитными путевыми углами этих участков трасс (ЗМПУ). Ведь ЗМПУ отсчитываются от магнитного меридиана начального ППМ участка, а в этом ППМ как раз и находится *VOR*, от магнитного меридиана которого отсчитываются радиалы.

Некоторое различие между радиалом и ЗМПУ все же имеется (точнее, может иметься). Действительно, *VOR* ориентируют по магнитному меридиану пункта, в котором он расположен (например, ППМ), и тогда радиал и ЗМПУ совпадают. Но ведь магнитное склонение со временем меняется, хотя и медленно. Северное направление магнитного меридиана через два-три года станет другим, а радиомаяк останется ориентированным,

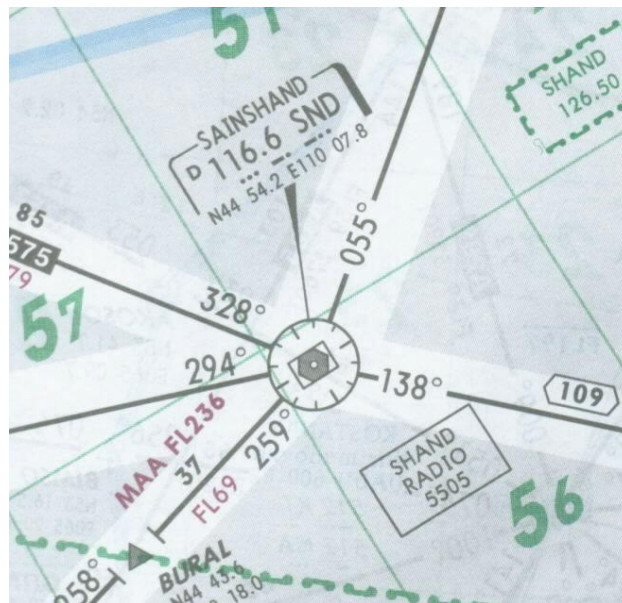


Рис. 5.13. Радиалы, задающие ЛЗП

как и прежде. Вот почему для выдерживания ЛЗП по-прежнему необходимо выдерживать все тот же опубликованный когда-то на карте радиал. Но он уже не будет совпадать с ЗМПУ. Ведь ЗМПУ, так же как и измеряемый компасом магнитный курс, отсчитываются от *фактического* направления магнитного меридиана (вектора напряженности магнитного поля Земли), которое уже изменилось.

Для каждого радиомаяка *VOR* публикуется значение угла между северным направлением *истинного* меридиана и направлением нулевого радиала. По-английски эта величина называется *declination*. На русском языке она общепринятого названия пока не имеет, но иногда называется *склонением станции*. Теоретически она должна совпадать с магнитным склонением, но по описанным выше причинам может со временем от него и отличаться.

По правилам, принятым в США, если *declination* отличается от магнитного склонения более чем на 2° , то радиомаяк необходимо заново выставить по магнитному меридиану. Но на практике (видимо, по финансовым соображениям) это делается не всегда, и иногда эта разница достигает $4\text{--}5^\circ$.

На современных ВС для каждого радиомаяка величина *declination* хранится в бортовых базах аэронавигационных данных и учитывается при автоматизированной навигации.

5.2. Применение *VOR*

Бортовое оборудование

Бортовое оборудование для работы с радиомаяками *VOR* выпускается на протяжении десятилетий самыми разными фирмами и может выглядеть по-разному. На многих отечественных ВС устанавливается бортовое оборудование Курс-МП разных модификаций. На более современных ВС, а

также на ВС зарубежного производства может использоваться оборудование другого вида и с другим названием, но предназначенное для этих же целей.

Если говорить о той части бортового оборудования, с которой непосредственно работает пилот, то, конечно, оно должно включать в себя как минимум пульт для установки частоты радиомаяка и индикатор для отсчета измеренного навигационного параметра. В качестве такого индикатора наиболее часто используется радиоманитный индикатор (РМИ), который был рассмотрен при описании радиокompасной системы (разд. 3.9). Дело в том, что стрелки РМИ могут показывать не только информацию, полученную от АРК, настроенных на приводные радиостанции, но и от бортового оборудования *VOR*. Для этого на РМИ для каждой из двух стрелок имеется переключатель *АРК-VOR* (за рубежом *ADF-VOR*). В зависимости от положения переключателя на стрелки подается информация либо от АРК, либо от бортового оборудования *VOR* (рис. 5.14), при этом появляется соответствующая надпись.

Информация, отсчитываемая по РМИ, одинакова как при работе с АРК, так и при работе с *VOR*. Можно отсчитать:

- МК — напротив треугольного индекса;
- КУР — напротив острого конца стрелки по внешней шкале;
- МПР — напротив острого конца стрелки по внутренней шкале;
- МПС — напротив тупого конца стрелки по внутренней шкале.

Но некоторая разница все же имеется.

При работе с АРК магнитный курс (от текущего меридиана) механически складывается с КУР и получается МПР тоже от текущего меридиана. Индицируемый МПС (напротив тупого конца стрелки) отличается от МПР ровно на 180° , следовательно, получается тоже отсчитанным от меридиана самолета.

При работе с *VOR* процесс получения этих же данных идет как бы в противоположном направлении. Непосредственно измеряется МПС от



Рис. 5.14. Радиоманнитный индикатор

меридиана радиомаяка (отсчитывается напротив тупого конца стрелки). Следовательно, МПР (напротив острого конца) тоже отсчитывается от меридиана радиомаяка (отличается от МПС ровно на 180°). Но ведь МК по-прежнему измеряется от текущего меридиана МС. Следовательно, когда из МПР механически вычитается МК, то полученный КУР оказывается неточным, так как МПР и МК отсчитаны от разных меридианов.

Разумеется, на небольших удалениях от радиомаяка с учетом невысокой точности измерения МПС и МК погрешностью определения КУР можно пренебречь, тем более что сам КУР в этом случае не очень-то и нужен.

Решение навигационных задач с помощью VOR

Поскольку при работе с VOR по РМИ отсчитываются практически те же параметры, что и при работе с АРК, с их помощью можно решать одни и те же навигационные задачи.

Для определения МС по пеленгам двух радиомаяков *VOR* необходимо (как и при определении по АРК) проложить на карте две ЛРПС в направлениях ИПС от этих радиомаяков. Но рассчитать эти ИПС гораздо проще, чем при использовании АРК. Ведь на РМИ уже индицируются МПС, отсчитанные *от меридианов этих радиомаяков*. Только они магнитные, а на карте нужно проложить истинные. Следовательно, нужно к ним просто прибавить *магнитные склонения в точках расположения этих радиомаяков*:

$$\text{ИПС} = \text{МПС} + \Delta\text{М}.$$

Магнитное склонение в точке расположения маяка всегда известно, а угол схождения и вовсе учитывать не нужно. Ведь здесь не возникает необходимости перехода от одного меридиана к другому, как это было для АРК. МПС измерен от меридиана маяка, и ЛРПС нужно прокладывать тоже от меридиана радиомаяка. А на каком меридиане находится ВС, не имеет значения.

С помощью *VOR* также проще выполнять контроль пути по дальности. Достаточно рассчитать ИПС и проложить на карте от бокового радиомаяка ЛРПС до пересечения ее с ЛЗП. После этого можно просто измерить пройденное и оставшееся расстояния.

Если радиомаяк *VOR* расположен на ЛЗП впереди или сзади, при полете *на* или *от* радиомаяка удобно выполнять контроль пути по направлению. МПР и МПС рассчитывать не нужно, поскольку они уже индицируются на РМИ. Единственное, о чем необходимо помнить: и МПР, и МПС на РМИ отсчитаны от меридиана радиомаяка, следовательно, и сравнивать их нужно с *ЗМПУ, отсчитанным также от меридиана радиомаяка*. Все остальное аналогично использованию радиокompасной системы (МПР больше ЗМПУ — ВС слева, МПС больше ЗМПУ — ВС справа и т. п.)

Автоматизированное выполнение полета по ЛЗП

На всех ВС, имеющих бортовое оборудование для работы с радиомаяками *VOR*, имеется возможность автоматизировать определение отклонения от ЛЗП при полете *на* или *от* радиомаяка. Это означает, что пилоту нет необходимости каждый раз отсчитывать с индикатора показания пеленга, чтобы сравнить их с заданным путевым углом. Прибор сам покажет сторону и величину отклонения.

На ВС зарубежного производства соответствующий режим работы оборудования обозначается *OBS* (*Omni bearing selector*). Используется специальный индикатор *CDI* (*Course Deviation Indicator* — индикатор отклонения от заданного путевого угла), рис. 5.15.

С помощью кремальеры «*OBS*» пилот вращает шкалу *CDI* и устанавливает напротив треугольного индекса значение ЗМПУ линии заданного пути, проходящей через радиомаяк. Бортовое оборудование само определяет, выполняется полет *на* радиомаяк или *от* него, сравнивая направление на самолет с установленным путевым углом.

Если измеренный текущий радиал ВС (направление на ВС *от* радиомаяка) направлен примерно в ту же сторону, что и установленный



Рис. 5.15. Course deviation indicator

ЗМПУ (находится от него в секторе $\pm 90^\circ$), то предполагается, что полет выполняется *от* маяка и загорается надпись «FR» (*from — от*). В противном случае, когда направление на самолет противоположно установленному ЗМПУ (то есть лежит в секторе $\pm 90^\circ$ от $\text{ЗМПУ} \pm 180^\circ$), то загорается надпись «TO» (*на*), рис. 5.16.

Следует подчеркнуть, что бортовое оборудование не может определить, в какую сторону на самом деле *летит* самолет. Оно только определяет, в каком направлении *находится* самолет: в том же, что и установленный путевой угол, или в противоположном. Например, если установлено значение $\text{ЗМПУ} = 50^\circ$, а направление на самолет (радиал) 60° , то будет гореть надпись «От» («FR») независимо от того, летит ВС от радиомаяка или развернулось и летит уже на маяк.

Для определения величины уклонения фактическое значение радиала сравнивается с тем его значением, при котором ВС находилось бы на ЛЗП (при полете *от* маяка этот радиал равен установленному ЗМПУ, а при полете *на* маяк $\text{ЗМПУ} \pm 180^\circ$). Напряжение, пропорциональное разности заданного и фактического радиалов, поступает на *CDI* и вызывает отклонение вертикальной планки от центра прибора вправо или влево (рис. 5.17 и 5.18).

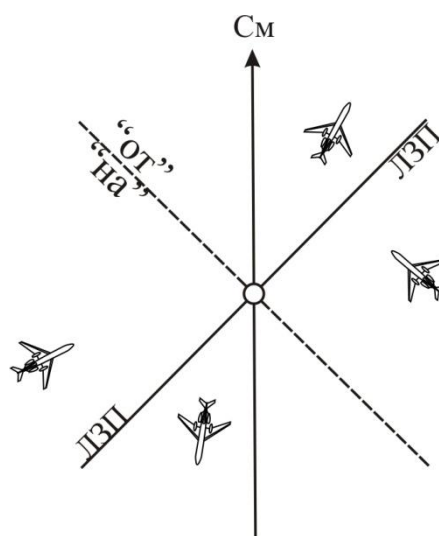


Рис. 5.16. Формирование сигналов *от* или *на*

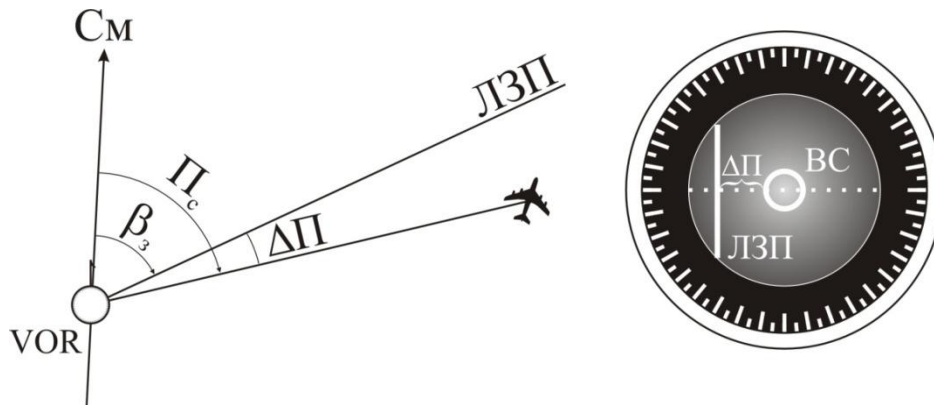


Рис. 5.17. Полет от радиомаяка

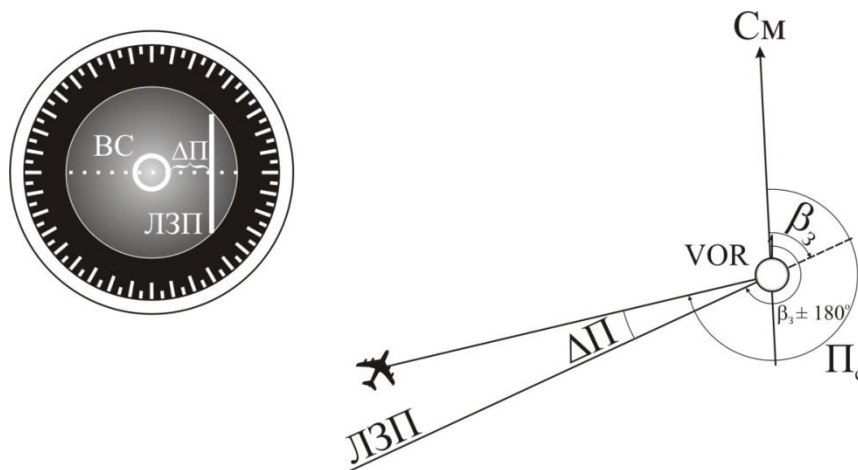


Рис. 5.18. Полет на радиомаяк

Показания этого индикатора можно интерпретировать следующим образом. Кругок в центре прибора — это ВС. Вертикальная планка — ЛЗП. Если планка находится в левой части прибора (как на рис. 5.17), то ЛЗП находится слева от самолета, следовательно, самолет уклонился вправо от ЛЗП. Пилот должен уменьшить курс, довернув влево, и по мере приближения к ЛЗП планка будет приближаться к центру прибора. Таким образом, для следования по ЛЗП необходимо стремиться выдерживать вертикальную планку в центре.

Следует подчеркнуть, что величина отклонения планки соответствует не *линейному* (выраженному в километрах), а *угловому* отклонению самолета (в градусах), то есть при полете *от* маяка соответствует БУ, а *на* маяк — ДП. На зарубежных ВС максимальное отклонение планки соответствует величине БУ (ДП) 10° , следовательно, расстояние между двумя смежными точками на приборе соответствует 2° . Зная угловую величину отклонения и расстояние до маяка, можно рассчитать и ЛБУ. Впрочем, величину БУ или ДП легко определить и отсчитав пеленг по РМИ, без использования *CDI*.

На многих ВС отечественного производства для работы с радиомаяками *VOR* используется бортовое оборудование КУРС-МП (например, КУРС-МП-2, КУРС-МП-70). Оно имеет двойное назначение. При заходе на посадку оно работает с радиомаячными системами посадки (*ILS*, СП). Применение его для этих целей будет рассмотрено в другой части данного учебного пособия. Но это же оборудование может быть использовано для выполнения полета *на* или *от* радиомаяка *VOR*. Принцип его работы в этом случае аналогичен рассмотренному режиму *OBS*, но с некоторыми особенностями.

ЗМПУ устанавливается на отдельном пульте, называемом «Селектор курса» (рис. 5.19). Это название, присвоенное разработчиками оборудования, является неправильным, поскольку на селекторе с помощью кремальеры устанавливается не курс, а путевой угол (*course*). Переключатель в центре этого пульта должен обычно находиться в нижнем положении. В этом случае загораются табло «От» или «На» в зависимости от соотношения установленного ЗМПУ и текущего радиала, аналогично тому, как в режиме *OBS* на зарубежных ВС. Но здесь имеется и дополнительная возможность.



Рис. 5.19. Селектор курса в оборудовании Курс-МП

Допустим, ВС выполняло полет *от* радиомаяка и вертикальная планка правильно показывала сторону уклонения от ЛЗП (вправо или влево). Если ВС развернется в обратную сторону и будет выполнять полет *на* радиомаяк, для него «право» и «лево» поменяются местами, то есть, если самолет находился справа, то после разворота в обратную сторону он будет слева. Но бортовое оборудование КУРС-МП не знает, в какую сторону на самом деле летит ВС, и по-прежнему будет считать, что выполняется полет *от* радиомаяка, поэтому планка будет показывать *сторону* уклонения как и раньше, то есть ровно наоборот по сравнению с фактическим уклонением. Но абсолютная угловая величина уклонения будет индицироваться правильно. Для правильной индикации стороны уклонения следовало бы изменить установленный ЗМПУ на 180°. Но в КУРС-МП можно в такой ситуации поступить проще: поставить переключатель в верхнее положение. При этом загорится табло «На» и индикация станет правильной.

При использовании CDI, да и вообще VOR и других РНС необходимо учитывать, от какого именно меридиана отсчитывается ЗПУ, а от какого — пеленг.

Предположим, пилот хочет выполнить полет с использованием *CDI* от пункта САНУЛ на *VOR* КОТЛАС (рис. 5.20).



Рис. 5.20. Определение ЗМПУ для установки на *OBS*

Для этого на *OBS* необходимо установить ЗМПУ. Первое, что приходит в голову, — установить ЗМПУ=62, поскольку именно это значение указано в начале участка маршрута. Но это неверно, поскольку данное значение ЗМПУ отсчитано от меридиана, проходящего через САНУЛ. А для правильной работы системы необходимо, чтобы ЗМПУ отсчитывался от того же меридиана, от которого измеряется пеленг, то есть от магнитного меридиана Котласа.

Разумеется, можно «перевести» ЗМПУ от меридиана САНУЛ к меридиану Котласа, используя, например, мнемоническое правило (для этого к значению 62 нужно прибавить магнитное склонение в САНУЛ, затем прибавить модуль угла схождения меридианов и вычесть магнитное склонение в Котласе). Но в данном случае в таком расчете нет необходимости. Ведь на карте указан и обратный путевой угол (из Котласа в САНУЛ), равный 244. А этот ЗМПУ как раз и отсчитан от магнитного меридиана Котласа, который нам нужен. Правда, это ЗМПУ «обратно», а нам нужно «туда». Но направления «туда» и «обратно», если они отсчитаны от одного и того же меридиана, различаются ровно на 180° , поэтому для полета

на Котлас на *OBS* нужно установить 64 (то есть 244-180). Это и будет направление нашей ЛЗП, отсчитанное от магнитного меридиана Котласа. После его установки на *CDI* появится флажок «На» и планка будет показывать, с какой стороны находится заданная нами ЛЗП.

Если после пролета Котласа необходимо лететь и дальше на восток по той же трассе P30, то необходимо просто установить ЗМПУ=38, указанный на карте. Ведь это и есть путевой угол от меридиана ППМ Котлас, где и установлен радиомаяк. После пролета радиомаяка загорится надпись «От».

Если не учитывать, от какого меридиана что отсчитывается, то трудно обеспечить точную навигацию. Иногда приходится слышать от пилотов, что, мол, при полете *от VOR* лечу точно по ЛЗП, а когда настраиваюсь *на VOR*, расположенный впереди, получается, что самолет якобы уклонился. При этом пилоты грешат на погрешности наземного оборудования: мол, радиомаяк неправильно установлен. Что ж, иногда бывает и так. Но чаще причина в том, что пилот использовал значение ЗМПУ не от того меридиана, от которого нужно.

С помощью *CDI* можно выполнить вписывание (*interception*) в новую ЛЗП. Предположим, что по каким-то причинам после пролета САНУЛ поступило указание диспетчера сойти со своей трассы, вписаться в трассу P22 (на участок ПАНУС- Котлас) и дальше следовать на Котлас уже по ней.

Для этого пилот устанавливает для новой ЛЗП ЗМПУ=48 (подумайте, почему), и планка на *CDI* уйдет далеко вправо: ведь самолет пока находится на прежней трассе и оказался далеко слева от новой ЛЗП. Затем пилот выполняет разворот вправо, чтобы с выбранным углом выхода (например, 40-50) выйти на новую трассу P22. По мере приближения к ней вертикальная планка будет смещаться к центру прибора (ЛБУ уменьшается), и пилот может плавно вписаться в новую ЛЗП.

Такого рода процедуры приходится часто выполнять при полете по аэродромным схемам.

Кстати, не следует путать слова *interception* («вписывание») и *intersection* («пересечение», «перекресток»). Словом *intersection* обозначают точки на маршруте, которые заданы путем пересечения ЛЗП с ЛРПС (линией пеленга или радиала). Такой точкой является, например, пункт МАТІХ на рис. 5.12).

Индикатор горизонтальной обстановки

Более удобным, чем *CDI*, является другой вид индикаторов — индикатор горизонтальной обстановки *Horizontal Situation Indicator (HSI)*. На нем индицируется не только отклонение от ЛЗП, полученное с помощью *VOR*, но и магнитный курс. Индикатор может использоваться не только при полете по маршруту, но и при заходе на посадку по системе *ILS*. В этом случае он будет показывать отклонение от заданной траектории не только в горизонтальной, но и в вертикальной плоскости. Навигация при заходе на посадку будет рассмотрена в другой части данного учебного пособия.

На рис. 5.21 изображены основные элементы *HSI*.

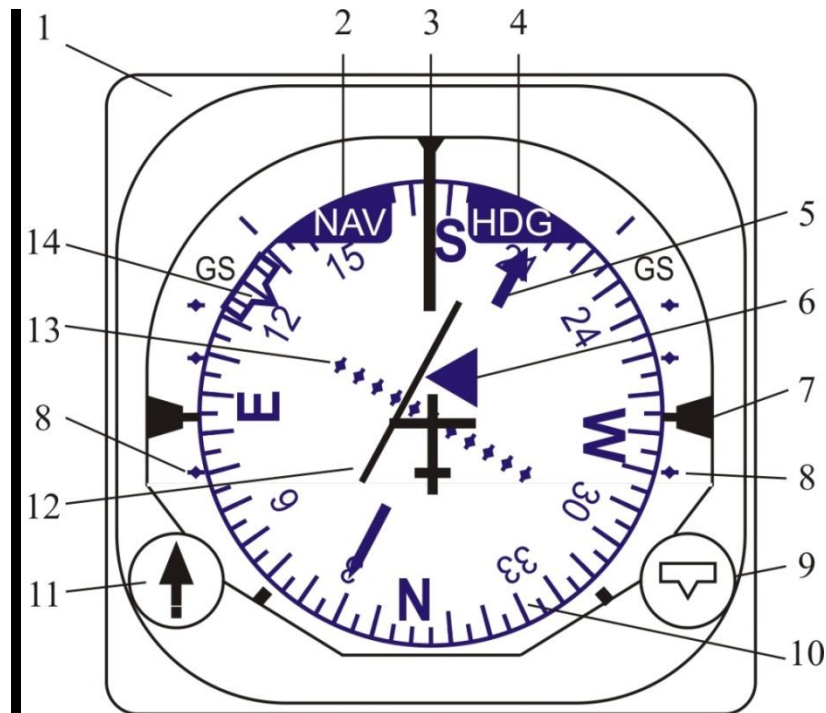


Рис. 5.21. Общий вид индикатора навигационной обстановки

Рассмотрим основные элементы данного прибора.

1 — корпус индикатора *HSI*;

2 — *NAV FLAG*: «флажок», который появляется в случае, если сигнал от *VOR* (или от *ILS* при заходе на посадку) отсутствует;

3 — *LUBBER LINE*: играет роль треугольного индекса, напротив которого отсчитывается магнитный курс на шкале (кстати, в центре прибора изображен силуэт самолета, продольная ось которого как раз направлена по этому индексу);

4 — *HEADING WARNING FLAG*: «флажок», появляющийся в случае, когда показаниям курса верить нельзя;

5 — *COURSE BEARING POINTER*: показывает ЗМПУ (или посадочный путевой угол, задаваемый *ILS*), установленный пилотом с помощью кремальеры 11;

6 — *TO/FROM INDICATOR FLAG*: показывает, *на* или *от* *VOR* выполняется полет;

7 — *DUAL GLIDE SLOPE POINTER*: указатель отклонения от глиссады (траектории снижения) при заходе на посадку; когда информация об отклонении от глиссады отсутствует, этот указатель исчезает;

8 — *GLIDE SLOPE SCALES*: шкала отклонений от глиссады;

9 — *HEADING SELECTOR KNOB*: кремальера установки заданного курса (аналогичен курсозадатчику в УГР); заданный курс устанавливается на шкале 10 указателем 14;

10 — *COMPASS CARD*: вращающаяся шкала, на которой отсчитывается курс;

11 — *COURSE SELECTOR KNOB*: кремальера установки ЗМПУ (его показывает указатель 5);

12 — *COURSE DEVIATION BAR*: планка, показывающая угловое отклонение от ЛЗП (аналогично *CDI*);

13 — COURSE DEVIATION SCALE: шкала боковых отклонений; при использовании *VOR* диапазон отклонений $\pm 10^\circ$, при заходе по *ILS* $=\pm 2,5^\circ$;

14 — HEADING BUG: указатель заданного курса, который устанавливается пилотом с помощью кремальеры 9.

При развороте ВС шкала прибора вращается, как и у РМИ, что позволяет отсчитать текущий курс. Кремальерой 9 можно установить желаемое значение курса и развернуть ВС так, чтобы совпали указатель текущего курса 3 и указатель 14, играющий ту же роль, что и курсозадатчик в УГР.

Если ВС находится в зоне действия радиомаяка *VOR*, то кремальерой 11 можно установить указатель 5 на ЗМПУ, с которым нужно лететь *на* радиомаяк или *от* него. Бортовое оборудование автоматически определит, *на* или *от* радиомаяка выполняется полет. Это будет отображено флажком 6.

Если ВС находится на ЛЗП, то планка отклонений 12 составит одно целое с указателем 5 и будет изображать ЛЗП, на которой и находится силуэт самолета в центре прибора. При уклонении ВС от ЛЗП планка 12 (средняя часть этой ЛЗП) будет отклоняться вправо или влево.

Так, на рис. 5.21 можно видеть, что текущий МК=175, установлен ЗМПУ=205, полет выполняется *на* радиомаяк, ВС находится справа от ЛЗП, но приближается к ней (ведь курс больше ЗМПУ, да и так наглядно видно, что нос силуэта самолета направлен в сторону ЛЗП). Указатель заданного курса установлен на значение 120.

HSI, выпускаемые разными фирмами и устанавливаемые на различных типах ВС, могут отличаться друг от друга. На них может выводиться и дополнительная информация от других датчиков (удаление до радиомаяка *DME*, путевая скорость, стрелка МПР и МПС аналогично РМИ и пр.), а отклонение может определяться не только по *VOR*, но и с помощью спутниковой навигационной системы. Некоторые из таких индикаторов показаны на рис. 5.22.



Рис. 5.22. Индикаторы горизонтальной обстановки

На ВС со «стеклянной кабиной», где информация отображается не электромеханическими приборами, а на дисплеях системы отображения информации, пилот сам может выбирать, что именно и в каком виде будет отображаться на дисплеях. Одним из вариантов является синтезированное бортовым компьютером изображение, аналогичное *HSI*. Это обеспечивает пилоту такой вид информации, к которому он привык на ВС с электромеханическими приборами. Такое изображение *HSI* можно видеть в нижней части рис. 5.23, на котором приведен многофункциональный индикатор *Garmin 1000*, устанавливаемый, в частности, на самолетах *Cessna-172*, *DA-40*, *DA-42*.

Предполетная проверка VOR

Для предполетной проверки правильности работы бортового оборудования на аэродроме могут быть установлены специальные точки (*VOR Ground Checkpoints*), обозначенные на рулежной дорожке или перроне, для которых в сборниках аэронавигационной информации опубликованы значения радиалов от радиомаяков (а возможно, и дальностей от дальномерных радиомаяков). При установке ВС в такую точку пилот должен сверить радиал на РМИ с опубликованным значением.

На зарубежных аэродромах, обычно американских, могут быть установлены специальные *тестовые радиомаяки VOT (VOR test facility)*. Они предназначены не для навигации, а только для проверки оборудования,



Рис. 5.23. Синтезированное изображение *HIS* на дисплее Garmin 1000

потому что у них фазы опорного и переменного сигналов одинаковы по всем направлениям и соответствуют радиалу 360. Поэтому, настроившись на частоту *VOT* и находясь в любом месте аэродрома, пилот должен убедиться, что измеренный по РМИ радиал (показания тупого конца стрелки РМИ) составляет 360 °, а острый конец, разумеется, показывает 180 °. Расхождение не должно превышать 4 °. Такую проверку можно провести и с помощью *CDI*. Для этого кремальеру *OBS* вращают в любую сторону до тех пор, пока вертикальная планка *CDI* не установится в центр прибора. При этом на шкале должно оказаться значение 0 (если индицируется *FROM*) или 180 (если *TO*).

Глава 6. Применение дальномерных радионавигационных систем

Характеристика DME

Дальномерная радионавигационная система (ДРНС) включает в себя наземное оборудование (дальномерный радиомаяк) и бортовое оборудование (самолетный дальномер).

В международной практике такие системы называют *DME (Distance Measuring Equipment* — оборудование измерения дальности). Такое название используется и в документах аэронавигационной информации России, хотя радиомаяки, выпускаемые отечественными производителями, могут иметь совсем другое официальное название (например, РМД – радиомаяк дальномерный).

Принцип действия дальномерной системы в упрощенном виде заключается в следующем (рис. 6.1). Самолетный дальномер на борту излучает электромагнитные импульсы (радиоволны) по всем направлениям. Наземный радиомаяк принимает их и через фиксированное время задержки (50 микросекунд) излучает ответный сигнал, который принимается на борту.

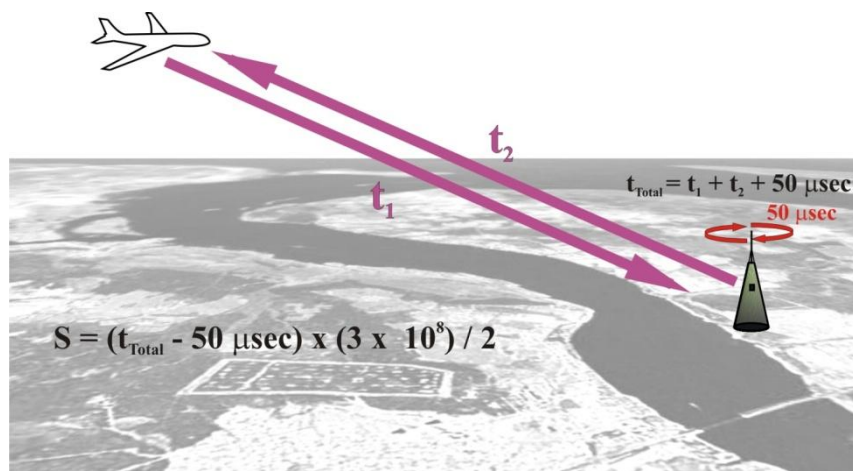


Рис. 6.1. Принцип работы дальномерных РНС

Время t между излучением импульса дальномером и приемом им же ответного импульса складывается из времени прохождения импульса «туда» (от самолета до радиомаяка), такого же времени прохождения ответного сигнала «обратно» и времени задержки. Зная скорость распространения радиоволн c , можно определить расстояние до маяка

$$L = c \frac{t - t_{\text{зад}}}{2}. \quad (6.1)$$

Поскольку радиоволны УКВ-диапазона распространяются по прямой, то L в данной формуле — это *наклонная дальность* (по прямой линии от самолета до радиомаяка).

В данном случае получается, что бортовое оборудование как бы запрашивает информацию у радиомаяка, то есть является *запросчиком* (*interrogator*), а радиомаяк отвечает ему, является *ответчиком* (*transponder*).

Это общий принцип измерения дальности, но на самом деле, конечно, все сложнее и интереснее. Дальномер излучает не одиночные, а *парные импульсы* (интервал между импульсами в паре, например 12 мкс), и радиомаяк «отвечает» только в том случае, если получил именно такой импульс. В противном случае ему пришлось бы отвечать на все случайные импульсы, которые какое-либо другое оборудование передало на этой частоте (в близком диапазоне частот функционирует, например, сотовая связь).

Все самолеты, работающие с данным радиомаяком, излучают импульсы на одной частоте, но интервал *между парами* импульсов у всех ВС разный, у каждого своя частота повторения импульсов *PRF* (*Pulse Repetition Frequency*). Ответчик радиомаяка посылает импульсы с такой же *PRF*, с какой принял сигналы от данного самолета. Это сделано для того, чтобы каждый самолет получил ответ именно на свой сигнал, а не для другого ВС.

Кроме того, радиомаяк отвечает не на той частоте, на которой он сигнал принял. Частота ответа отличается от частоты запроса на 63 МГц. Это сделано

для того, чтобы бортовой дальномер не принял по ошибке за ответный сигнал радиомаяка собственные импульсы, отраженные от каких-то объектов (гор, облаков, фюзеляжа). В противном случае могло бы получиться так, что дальномер излучил запросные импульсы, они отразились от горы, дальномер их принял и посчитал, что это ответные импульсы от радиомаяка.

При включении бортового оборудования *DME* оно вначале работает в режиме поиска и передает запросные импульсы с частотой 150 пар в секунду. Когда ответный сигнал получен (обычно через 4–5 секунд), частота следования импульсов уменьшается до 25 в секунду.

Пропускная способность наземного ответчика ограничена, он может не успевать ответить всему множеству самолетов, которые его запрашивают. Обычно радиомаяк способен обслужить одновременно 100 самолетов. Если их в зоне действия маяка находится больше, то перестают обслуживаться наиболее слабые сигналы от наиболее удаленных самолетов.

Для работы *DME* выделен диапазон частот от 960 до 1215 МГц. Это дециметровые волны (*UHF*) ультракоротковолнового диапазона, откуда следует, что они распространяются в пределах дальности прямой видимости. Поэтому к ним относится все, что говорилось ранее о максимальной дальности действия средств УКВ-диапазона.

Но оказывается, что в большинстве случаев пилоту вовсе не обязательно знать, на какой частоте работает радиомаяк *DME*. Дело в том, что по отдельности, сами по себе, такие радиомаяки устанавливаются крайне редко. В большинстве случаев они совмещены (*co-located*) с маяками *VOR* или маяками посадочной системы *ILS*. Конструктивно эти средства с *DME* могут быть никак не связаны и работают на других частотах, просто установлены в одном и том же месте. В этом случае частоты таких радиомаяков *DME* и радиомаяков *VOR* (или *ILS*) являются *спаренными*, то есть объединены в пары. Каждой частоте *VOR* соответствует своя вполне определенная частота *DME*. Опубликованы специальные таблицы соответствия частот. Например, если частота *VOR* 108,40

МГц, то частота *DME* обязательно будет 1045 МГц для запросных импульсов и 982 МГц (на 63 МГц меньше) для ответных импульсов. То же самое и для *ILS*.

Частоты *VOR* и *ILS*, о которых шла речь в предыдущих главах, пронумерованы, и эти номера названы *каналами (channel)*. Поскольку понятие канала встретится далее, в табл. 6.1 в иллюстративных целях приведена небольшая выдержка из общей таблицы частот и каналов.

Таблица 6.1

Выдержка из таблицы номеров каналов

Канал	Частота <i>VHF</i> средства, МГц	Вид <i>VHF</i> средства	Соответствующие частоты <i>DME</i> и <i>TACAN</i> , МГц	
			Запрос	Ответ
20X	108,30	<i>ILS</i>	1044	981
20Y	108,35	<i>ILS</i>	1044	1107
21X	108,40	<i>VOR</i>	1045	982
21Y	108,45	<i>VOR</i>	1045	1108
22X	108,50	<i>ILS</i>	1046	983
22Y	108,55	<i>ILS</i>	1046	1109
23X	108,60	<i>VOR</i>	1047	984
24Y	108,65	<i>VOR</i>	1047	1110

Для каналов, обозначенных *X*, частота ответа на 63 МГц меньше, чем запроса, а для каналов *Y*, наоборот, на 63 МГц больше.

Если пилот на своем бортовом оборудовании устанавливает частоту *VOR* (или *ILS*), то автоматически устанавливается и соответствующая ей частота *DME*.

Могут использоваться радиомаяки трех видов: *DME/N*, *DME/P* и *DME/W*. В подавляющем большинстве случаев приходится иметь дело с маяками *DME/N* как на трассах, так и на аэродромах, поэтому под *DME* далее и будем подразумевать именно их. Они имеют узкий спектр излучения (*N* — *narrow*, «узкий»). Маяки *DME/P* являются более точными (*P* — *precision*,

«точность»), но устанавливаются, как правило, только в составе микроволновой системы посадки *MLS (Microwave Landing System)*, которых на аэродромах мира установлено очень мало. Еще реже используются *DME/W* с широким спектром излучения (*W — wide*, «широкий»).

Бортовое оборудование, работающее с маяками *DME*, часто называют *самолетными дальномерами* (например, СД-67, СД-75). Пилоту приходится иметь дело с *индикатором* дальномера, на котором дальность отображается в виде цифр — электромеханическим способом (барабанный счетчик) или с помощью светодиодов. На рис. 6.2, слева, изображен индикатор, входящий в состав СД-67. Если значение дальности на индикаторе недостоверно (например, при потере сигнала), цифры перекрываются бленкером, как и показано на рисунке. На том же рисунке справа изображен индикатор самолетный дальности ИСД-1, который может работать в составе СД-75. На нем можно изменить единицы измерения дальности (километры или морские мили).

Значение дальности может быть выведено и на другие индикаторы, например, на *HIS*.

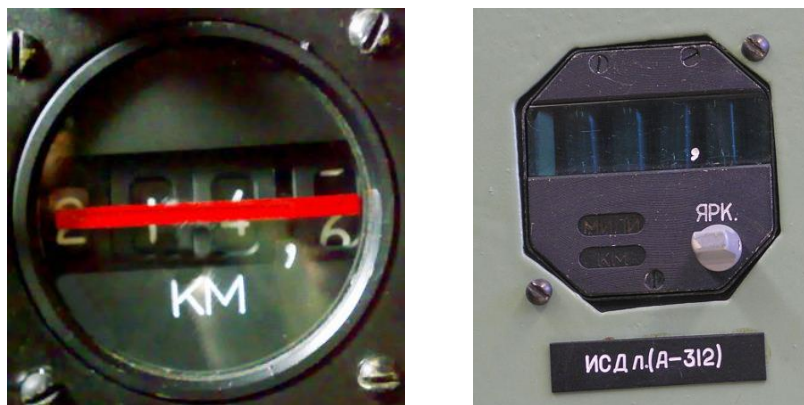


Рис. 6.2. Виды индикаторов самолетного дальномера

DME является очень точным средством. В соответствии со стандартами ИКАО суммарная погрешность измерения дальности, выраженная в метрах, должна быть не больше $\pm(460+0,0125D)$, где D — значение измеряемой дальности. Чем дальше самолет от маяка, тем больше погрешность измерения дальности. Указанная погрешность соответствует вероятности 0,95, следовательно, СКП измерения дальности вдвое меньше.

Это означает, что вблизи радиомаяка СКП имеет порядок около $\sigma D=0,3$ км, а на удалении, например, $D=300$ км, — уже около $\sigma D=2$ км. Это очень хорошая точность, которая в большинстве случаев удовлетворяет современным жестким требованиям к точности аэронавигации. У *DME/P* погрешность еще меньше (порядка 30 м).

Пересчет наклонной дальности в горизонтальную

Дальномерные системы непосредственно измеряют наклонную дальность, но для навигации чаще необходима дальность горизонтальная. Для определения МС пилот откладывает дальность на карте, то есть в горизонтальной плоскости. Очевидно, что по величине наклонная и горизонтальная дальности различаются, и если вместо горизонтальной дальности использовать наклонную (например, отложив ее на карте), то возникнет погрешность. Она носит систематический характер, поскольку при данных условиях имеет одну и ту же величину.

Разумеется, эта погрешность возникает не по вине самой дальномерной системы (она-то измеряет дальность правильно), а по вине пилота, который вместо одной величины использует другую.

С учетом сферичности Земли рассчитать горизонтальную дальность по известной наклонной можно по формуле

$$D = \sqrt{\frac{L^2 - H^2}{1 + \frac{H}{R}}}$$

где H — высота полета;

R — радиус Земли.

Можно обратить внимание, что в данной формуле величина H/R очень мала (порядка одной тысячной), следовательно, знаменатель под корнем близок к единице. Поэтому данную формулу вполне можно упростить:

$$D = \sqrt{L^2 - H^2}. \quad (6.2)$$

Очевидно, что эта формула соответствует теореме Пифагора и предполагает, что Земля плоская (рис. 6.3). Однако ею вполне можно пользоваться, учитывая, что в гражданской авиации выполняются полеты не на столь уж больших высотах, особенно по сравнению с радиусом Земли. Например, если полет выполняется на высоте $H=10$ км и измерена $L=300$ км, то по точной формуле (с учетом сферичности Земли) получим $D=299,598$ км, а по приближенной (на плоскости) $D=299,833$ км, то есть погрешность составит всего 235 м. Это сопоставимо со случайной погрешностью измерения дальности с помощью *DME*. Таким образом, учитывать сферичность Земли при расчете горизонтальной дальности не имеет особого смысла, особенно на небольших удалениях.

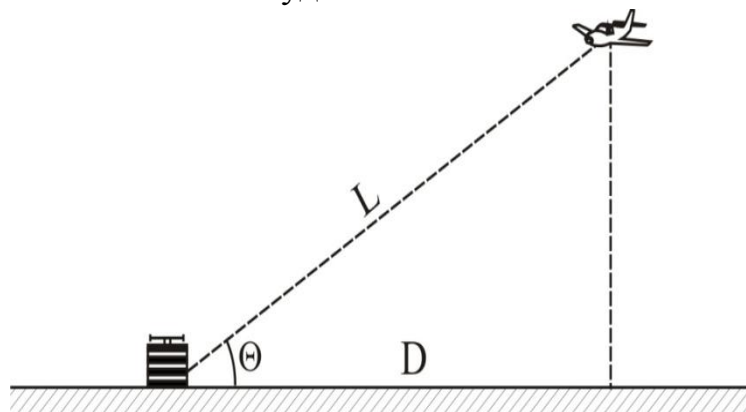


Рис. 6.3. Наклонная и горизонтальная дальности

Но можно ли вообще не пересчитывать наклонную дальность в горизонтальную? А вот это допустимо делать далеко не всегда.

Прежде всего, обратим внимание, что соотношение между L и D зависит также от высоты полета H . Если самолет находится в воздухе, то показания дальномера никогда не будут равны нулю. Даже на рисунке (см. рис. 6.3) можно видеть, что, когда ВС находится точно над радиомаяком, наклонная дальность равна высоте полета, а горизонтальная дальность — нулю. В такой ситуации имеет место самое большое различие между L и D .

Но по мере удаления от радиомаяка различие между этими величинами становится все меньше. Уменьшается разность между гипотенузой (L) и катетом (D) в прямоугольном треугольнике, вершинами которого являются радиомаяк, ВС и МС. Эта разность может стать сравнимой по величине с самой точностью измерения наклонной дальности.

На практике принято считать, что вполне допустимо не пересчитывать наклонную дальность в горизонтальную (принять $D=L$) в случае, если наклонная дальность превышает высоту полета в 5–7 раз и более, то есть

$$\frac{L}{H} > 5 \dots 7.$$

Например, если $H=10$ км, а $L=70$ км (в семь раз больше), то получим $D=69,3$ км. Наклонная дальность отличается от горизонтальной на 700 м. В большинстве случаев этой погрешностью можно пренебречь, ведь современный самолет пролетает это расстояние за 3 с.

Но если при полете на той же высоте наклонная дальность составляет всего $L=30$ км, то ей соответствует $D=28,3$ км. Погрешность в 1,7 км является уже довольно существенной, особенно при полете в районе аэродрома, где требуется более высокая точность навигации.

Пересчет наклонной дальности в горизонтальную можно выполнить непосредственно по формуле (6.2), например, с помощью калькулятора. Но при наличии НЛ-10 это удобнее сделать с использованием вспомогательного угла θ (рис. 6.3). Очевидно, что эти несложные формулы могут быть легко реализованы на НЛ-10 при помощи ключа (рис. 6.4).

$$\sin\theta = \frac{H}{L},$$

$$D = L \cos \theta.$$

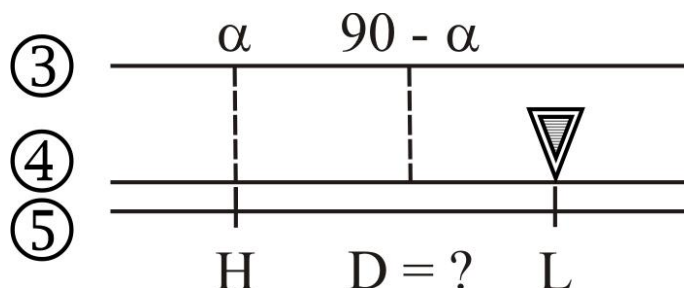


Рис. 6.4. Пересчет наклонной дальности в горизонтальную на НЛ-10

Применение DME для решения навигационных задач

При полете на радиомаяк или от него легко определить путевую скорость с использованием секундомера. Ведь пройденное расстояние равно изменению дальности, поэтому

$$W = \frac{D_2 - D_1}{t},$$

Разумеется, пройденное расстояние (разность дальностей) не должно быть слишком мало. В противном случае погрешности измерения дальностей могут привести к снижению точности определения W (см. разд. 1.4).

Некоторые виды бортового дальномерного оборудования позволяют не только измерять дальность, но и рассчитывать путевую скорость по скорости изменения дальности (рис. 6.5). А если уже известны W и расстояние до радиомаяка, нетрудно определить и время полета до него. Разумеется, скорость и время будут определены правильно только в случае, когда ВС летит *на* радиомаяк или *от* него.

Измерив две дальности до двух радиомаяков DME, можно определить место самолета на карте. Навигационному параметру дальность соответствует ЛРР, имеющая форму окружности. Построив на карте две ЛРР, можно найти МС в точке их пересечения (рис. 6.6).

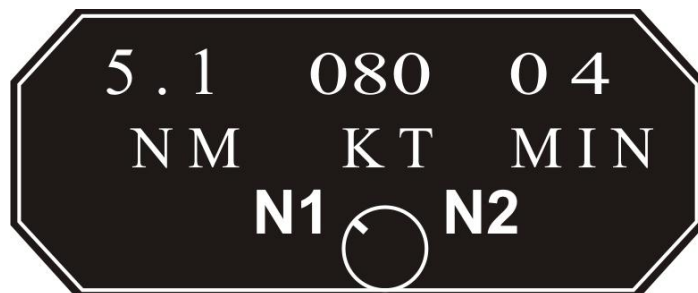


Рис. 6.5. Индикатор дальномера с показаниями дальности, скорости и времени

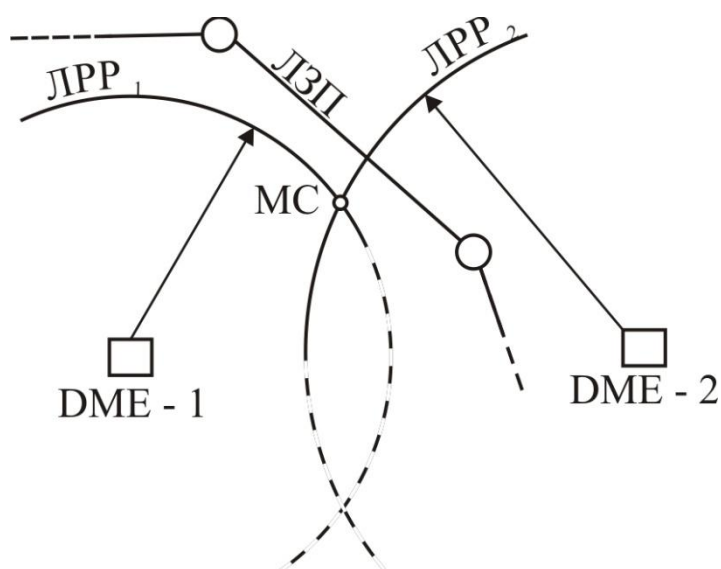


Рис. 6.6. Определение МС по двум дальностям

Две окружности, вообще говоря, пересекаются в двух точках, в каждой из которых дальности имеют измеренные значения. Возникает вопрос: в какой из этих двух точек на самом деле находится ВС? Этот вопрос приходится решать отдельно, но обычно большой проблемы здесь нет. Эти две точки чаще всего находятся достаточно далеко друг от друга. Обычно ВС летит близи заданного маршрута, и примерный район местоположения ВС известен. Если одна из точек оказалась вблизи ЛЗП, а другая — в сотне километров от нее, то пилот легко определит, где ВС находится на самом деле.

Точность определения МС таким способом на карте зависит не столько от погрешностей *измерения* дальностей (это всего лишь несколько сотен метров), сколько от погрешностей графической работы на карте при прокладке ЛРР. Действительно, при помощи линейки вряд ли возможно отложить расстояние точнее чем 0,5–1 мм. Но на полетных картах в зависимости от их масштаба одному миллиметру обычно соответствует 2–4 км.

Зависит точность и от угла пересечения двух ЛРР, имеющих вид окружностей. Нетрудно сообразить, что две окружности пересекаются под таким же углом, что и радиусы этих окружностей, исходящие из точки пересечения (это углы с взаимно перпендикулярными сторонами), поэтому при выборе радиомаяков лучше выбирать такие два из них, чтобы угол между направлениями на них был ближе к 90 °.

Таким образом, определить МС на карте дальномерным способом (по двум дальностям) достаточно легко, но на практике этим способом пользуются довольно редко, в частности, потому, что для прокладки ЛРР нужен циркуль, а его в наборе штурманских инструментов пилота обычно нет.

Однако дальномерный способ определения МС на многих современных ВС автоматизирован. Ведь обобщенный способ определения МС не обязательно предполагает, что линии положения нужно графически наносить на карте. Координаты МС можно определить аналитически, путем расчета. В [п.2.2](#) упоминалось, что если известна зависимость двух навигационных параметров (а здесь параметрами являются D_1 и D_2) от координат точки (например, широты и долготы), то путем решения системы из двух уравнений можно найти координаты МС φ и λ .

$$D_1 = f_1(\varphi, \lambda);$$

$$D_2 = f_2(\varphi, \lambda),$$

Вид функций f_1 и f_2 на поверхности земной сферы (не говоря уже об эллипсоиде) довольно сложен. Если обозначить через φ_p и λ_p координаты радиомаяков, то формулы будут иметь вид

$$D_1=R \arccos(\sin \varphi_{p1} \sin \varphi+\cos \varphi_{p1} \cos \varphi \cos(\lambda_{p1}-\lambda));$$

$$D_2=R \arccos(\sin \varphi_{p2} \sin \varphi+\cos \varphi_{p2} \cos \varphi \cos(\lambda_{p1}-\lambda)).$$

Понятно, что вручную непросто решить такую систему уравнений и найти координаты самолета φ и λ , но бортовой вычислитель легко справляется с подобной задачей. Координаты радиомаяков уже хранятся в бортовой базе аэронавигационных данных, дальности до этих маяков непрерывно измеряются бортовым оборудованием DME, и бортовой вычислитель постоянно рассчитывает текущие координаты самолета. Точность такого автоматизированного способа определения координат довольно высока: ведь дальности измеряются достаточно точно, а погрешности графической работы на карте вовсе отсутствуют. Поэтому в современной аэронавигации этот способ является вторым по точности после спутниковых навигационных систем.

Глава 7. Применение угломерно-дальномерных радионавигационных систем

7.1. Общие сведения о УДРНС

Угломерно-дальномерными радионавигационными системами (УДРНС) называют такие системы, которые позволяют одновременно измерить два навигационных параметра: пеленг и дальность. В данном учебном пособии уже описано, каким образом пеленг и дальность можно использовать для навигации по отдельности, и ничего принципиально нового в их совместном применении не имеется. При помощи УДРНС можно выполнять полет *на* или *от* РНТ, осуществлять контроль пути по направлению и дальности, определять место самолета.

Достоинством УДРНС является то, что одна и та же система дает сразу два параметра, что и необходимо для определения МС. Одной из линий положения является ЛРПС в форме ортодромии, а второй — ЛРР в виде окружности (рис. 7.1).

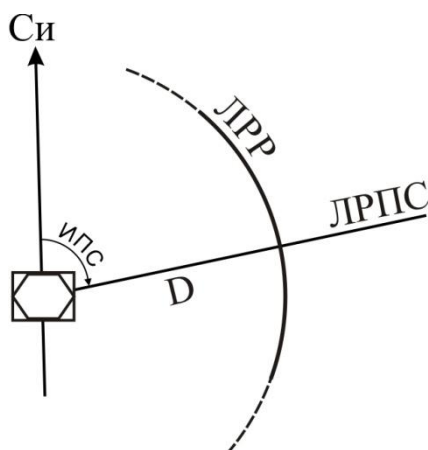


Рис. 7.1. Определение МС с помощью УДРНС

При этом нет необходимости ЛРР наносить на карте: ведь нужна не сама линия положения, а только точка ее пересечения с ЛРПС. Поэтому на практике ЛРР на карте не изображают, а просто откладывают вдоль ЛРПС измеренное значение дальности. Точность определения МС зависит от точности измерения пеленга и дальности, а также от погрешностей графической работы на карте. Поскольку точки, от которых отсчитываются пеленг и дальность, совпадают, то угол пересечения линий положения всегда равен 90° , где бы ни находилось МС. Это обеспечивает наилучшую точность при прочих равных условиях.

К УДРНС можно отнести все системы, с помощью которых можно получить пеленг и дальность, например:

- радиотехническая система ближней навигации (РСБН);
- *VOR/DME* (радиомаяки *VOR* и *DME*, расположенные в одном месте);
- *TACAN*;
- наземные радиолокационные станции кругового обзора.

7.2. Аналитический способ определения частноортодромических координат с помощью УДРНС

«Классический» способ определения МС с помощью любой УДРНС основан на прокладке линий положения на карте. Однако он имеет значительные недостатки. Во-первых, работать на карте в кабине современного самолета не очень удобно, особенно при отсутствии в составе экипажа штурмана и предназначенного для такой работы штурманского столика. Во-вторых, работа на карте требует времени и аккуратности, которых иногда недостает, особенно в непростых условиях полета. В-третьих, графическая работа на карте всегда сопровождается случайными погрешностями при измерении углов транспортиром и расстояний линейкой. Эти погрешности могут свести на «нет» высокую точность навигационной

системы. Например, пеленг измерен с точностью $0,1^\circ$, но проложить его на карте транспортиром пилот вряд ли сможет точнее чем до 1° .

Оперативность и точность определения МС можно повысить, если не использовать карту, по крайней мере, во время полета. Рассмотрим, каким образом это можно сделать.

Можно обратить внимание на то, что пилоту, выполняющему полет по маршруту, нет особой необходимости определять МС именно как *точку* на карте. Ему нужно знать *числа*: линейное боковое уклонение от ЛЗП и пройденное или оставшееся расстояние от ППМ. Этого вполне достаточно, чтобы выполнить полет. А над какой именно деревней ВС сейчас пролетает, не столь уж важно.

Таким образом, пилоту нужно определить *координаты МС* в частноортодромической системе координат.

Напомним, что в частноортодромической системе координат ее оси являются двумя перпендикулярными ортодромиями. Система координат называется частноортодромической, поскольку для каждого участка маршрута она своя. Одна из осей (ось S) направлена по ЛЗП в направлении полета, а вторая (ось Z) перпендикулярно к ней вправо. Точка пересечения этих осей находится либо в начальном ППМ участка, либо в конечном. Если используется первый из указанных вариантов, то координата z воздушного судна представляет собой ЛБУ, а координата s — пройденное расстояние от начального ППМ (рис. 7.2).

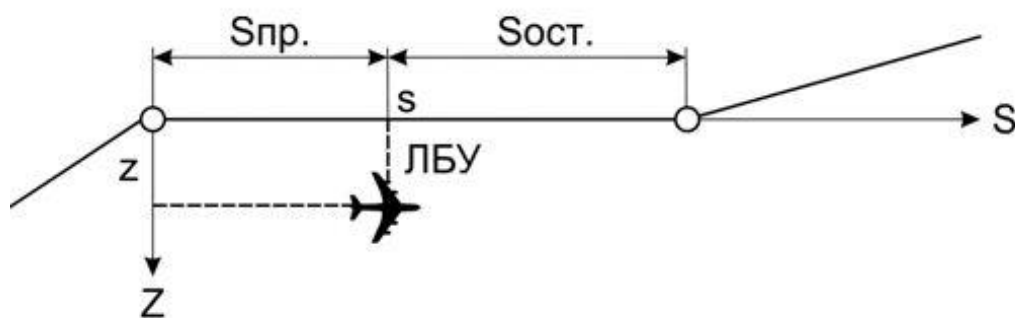


Рис. 7.2. Частноортодромическая система координат

Предположим, что в стороне от ЛЗП расположен радиомаяк УДРНС (неважно, какой именно). Задача состоит в том, чтобы по измеренным от этого радиомаяка пеленгу Π и дальности D определить линейное боковое уклонение z и пройденное расстояние s без помощи карты, то есть расчетным путем.

Для решения этой задачи необходимо знать частноортодромические координаты самого радиомаяка (в системе координат, связанной с этим участком маршрута). Эти координаты z_p и s_p в простейшем случае могут быть просто измерены линейкой на карте (рис. 7.3). Для того чтобы избежать погрешностей при их измерении, z_p и s_p рассчитывают по формулам сферической тригонометрии с высокой точностью на калькуляторе заранее, до полета.

Необходимо также знать заданный путевой угол β участка маршрута, причем от того же меридиана, от которого отсчитывается измеренный пеленг.

Тогда, обозначив $\Delta\beta = \Pi - \beta$, получим (см. рис. 7.3)

$$z = z_p + D \sin \Delta\beta,$$

$$s = s_p + D \cos \Delta\beta.$$

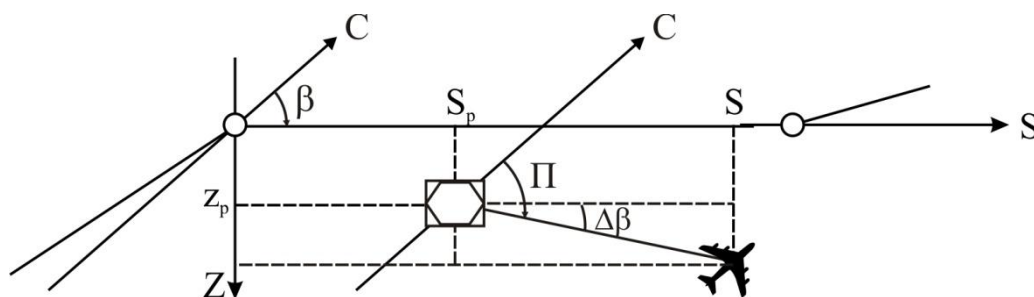


Рис. 7.3. Аналитический способ определения координат

Разумеется, каждая из входящих в эти формулы величин (кроме дальности) может быть как с «плюсом», так и с «минусом». Вот, собственно, и вся теория данного вопроса.

Конечно, на практике в полете расчет на калькуляторе можно выполнить непосредственно по этим формулам. Но при использовании НЛ-10 можно посоветовать более удобный вариант этого же расчета.

Заранее, например, во время предварительной подготовки к полету, можно определить те величины, которые будут оставаться неизменными в каждом полете на данном участке. Для этого на карте отмечают *траверз* радиомаяка (рис. 7.4). **Траверзом** называется точка на линии пути, являющаяся основанием перпендикуляра, проложенного от радиомаяка на эту линию пути (точка T_p на рис. 7.4).

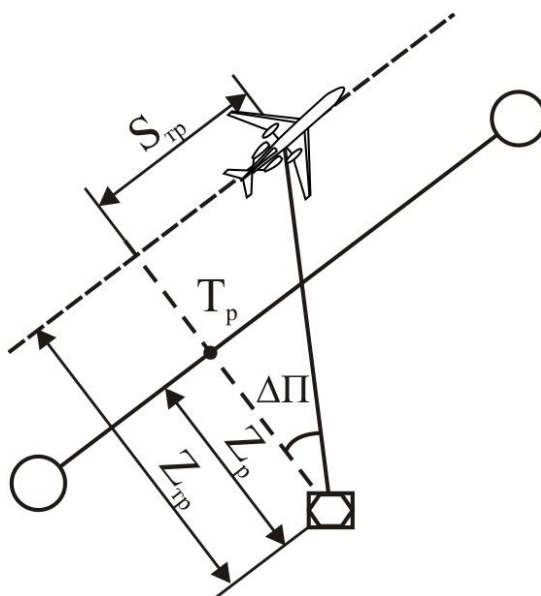


Рис. 7.4. Величины, используемые при расчете координат

Путем измерения или расчета нужно определить z_p (расстояние от радиомаяка до ЛЗП), а также расстояния от траверза до начального и конечного ППМ.

Также нужно измерить или рассчитать *пеленг траверза* Π_{mp} радиомаяка (угол между северным направлением меридиана радиомаяка и направлением на траверз). Если достаточна точность до одного градуса, то проще не измерить, а рассчитать. Ведь направление пеленга на траверз перпендикулярно направлению самой ЛЗП, поэтому Π_{mp} отличается от заданного путевого угла β ровно на 90° . А больше или меньше на эту величину, нетрудно сообразить, помня, что значения всех направлений увеличиваются при повороте по часовой стрелке. Важно не забывать, что Π_{mp} , а, следовательно, и β , с помощью которого он рассчитывается, должны быть отсчитаны от того же меридиана, от которого выдает пеленг данная УДРНС.

Значения z_p , Π_{mp} и расстояния от траверза до ППМ достаточно определить один раз, нанести карандашом на карту, а потом в каждом полете можно их использовать.

Во время полета на данном участке маршрута в любой момент, когда измерены значения текущего пеленга самолета Π и дальности до радиомаяка D , нужно проделать следующее.

1. Определить, на сколько градусов отличается *текущий* пеленг Π от пеленга траверза Π_{mp} :

$$\Delta\Pi = |\Pi - \Pi_{mp}|.$$

Эту величину достаточно рассчитать по модулю. Ее знак говорит о том, где находится самолет: еще не долетел до точки траверза или уже перелетел ее. Однако этот вопрос легко решить по самому значению Π на основе здравого смысла. Например, если во время полета Π увеличивается (так

будет, если радиомаяк справа от ЛЗП), но еще не достиг значения P_{mp} , то самолет до траверза еще не долетел.

2. Рассчитать величины, которые условно обозначим $z_{тр}$ и $s_{тр}$:

$$z_{тр} = D \cos \Delta\Pi;$$

$$s_{тр} = D \sin \Delta\Pi.$$

Это легко сделать на НЛ-10 по ключу умножения числа на синус и косинус угла.

3. Для окончания решения этой задачи нужно просто понимать смысл рассчитанных величин.

Величина $s_{тр}$ — это расстояние от ВС до траверза, измеренное вдоль ЛЗП (см. рис.7.4). Если самолет не долетел до траверза, то $s_{тр}$ — это расстояние, которое осталось пролететь до него. Если ВС уже пролетело траверз, то $s_{тр}$ — расстояние, на которое ВС от него удалилось. Поскольку на карте уже надписаны расстояния от траверза до обоих ППМ, то определить пройденное или оставшееся расстояние не составляет труда.

Величина $z_{тр}$ — это боковое расстояние от ВС до радиомаяка (по направлению, перпендикулярному ЛЗП). Если бы ВС находилось на ЛЗП, то $z_{тр}$ равнялось бы z_p , которое уже указано на карте. Если $z_{тр}$ больше, то ВС находится дальше от радиомаяка, чем ЛЗП, и наоборот. На основе этого легко определить, в какую сторону уклонилось ВС и на какую величину.

Все эти операции долго описывать, но, поняв и освоив их, можно одним движением линейки определить и ЛБУ, и $S_{пр}$, и $S_{ост}$.

7.3. Радиотехническая система ближней навигации

Радиотехническая система ближней навигации (РСБН) является угломерно-дальномерной радионавигационной системой, разработанной в

СССР во Всесоюзном научно-исследовательском институте радиоаппаратуры в 50-е годы XX века.

В СССР было установлено более ста радиомаяков этой системы. Большинство типов отечественных ВС оснащены соответствующим бортовым оборудованием. В настоящее время в гражданской авиации почти все радиомаяки сняты с эксплуатации, хотя кое-где еще остаются на военных аэродромах. Причинами снятия системы с эксплуатации являются не только ее моральное устаревание (разработаны современные ее модификации), но и другие факторы. Оказалось, что система работает в таком диапазоне радиоволн, который официально выделен для систем неавиационного назначения, в частности, для сотовой телефонной связи. Кроме того, она не может быть использована на ВС иностранного производства, так как на них не установлено соответствующее *российское* бортовое оборудование. Поэтому в настоящее время не планируется замена РСБН более современным оборудованием аналогичного принципа действия, а вместо нее устанавливаются радиомаяки типа *VOR* и *DME*. Это вызывает определенное сожаление, поскольку до появления спутниковых навигационных систем РСБН была самой точной навигационной системой не только в стране, но, пожалуй, и в мире.

Несмотря на то, что РСБН, возможно, уходит в прошлое, полезно знать о характеристиках и возможностях этой системы.

Понятия «ближней навигации» и «дальней навигации» не имеют четкого определения. Чаще всего под *ближней навигацией* понимают навигацию с использованием наземных УКВ-радионавигационных средств, у которых дальность действия ограничена прямой видимостью и, следовательно, не очень велика. Под системами *дальней навигации* понимают такие РНС, которые обеспечивают прием навигационного сигнала на больших удалениях, например тысяча километров и более.

В современной авиации ВС, летающие как на короткие, так и на дальние расстояния, могут использовать все виды навигационных систем, поэтому их разделение на системы дальней и ближней навигации не является необходимым.

Существует много систем, которые можно отнести к системам ближней навигации. Это те же *VOR*, *DME*, *APF* и т. д. Поэтому название РСБН следует рассматривать как имя собственное, присвоенное конкретной разновидности навигационных систем ее разработчиками.

Система включает в себя наземный радиомаяк и бортовое оборудование. Маяки обозначают буквой «Н» (от слова «наземное»), например РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н. Бортовое оборудование вначале обозначалось буквой «С» (самолетное), например, РСБН-2С. Затем стали использоваться и другие обозначения (РСБН-85, «Радикал», «Веер-М» и т. п.).

Система работает в диапазоне частот 770–970 МГц, в котором выделены фиксированные частоты, названные *каналами*. Каналы пронумерованы от 1 до 40, поэтому для настройки оборудования на конкретный радиомаяк не нужно знать частоту, достаточно на щитке штурмана (рис. 7.6) установить номер канала — десятки и единицы.



Рис. 7.5. Радиомаяк РСБН-6Н

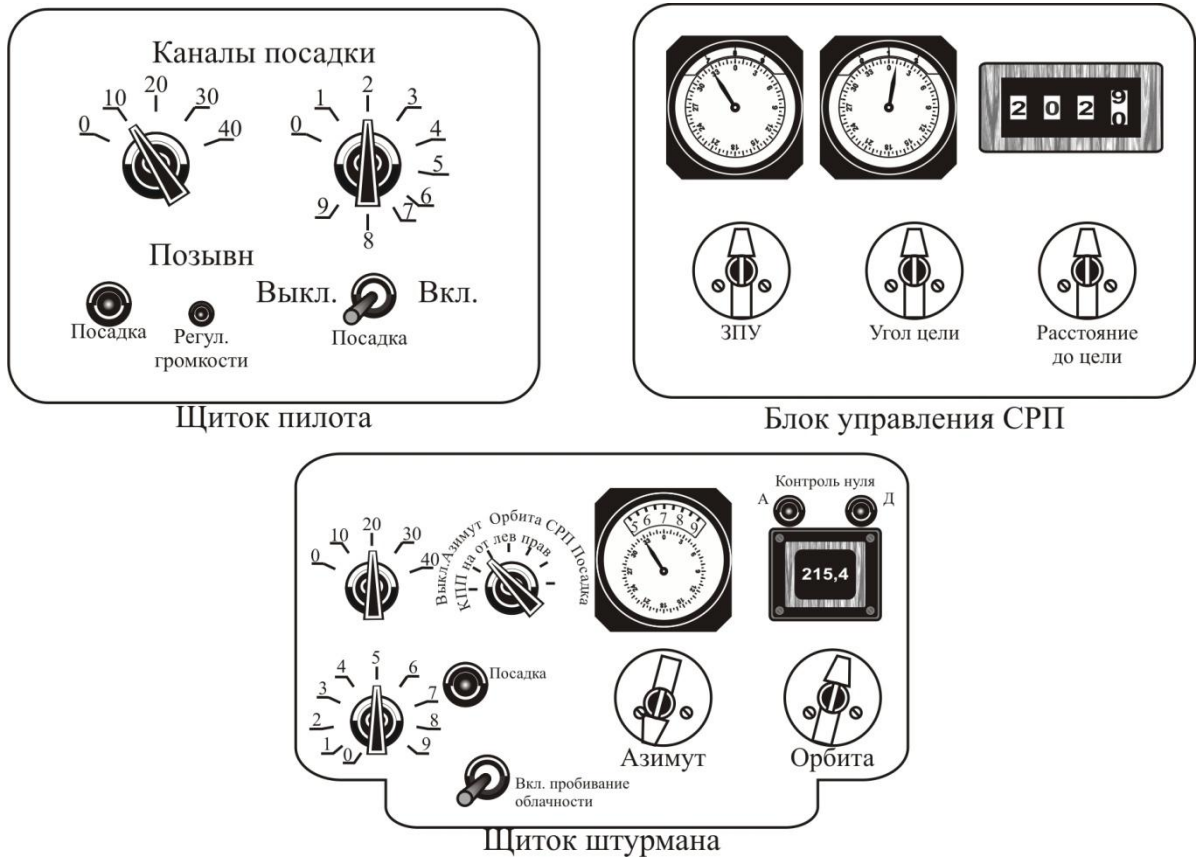


Рис. 7.6. Органы управления бортовым оборудованием РСБН-2С

На отечественных маршрутных картах радиомаяки РСБН обозначают теми же символами, что *VOR* и *DME* (соответственно небольшой азимутальный кружок и прямоугольник): ведь в этих системах, как и в РСБН, измеряются пеленг и дальность. Отличить на карте РСБН от этих систем можно по надписи в боксе, поскольку для РСБН указывается не частота (как для *VOR*), а номер канала, например, «33-й» (рис. 7.7).



Рис. 7.7. Обозначение РСБН на радионавигационных картах

Измеряемыми навигационными параметрами являются *наклонная дальность* от самолета до радиомаяка и *истинный пеленг самолета* от меридиана радиомаяка (ИПС). Применительно к РСБН этот ИПС принято называть «азимут», потому что именно такие надписи сделали разработчики системы на органах управления.

В соответствии с паспортными данными системы погрешность измерения азимута $\pm 0,25^\circ$, а дальности — $\pm 0,2$ км. Эти значения соответствуют вероятности 0,95, то есть представляют собой удвоенные СКП. Можно видеть, что дальность измеряется несколько точнее, чем у *DME*, а азимут как минимум в десять раз точнее, чем у *VOR*.

Принцип определения дальности до радиомаяка — такой же, как у *DME* и основан на измерении времени между излучением запросного импульса с ВС и получением ответного импульса от радиомаяка.

Принцип измерения азимута иной, чем у *VOR*. Радиомаяк излучает радиоволны через антенну, имеющую диаграмму направленности в виде двух узких рядом лежащих лепестков. Антенна вращается, совершая 100 оборотов в минуту, то есть период вращения составляет 0,6 с. Когда ось диаграммы (линия между лепестками) проходит через ВС, на борту принимается так называемый азимутальный импульс. Азимут самолета определяется по времени между прохождением оси диаграммы направления на север и прохождением ее через ВС (получением азимутального импульса).

Но каким образом бортовое оборудование устанавливает момент, когда диаграмма была направлена на север? Для этого другой передатчик радиомаяка на той же частоте излучает во все стороны (по *ненаправленной* антенне) две серии импульсов. В одной серии за один оборот антенны излучается 35, а во второй — 36 импульсов. Естественно, моменты излучения этих импульсов «расходятся». Но в момент, когда *направленная* антенна проходит через направление на север, импульсы обеих серий совпадают, то есть излучаются одновременно.

На борту ВС принимаются все эти импульсы, и в момент, когда совпали импульсы серий «35» и «36» (это момент прохождения антенной нулевого азимута), начинается отсчет времени до получения азимутального импульса от направленной антенны. Например, если это время составило 0,2 с, то, следовательно, азимут равен 120 ($360 \cdot 0,2 \text{ с} / 0,6 \text{ с}$).

РСБН может работать не только как угломерно-дальномерная система, но и как система захода на посадку по приборам. Для этого на аэродроме должны быть установлены дополнительные радиомаяки — ПРМГ, посадочные радиомаячные группы (рис.7.8). Они создают в пространстве вертикальную плоскость курса, совпадающую с направлением ВПП, и плоскость глиссады (траектории снижения при заходе на посадку). Пилот выдерживает заданную траекторию захода по вертикальной и горизонтальной планкам индикатора типа КППМ (или другого аналогичного прибора), подобно тому как это делается при заходе по *ILS* (рис. 7.9).

Точность и надежность такого захода, конечно, хуже, чем при заходе по *ILS*, к которой предъявляются очень жесткие требования. Но зато ПРМГ устанавливаются на автомобилях и могут быть быстро перебазированы на любой полевой аэродром.



Рис. 7.8. Посадочная радиомаячная группа ПРМГ-76



Рис. 7.9. Комбинированный пилотажный прибор (КППМ)

Разработчиками РСБН предусмотрен режим «Пробивания облачности» для снижения с эшелона перед заходом на посадку. Включив этот режим и установив на отдельном датчике ДВ-47 давление аэродрома, пилот мог выдерживать траекторию снижения (с углом наклона 6°) по горизонтальной планке прибора КППМ. На удалении 15 км система могла автоматически перейти в режим посадки. В гражданской авиации режим пробивания облачности на практике не использовался.

С помощью РСБН определить МС можно не только на борту, но и на земле. В наземное оборудование входит индикатор кругового обзора (ИКО), на котором диспетчер может наблюдать отметки самолетов, выполняющих полет в зоне действия радиомаяка. Правда, в отличие от наземной радиолокационной станции, на ИКО видны отметки не всех ВС, а только тех, на которых установлено бортовое оборудование РСБН.

Органы управления и индикации рассмотрим на примере одного из первых вариантов бортового оборудования (РСБН-2С).

Как уже отмечалось, для настройки на конкретный радиомаяк необходимо на щитке управления штурмана (см. рис. 7.6) установить номер канала. Пока сигнал радиомаяка «не пойман», будут гореть лампочки «Отказ азимута» и «Отказ дальности», расположенные отдельно на приборной

доске. В это время показания индикаторов могут быстро меняться и будут недостоверными.

Азимут (ИПС) и дальность можно отсчитать на ППДАШ (прямопоказывающий прибор дальности и азимута штурмана, рис. 7.10) и на ППДАП (прямопоказывающий прибор дальности и азимута пилота).

На обоих индикаторах наклонная дальность отображается цифрами в окошке с точностью до 0,1 км. Азимут на ППДАШ отображается двумя стрелками: широкая стрелка по наружной шкале показывает десятки градусов, а узкая по внутренней шкале — единицы и десятые доли градуса. Так, на рис. 7.10 наклонная дальность 474,9 км, а азимут — 72,6°.

ППДАП отличается от ППДАШ лишь тем, что у него только одна азимутальная шкала и одна стрелка. Следовательно, азимут можно отсчитать не точнее чем до 1°. Видимо, разработчики считали, что для пилота, в отличие от штурмана, такая точность вполне достаточна.

После того как сигнал от радиомаяка принят, необходимо выполнить калибровку каналов азимута и дальности с помощью кремальер в верхнем правом углу щитка штурмана. Если этого не сделать, требуемая точность не будет обеспечена, а азимут может оказаться с ошибкой ровно на 10°.

После этого можно пользоваться показаниями ППДАШ и ППДАП для навигации.



Рис. 7.10. Прямопоказывающий прибор дальности и азимута штурмана (ППДАШ)

Нет необходимости останавливаться на том, как использовать азимут и дальность для навигации. Все необходимое уже было рассмотрено в предыдущих разделах, посвященных угломерным и дальномерным системам. Следует только помнить, что азимут — это всегда *истинный* пеленг самолета, причем отсчитанный от меридиана радиомаяка. Разумеется, можно вести контроль пути по дальности и направлению, определять место самолета на карте. При этом для прокладки ЛРПС на карте нет необходимости вводить какие-либо поправки (магнитные склонения, углы схождения меридианов). Ведь азимут — это уже и есть ИПС от меридиана радиомаяка, который следует отложить на карте.

При контроле пути по направлению (при полете на или от радиомаяка) также нужно помнить, что азимут *истинный*, следовательно, и сравнивать его нужно с *истинным заданным путевым углом*, причем отсчитанным от меридиана радиомаяка.

С помощью РСБН, также как и с помощью *VOR*, можно выполнять *автоматизированный полет* по ЛЗП, определяя уклонение от нее с помощью вертикальной планки КППМ (или другого индикатора аналогичного назначения). Но если с помощью *VOR* и *CDI* можно выполнять полет только строго *от* радиомаяка или *на* него, то РСБН предоставляет гораздо более широкие возможности.

Для выполнения автоматизированного полета на щитке управления необходимо установить один из режимов в зависимости от того, по какой ЛЗП планируется полет.

Рассмотрим эти режимы.

1. «Азимут-ОТ» и «Азимут-НА». Эти режимы используются для полета по ЛЗП, проходящей через радиомаяк (соответственно *от* него или *на* него). Это похоже на режим *OBS*, но имеются отличия. При использовании *VOR* в любом случае устанавливается ЗМПУ независимо от того, выполняется полет *от* или *на*. А в режимах «Азимут» в любом случае

устанавливается *заданное значение азимута* (ИПС), то есть то значение, которое должно быть при нахождении ВС точно на ЛЗП. При полете *от* радиомаяка этот заданный азимут совпадает с ЗИПУ, а при полете *на* радиомаяк отличается от него на 180° . В обоих случаях речь идет о ЗИПУ относительно меридиана радиомаяка.

Значение заданного азимута устанавливается на щитке штурмана ручкой с надписью «Азимут» в окошке над ней. После этого вертикальная планка будет показывать сторону и величину отклонения ВС от ЛЗП на основе сравнения фактического (измеренного) и установленного (заданного) азимутов.

В этом режиме можно проконтролировать пролет любой точки (ППМ, ПОД), расположенной на ЛЗП. Для этого рукояткой «Дальность» на щитке штурмана необходимо установить удаление этой точки от радиомаяка. При приближении ВС к этой точке, когда фактическая дальность приближается к установленной, на приборной доске загорится лампочка «Подлет», а когда ВС будет пролетать эту точку, — лампочка «Пункт».

2. **«Орбита».** Этот режим применяется для полета по ЛЗП, имеющей форму *дуги окружности* с центром в точке расположения радиомаяка. На воздушных трассах ЛЗП такой формы, конечно, не используются, но они широко применяются для полета по аэродромным схемам.

Для использования этого режима необходимо поставить переключатель в положение «Орбита-лев.» или «Орбита-прав.» в зависимости от желаемого направления полета по окружности (*по* или *против* часовой стрелки) и рукояткой «Дальность» установить радиус окружности. Бортовое оборудование будет непрерывно сравнивать фактическое удаление до радиомаяка с заданным, и вертикальная планка КППМ, как обычно, покажет, в какой стороне от самолета находится ЛЗП.

3. **«СРП».** СРП (счетно-решающий прибор) — это небольшой электромеханический вычислитель. В данном режиме можно выполнять

полет по любой прямолинейной ЛЗП, *не проходящей* через радиомаяк. С применением *VOR* и *DME* такой полет невозможен.

В режимах «Азимут» или «Орбита» для задания ЛЗП достаточно было установить всего одну величину (заданный азимут или заданную дальность). Для использования режима «СРП» этого недостаточно: ведь ЛЗП может проходить в любом месте в пределах зоны действия радиомаяка и в любом направлении. Для того чтобы задать ЛЗП, необходимо сделать следующее.

а) выбрать на ЛЗП или ее продолжении любую точку. В надписях на блоке СРП эта точка названа «целью», но можно использовать и более «мирное» название — «опорная точка». В частности, в качестве такой точки можно выбрать ППМ, а еще лучше — точку траверза радиомаяка. Тогда будет достигнута наилучшая точность;

б) установить значения *азимута и дальности* этой точки от радиомаяка рукоятками на блоке СРП (соответственно рукоятками «Угол цели» и «Расстояние до цели»);

в) рассчитать заданный *истинный* путевой угол участка маршрута *относительно меридиана радиомаяка* и установить его рукояткой «ЗПУ»;

г) установить режим «СРП».

После выполнения данных операций счетно-решающий прибор будет решать прямоугольные треугольники, образованные самолетом, радиомаяком и его траверзом, рассчитывая отклонение ВС от ЛЗП и индицируя его на КППМ в виде отклонения планки. По сути, блок СРП будет рассчитывать ЛБУ таким же способом, который описан в разд. 7.2.

Таким образом, для пилота во всех режимах полета («Азимут», «Орбита», «СРП») все выглядит одинаково, и для выдерживания ЛЗП необходимо удерживать планку в центре прибора.

С использованием блока СРП можно решать и другие навигационные задачи:

- полет по ЛЗП, параллельной заданной;

- определение численного значения ЛБУ;
- определение заданного путевого угла для полета в любую точку (без карты и измерения транспортиром) и автоматизированный полет на нее.

Правда, после РСБН-2С последующие виды бортового оборудования уже не имели в своем составе блока СРП. Да и сами органы управления и индикации существенно изменили свой вид. Для примера на рис. 7.11 представлены индикатор самолетный дальности (ИСД) и индикатор самолетный азимута (ИСА), которые вместо ППДАШ индицировали пеленг и дальность, в частности, на самолете Ил-86.



Рис. 7.11. Индикаторы дальности и азимута

7.4. Радионавигационная система *TACAN*

TACAN (*Tactical Air Navigation System*) — угломерно-дальномерная радионавигационная система, разработанная для военной авиации и военно-морского флота США. Соответственно, только иностранные военные корабли и самолеты имеют бортовое оборудование *TACAN* и могут использовать эту систему в полном объеме для определения как пеленга, так и дальности.

Однако каналом измерения *дальности* могут пользоваться и гражданские ВС, имеющие бортовое оборудование *DME*, поскольку дальность измеряется на тех же частотных каналах, что и в *DME* (см. табл. 6.1) и практически в том же диапазоне частот 960–1215 МГц. Но бортовое оборудование *VOR* не может принимать сигналы, излучаемые радиомаяками *TACAN*, поскольку *VOR* работает в ином диапазоне.

По этой причине радиомаяки *VOR* и *TACAN* часто устанавливают совместно, в одном пункте. Такая комбинированная система получила название *VORTAC*. С ее помощью военные самолеты получают пеленг и дальность по *TACAN*, а гражданские ВС для измерения пеленга применяют *VOR*, а для измерения дальности — *TACAN*. Таким образом, в данном случае *TACAN* просто заменяет *DME*.

Частоты *VOR* спарены с частотными каналами *TACAN*, поэтому гражданские пользователи устанавливают частоту *VOR*, а дальномерный канал оказывается установленным автоматически. Военные пользователи, имеющие на борту оборудование *TACAN*, устанавливают номер канала.

По сравнению с *VOR* и *DME* система *TACAN* является несколько более точной: погрешность измерения пеленга 1°, а дальности — 0,1 морской мили.

На маршрутных картах Джеппесен средства, измеряющие дальность (*DME* и *TACAN*), ранее обозначались символами в виде шестеренки. Новые

символы обозначения *TACAN* и *VORTAC* на маршрутных картах представлены на рис. 7.12, а *TACAN*, совмещенный с другими радиомаяками, — на рис. 5.13.

На фрагменте карты на рис. 7.13 изображены отдельно стоящие радиомаяки *DME* и *TACAN* (на этой карте использованы старые символы).

Пилоту гражданского ВС для использования **DME** необходимо установить на бортовом оборудовании *VOR* частоту 115,25 МГц. Оборудование *DME* при этом настроится на 99-й канал и будет измерять дальность от радиомаяка. Разумеется, информации о пеленге получено не будет, поскольку радиомаяка *VOR* здесь нет.

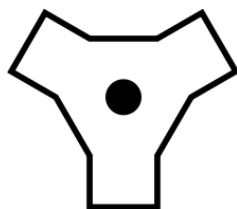


Рис. 7.12. Новый символ *TACAN*

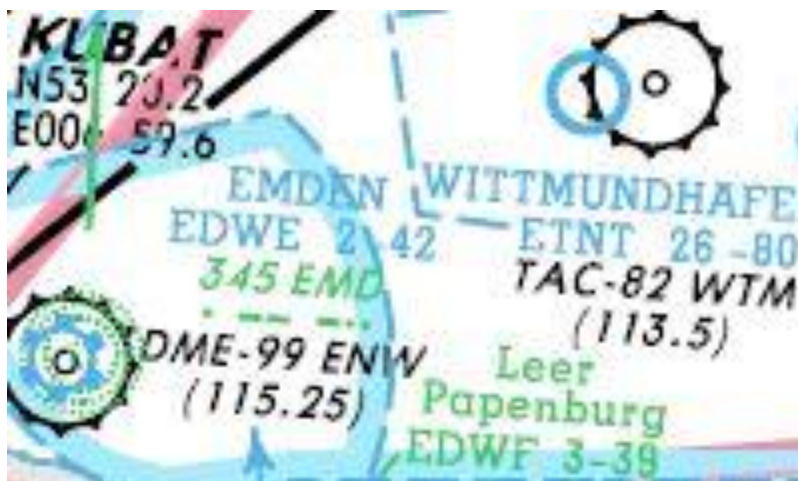


Рис. 7.13. Отдельно стоящие радиомаяки *DME* и *TACAN*

Точно так же пилоту гражданского ВС для получения дальности от *TACAN* необходимо установить частоту *VOR* 113,5 МГц, и при этом окажется настроенным 82-й дальномерный канал. Пилоту военного самолета достаточно установить номер канала для получения как дальности, так и пеленга.

7.5. Применение наземных радиолокационных станций

Понятие о радиолокации

Под *радиолокацией* (от «радио» и *location* (лат.) — «определять местоположение») в широком смысле слова понимают способы определения местоположения и характеристик объектов с помощью радиоволн. В этом смысле к радиолокации можно отнести и принцип работы радиовысотомера (определяет расстояние до земли по отражению от нее радиоволн), и работу ДИСС (измеряется скорость приближения земной поверхности). Но, как правило, под радиолокацией понимают применение *радиолокационных станций* (РЛС) или, более кратко, радиолокаторов. Это устройства, устанавливаемые на земле (наземные РЛС) или на борту (бортовые РЛС), с помощью которых можно не только измерять координаты объекта (пеленг, дальность), но и получать информацию в наглядном графическом виде на экране электронно-лучевой трубки, то есть видеть изображение местности или изображение расположения ВС в зоне действия РЛС.

На английском языке радиолокатор называют *radar* (аббревиатура от *Radio Detection and Ranging* — «радиообнаружение и определение дальности»). Рассмотрим кратко и в самом общем виде принцип действия радиолокатора.

Одним из основных элементов классического радиолокатора является электронно-лучевая трубка (ЭЛТ), аналогичная тем, которые используются в старых телевизорах. Разумеется, в современных условиях развития цифровой

и электронной техники она может быть заменена и другими устройствами (плазменными и жидкокристаллическими панелями, например), но мы рассмотрим принцип работы на примере традиционного локатора.

ЭЛТ имеет экран, покрытый флюоресцирующим составом. Это означает, что если в какое-то место экрана направить поток электронов, то это место начнет светиться. При этом оно будет продолжать светиться, постепенно затухая, и после прекращения излучения (явление послесвечения). За экраном расположена так называемая электронная пушка, которая формирует очень узкий пучок излучаемых электронов. Направление этого луча электронов можно изменять с помощью системы электромагнитов, ведь электроны являются заряженными частицами, и в магнитном поле на них действует сила, искривляющая траекторию движения электрона.

Передатчик РЛС излучает мощные электромагнитные импульсы по узкой диаграмме направленности, то есть в определенном направлении. В момент излучения каждого импульса на экране ЭЛТ начинается развертка. Это означает, что «линия прицеливания» электронной пушки начинает равномерно смещаться от центра экрана (точки начала развертки) к его краю (рис. 7.14). Направление смещения на экране соответствует тому, куда

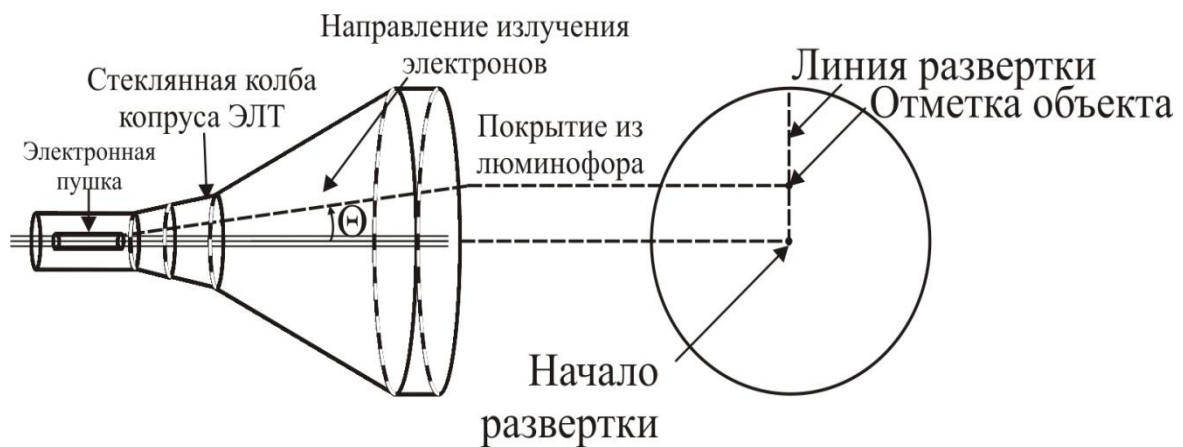


Рис. 7.14. Формирование изображения на экране РЛС

направлена диаграмма антенны РЛС в данный момент времени. Но электроны при этом не излучаются. И лишь когда антенна примет отраженный импульс от объекта, пушка «выстрелит» электронами. В том месте, куда в этот момент направлена линия прицеливания, на экране появится светящаяся точка. Расстояние этой точки от начала развертки пропорционально удалению объекта от локатора: ведь чем дальше объект, тем больше прошло времени от момента излучения до приема отраженного импульса и тем на больший угол θ отклонилась линия прицеливания от начала развертки (см. рис. 7.14).

Если объект не точечный, а протяженный, то рядом окажутся еще точки на той же линии развертки на расстояниях, соответствующих их удалению от локатора. Они сольются и образуют на экране черту — как бы сечение объекта по данному направлению.

Но антенна не является неподвижной. Она либо вращается в горизонтальной плоскости вокруг вертикальной оси (круговые РЛС), либо сканирует вправо-влево (а у посадочного локатора — вверх-вниз) в определенном секторе. Поэтому в каждый момент времени антенна излучает в ином направлении, и на экране получается множество сечений объекта по всем направлениям, проходящим от антенны через объект. Благодаря послесвечению изображений все эти сечения остаются на экране одновременно, сливаются и формируют светящееся пятно такой же формы, как облучаемый объект.

Независимо от того, пришел ли отраженный сигнал от какого-либо объекта, электронная пушка «выстреливает» электроны через определенные интервалы времени, которые соответствуют определенному расстоянию (10, 50, 100 км). При этом на линии развертки образуется точка, а из-за вращения антенны соответствующие точки на экране сливаются и превращаются в окружности определенного радиуса, называемые *метками дальности* (рис. 7.15). Все точки на каждой окружности соответствуют определенной дальности от РЛС.

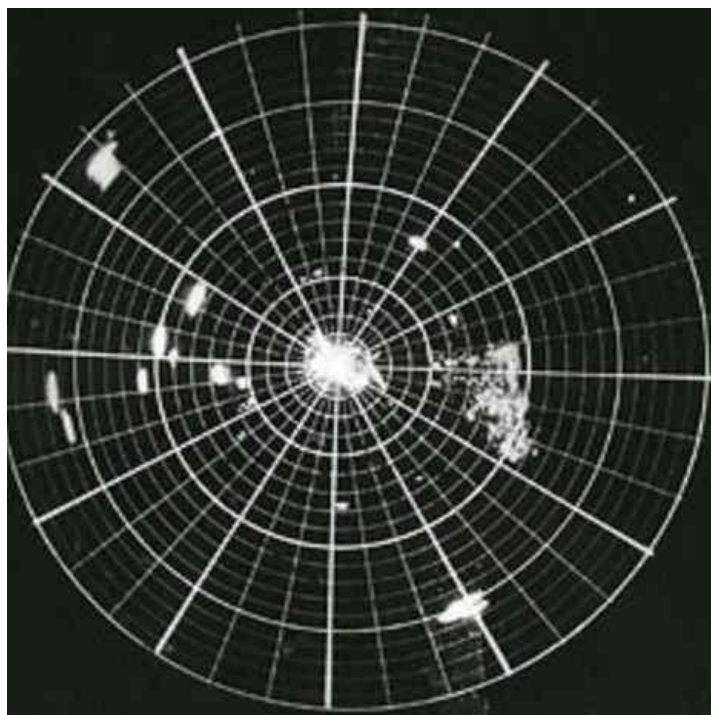


Рис. 7.15. Схематический вид экрана РЛС кругового обзора

Виды и применение наземных РЛС

По своему назначению наземные РЛС, *используемые для выполнения полета*, могут быть разделены на *обзорные трассовые, обзорные района аэродрома* и *посадочные*. Конечно, существуют также радиолокаторы метеорологические (для наблюдения за погодой) и радиолокаторы для наблюдения за рулением ВС на площади аэродрома, но здесь мы их рассматривать не будем.

Кроме посадочных, все перечисленные РЛС являются радиолокаторами кругового обзора, то есть антенна вращается на 360° , и можно наблюдать объекты по всем направлениям от РЛС (рис. 7.16).

Обзорные трассовые радиолокаторы (ОРЛ-Т) предназначены для управления воздушным движением на трассах, во внеаэродромном воздушном пространстве. Поскольку РЛС работают в УКВ-диапазоне, их максимальная дальность действия зависит не только от мощности передатчика, но и от высоты полета ВС, а также высоты расположения

антенны РЛС (поэтому их стараются установить на возвышенность). Максимальная дальность может достигать 450–500 км, хотя обычно меньше, особенно для ВС, летящих не на слишком больших высотах.

По азимутальной градуировке экрана диспетчер может определить направление на ВС (пеленг), а по меткам дальности — удаление до него. На экране РЛС могут быть нанесены маршруты полетов, зоны УВД и другая информация (рис. 7.17). В современных системах УВД такого рода информация формируется электронным путем. Поэтому диспетчер может сообщить экипажу не только пеленг и дальность, но и другую информацию, например линейное боковое отклонение от ЛЗП.



Рис. 7.16. Первичный радиолокатор «Амур»



Рис. 7.17. Индикатор наземной РЛС

При использовании *трассовых РЛС* важно помнить, что они ориентированы по *истинному* меридиану, следовательно, диспетчер при полете вне района аэродрома дает экипажу *истинные пеленги* самолета и дальность. При этом используется термин «азимут». Например, «Аэрофлот-411, Самара-Контроль, азимут 120, удаление 80».

Таким образом, при работе с диспетчером районного центра УВД, управляющим движением по трассам, под азимутом понимается истинный пеленг самолета от меридиана радиолокатора. Это совпадает с применением автоматических пеленгаторов при полете *по трассе*: там также ПП и ОП обозначали *истинные* пеленги. Это облегчает прокладку ЛРПС на карте, но несколько усложняет контроль пути по направлению (при полете *на* или *от* РЛС): пеленг нужно сравнивать с заданным *истинным* путевым углом.

Обзорный радиолокатор района аэродрома (ОРЛ-А) часто называют *диспетчерским* радиолокатором (ДРЛ). Это локатор кругового обзора, но он может иметь меньшую мощность, поскольку предназначен для УВД в районе аэродрома (обычно в радиусе 70–100 км). Его экран похож на экран трассового локатора. На нем могут быть нанесены схемы вылета, прибытия, захода на посадку. Диспетчер определяет пеленг ВС (также обозначаемый словом «азимут») и удаление ВС. Важно помнить, что для радиолокаторов района аэродрома под термином «азимут» понимается *магнитный* пеленг, поскольку такие локаторы при их установке ориентируются по магнитному меридиану.

Применение и точность наземных РЛС

Наземные радиолокаторы, также как и наземные радиопеленгаторы, являются не средствами навигации, а средствами обслуживания воздушного движения. Они предназначены для диспетчера. Получив от диспетчера пеленг и дальность, экипаж может их использовать таким же образом, как и пеленг и дальность, полученные от любой навигационной УДРНС (РСБН, *VOR/DME* и т. п.).

Точность измерения пеленга и дальности довольно высока, и у большинства современных РЛС СКП измерения пеленга составляет порядка $0,1\text{--}0,2^\circ$, а дальности — 60–150 м. Но это именно точность измерения. В полной мере она может быть использована только при цифровой обработке полученных сигналов, например, в автоматизированных системах УВД (АС УВД). Эта точная информация используется АС УВД для предотвращения опасных сближений ВС и решения других задач. Если же речь идет о графическом представлении информации на экране РЛС для диспетчера, то точность определения координат, конечно, хуже. Диспетчер вряд ли может отсчитать пеленг на экране точнее чем 1° . А точность определения дальности зависит от интервала, через который на экране формируются метки дальности. Ведь если отметка ВС находится между метками дальности

(окружностями, соответствующими одинаковому удалению от РЛС), то диспетчеру приходится интерполировать дальность «на глаз». Если, например, метки проведены через каждые 10 км, то при интерполяции легко ошибиться на 1–2 км. А если интервал между метками 50 км, то погрешность интерполяции будет гораздо больше. Приблизительно можно считать, что информация о пеленге и дальности, которую пилот получает от диспетчера, характеризуется СКП по пеленгу около 1° , а по дальности — 1–3 км. Это не очень высокая точность, сравнимая с точностью традиционных бортовых средств.

Вместе с тем достоинством наземных РЛС является именно независимость от бортовых средств. При использовании бортовых систем пилот может допустить ошибку, которая приведет к получению неверной информации. А информация от диспетчера является более объективной, поскольку радиолокатор «видит», где ВС находится на самом деле. В то же время нельзя забывать, что наземным радиолокатором пользуется тоже человек (диспетчер), который может допустить ошибку (например, перепутать метки двух ВС на экране).

Вторичная радиолокация

Радиолокаторы, принцип которых рассмотрен выше, называют *первичными радиолокаторами (Primary Surveillance Radar)*. При их использовании МС определяется с помощью *отраженного от ВС* сигнала. Такой принцип имеет недостатки. Чем дальше объект и чем меньше он по размерам, тем слабее от него сигнал. Кроме того, невозможно узнать, от какого именно самолета отразился сигнал, то есть нельзя опознать ВС. Кстати, по этой причине иногда диспетчер просит экипаж выполнить какой-нибудь маневр (например, отворот в сторону от ЛЗП), чтобы по движению метки на экране опознать именно данное ВС.

Вторичные радиолокаторы (ВРЛ), (англ. *Secondary Surveillance Radar — SSR*), принимают не отраженный сигнал, а переданный самим объектом

(самолетом). В состав наземного ВРЛ входит *запросчик*, включающий в себя передатчик и приемник, а на борту ВС устанавливается *ответчик* (*transponder*). Запросчик излучает импульсы радиоволн, транспондер (ответчик) принимает их и отвечает последовательностью импульсов, в которых закодирована определенная информация о ВС. Антенна ВРЛ получает ответный сигнал и вместе с ним — переданную информацию.

Запросчик ВРЛ передает импульсы на частоте 1030 МГц, а транспондер отвечает на частоте 1090 МГц.

Достоинствами вторичной радиолокации являются возможность увеличить максимальную дальность действия при той же мощности излучения, меньшие размеры антенны и, конечно, возможность получения кроме МС дополнительной информации (рис. 7.18).

ВРЛ может работать в различных режимах. В гражданской авиации наиболее часто используются режимы *A (Mode A)* и режим *C (Mode C)*.

В режиме *A* транспондер в своем ответном сигнале передает так называемый «сквок код» (*squawk code*). Это четырехзначный номер, присваиваемый



Рис. 7.18. Вторичный радиолокатор Крона

органами ОВД каждому ВС индивидуально. Пилот выставляет его на органах управления транспондером (рис. 7.18), а диспетчер с его помощью может узнать, отметку какого именно ВС он видит на экране. Для этого пилот по просьбе диспетчера нажимает кнопку «IDENT», и отметка ВС на экране локатора подсвечивается или мигает в течение нескольких секунд.

Сквок-код используется и в нештатных ситуациях. Видимо, этим объясняется использование слова *squawk*, которое означает пронзительный крик птицы (вообще, *squaw* — «индейка»), резкую жалобу, протест. В ситуации бедствия пилот устанавливает код 7700, при потере радиосвязи 7600, а при нападении на экипаж (*Hijack*) 7500.

В режиме *C*, кроме сквок-кода, с борта на землю передается высота полета. Высота поступает в транспондер от одного из бортовых высотомеров, причем всегда по стандартному давлению независимо от того, какое давление установлено на самом высотомере.

В настоящее время во всем мире внедряется еще один режим — режим *S* (*Mode S*). В этом режиме, кроме кода и высоты, может передаваться много другой полезной информации: бортовой номер ВС, его позывной, заводской номер транспондера, скорость полета, координаты ВС, полученные на борту ВС с помощью спутниковой навигационной системы... Всю эту информацию диспетчер может наблюдать в виде формуляра рядом с отметкой ВС на экране (рис. 7.19).



Рис. 7.18. Транспондер (ответчик)

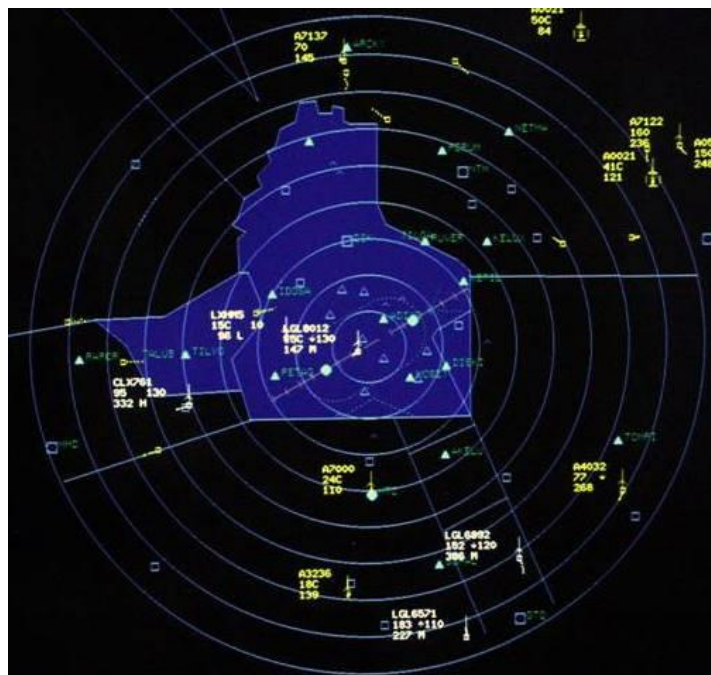


Рис. 7.19. Отображение информации ВРЛ

Автоматическое зависимое наблюдение

Если диспетчеру с борта ВС передаются точные координаты, полученные на борту ВС с помощью спутниковой навигационной системы, то в принципе отпадает необходимость измерять пеленг и дальность ВС с помощью радиолокатора, ведь координаты от спутников в сотни раз точнее. В этом случае сам локатор уже не нужен, достаточно принять только сигнал бортового ответчика и по его информации нанести на экран отметку места самолета вместе со всеми его данными. Это называется уже не радиолокацией, а *автоматическим зависимым наблюдением* — АЗН (*automatic dependent surveillance, ADS*). Зависимым оно называется потому, что информация о МС поступила в готовом виде с борта ВС (то есть она зависит от его навигационных систем), а не получена самим диспетчером с помощью РЛС.

С помощью АЗН диспетчер может получить информацию о движении ВС в удаленных районах, где нет никаких наземных радиолокаторов.

При наличии на борту соответствующего бортового оборудования АЗН получать информацию о ВС может не только диспетчер на земле, но и другие ВС. В этом случае каждое ВС будет иметь информацию обо всех ВС, находящихся в районе его полета.

В связи с появлением АЗН изменилась и терминология, в том числе в документах ИКАО. В те времена, когда наблюдать за самолетами можно было только с помощью наземных локаторов, использовались термины типа «при наличии РЛК», «при отсутствии РЛК» (РЛК — радиолокационный контроль), теперь же — «при наличии наблюдения», «при отсутствии наблюдения». При этом под *наблюдением (surveillance)* понимается не только РЛК, но и АЗН.

Глава 8. Разностно-дальномерные радионавигационные системы

8.1. Принцип работы РДРНС

Как уже отмечалось в разд. 2.3, измеряемым навигационным параметром в разностно-дальномерных радионавигационных системах (РДРНС) является разность расстояний (дальностей) от ВС до двух радиостанций:

$$\Delta D = D_2 - D_1.$$

При этом сами дальности остаются неизвестными. Ведь если бы они были измерены, то не было бы необходимости определять еще и ΔD . Получилась бы просто дальномерная система.

Каким же образом можно измерить разность двух расстояний, не зная сами расстояния? Оказывается, это можно сделать как минимум двумя способами: импульсным и фазовым.

Радиостанции РДРНС работают не каждая сама по себе (как, например, VOR или ОПРС), а излучают сигналы согласованно друг с другом, образуют систему.

При использовании *импульсного способа* обе радиостанции одновременно излучают радиоимпульсы, которые достигают ВС не одновременно. Сначала придет импульс от той радиостанции, которая ближе, и лишь затем — от более удаленной. Время запаздывания второго импульса относительно первого Δt будет зависеть от того, насколько D_2 больше, чем D_1 . Очевидно, что

$$\Delta D = c \Delta t,$$

где c — скорость распространения радиоволн.

При использовании *фазового способа* обе радиостанции излучают не импульсы, а непрерывные синусоидальные колебания, строго синхронизированные по фазе. Вследствие различия расстояний, которые каждая из радиоволн должна пройти до ВС, принимаемые сигналы различаются по фазе (см. рис. 2.2, б). Измеренный бортовым приемником сдвиг фаз также зависит от ΔD .

Фазовый метод имеет недостаток, заключающийся в том, что при увеличении разности расстояний сдвиг по фазе повторяется с периодом 2π , то есть каждому значению сдвига соответствует несколько значений ΔD и линий положения. Расстояние между такими линиями положения называется *фазовой дорожкой*, ширина которой зависит от длины волны. Однозначное определение линии положения возможно только в случае, когда известно, в пределах какой именно фазовой дорожки находится ВС. Неоднозначность устраняется либо излучением на нескольких частотах с разной шириной дорожек, либо путем комбинирования импульсного и фазового способа.

Линия положения для навигационного параметра ΔD называется *линией равных разностей расстояний* (ЛРРР) и имеет вид гиперболы (см. разд. 2.3 и рис. 8.1). Поэтому разностно-дальномерные системы также называют *гиперболическими*.

Таким образом, для определения одной линии положения необходимы две радиостанции. Но для определения места самолета нужно две линии положения. Для этого нужно иметь как минимум три станции, из которых можно выбрать три пары станций и для каждой определить линию положения. Точка пересечения линий положения и даст место самолета.

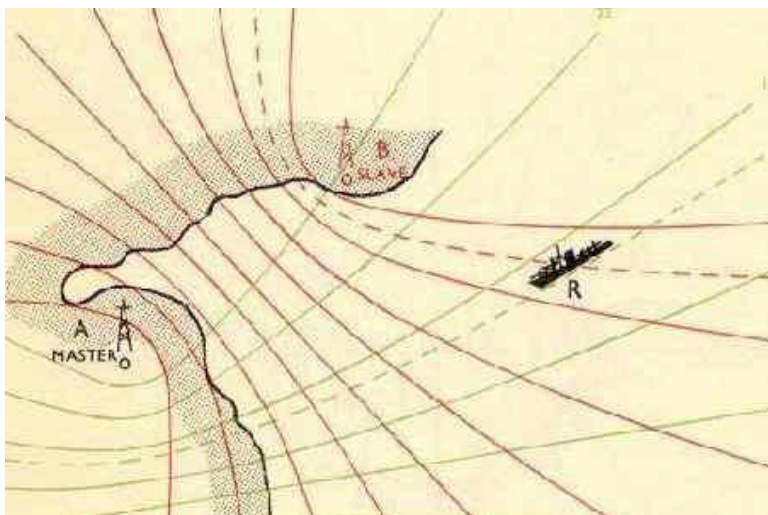


Рис. 8.1. Определение места судна по двум гиперболическим линиям

Фазовый метод определения координат основан на результатах исследований и экспериментов, проведенных еще в 1930-е годы советскими учеными Л. И. Мандельштамом, Н. Д. Папалекси и Е. Я. Щеголевым. Импульсный метод также был запатентован в СССР инженером Э. М. Рубчинским еще в 1938 г. Однако впервые широко применяться для навигации разностно-дальномерные системы стали за рубежом.

8.2. Зарубежные и отечественные РДРНС

«*Decca*». В 1942 г. в Англии была разработана фазовая разностно-дальномерная радионавигационная система «Декка» (*Decca Navigator System*). Она предназначена для судовождения, то есть морской навигации, но бортовые приемники могут устанавливаться и на самолетах.

Система включала в себя четыре береговые станции, излучающие на нескольких частотах, которые являются гармониками базисной частоты 14,2 кГц (длина волны 21 км). Дальность действия 500–600 км. Точность определения местоположения корабля существенно зависела от его расположения относительно станций, удаления, времени суток. Вблизи

линии базы, соединяющей две станции, погрешность при благоприятных условиях могла быть порядка 10 метров, но на больших удалениях ночью достигала 1–5 морских миль. Тем не менее это была одна из самых точных систем судовождения того времени, которая существенно помогала при плавании в стесненных местах, например в проливах. «Декка» использовалась еще во время Второй мировой войны для высадки союзных войск в Нормандии в 1944 г.

LORAN. В годы Второй мировой войны Массачусетским технологическим институтом (США) была разработана импульсно-фазовая система *LORAN (Long Range Navigation)*. В этой системе грубое определение местоположения осуществляется импульсным методом, чтобы определить, в какой фазовой дорожке оно находится, а более точное — фазовым методом. Первый вариант этой системы *LORAN-A* работал в средневолновом диапазоне (1750–1950 кГц) и использовался до 1980 г., в том числе во время войны США во Вьетнаме в 1960-е годы. Низкая стоимость судовых приемников этой системы (до 150 долларов) обусловила возможность их использования даже на рыбацких шхунах, благодаря чему система спасла немало жизней моряков.

Но наибольшее распространение получила система *LORAN-C*, созданная в конце 1940-х годов. Станции этой системы объединены в так называемые *цепочки*, включающие обычно 3–5 станций. Одна из станций цепочки является ведущей, остальные — ведомыми. Станции работают на частотах 90–110 кГц и излучают сигналы по определенному графику. Максимальная дальность действия может превышать 2500 км. Точность определения местоположения — около 500 м.

Поскольку система в основном предназначена для судовождения, цепочки станций *LORAN-C*, устанавливаемые разными странами, расположены на берегах акваторий с интенсивным судоходством.

Насчитывалось более 30 цепочек на восточном и западном побережье США, на Аляске, в Японии, Скандинавии, Средиземноморье...

Ввиду появления спутниковых навигационных систем и в связи с разразившимся в 2008 г. всемирным экономическим кризисом американским конгрессом было принято решение с 2010 г. вывести из эксплуатации станции, принадлежащие США.

Использовались и другие варианты *LORAN*, применявшиеся для специальных целей: *LORAN-B* — чисто фазовый вариант системы, *LORAN-D* — с передвижными станциями, повышенной точностью, но меньшей дальностью действия. Одну из разрабатывавшихся для управления беспилотными летательными аппаратами навигационных систем неофициально называли *LORAN-F*, хотя она к этому «семейству» не относится.

Omega («Омега»). Фазовая РДРНС «Омега» была разработана США в сотрудничестве с другими странами и была полностью введена в эксплуатацию в 1976 г. Система работала в диапазоне сверхдлинных волн (длина волны около 29 км), а такие радиоволны могут огибать земную поверхность, переотражаясь, как в волноводе, от поверхности земли и ионосферы. Дальность действия каждой станции — более 9000 км. Поэтому система включала в себя всего 8 станций, но своей рабочей областью охватывала весь земной шар, то есть являлась глобальной. В каждой точке планеты можно было получить 5–6 линий положения. Погрешность определения места самолета зависит от региона, состояния ионосферы и других факторов, поэтому может меняться в широких пределах примерно от 1,5 до 12 км. Это не столь высокая точность, но зато место самолета можно было получить и над Антарктидой, и посреди Тихого океана, где другие средства отсутствуют.

На протяжении многих лет «Омега» являлась одним из основных средств навигации в океанических и удаленных районах. В 1997 г. система

была выведена из эксплуатации, ее станции и антенны демонтированы. Не потому, что система была плохой, а потому что появилась тоже глобальная, но гораздо более точная спутниковая система.

Российские РДРНС. В нашей стране разностно-дальномерные системы часто называли радиотехническими системами дальней навигации (РСДН), поскольку их максимальная дальность действия намного превышала дальность традиционных средств УКВ-диапазона. В СССР было разработано несколько видов таких систем, предназначавшихся в первую очередь для обеспечения обороноспособности страны, но некоторые из них могли использоваться и в гражданской авиации. При этом одна и та же система могла иметь несколько названий или обозначений, что запутывало не только потенциального агрессора, но и, пожалуй, отечественного пользователя.

Одной из самых используемых была фазовая РСДН-20 (она же Е-712, она же «Маршрут»). Работает на частотах примерно 12–15 кГц. Дальность действия каждой станции — около 10 000 км, точность определения МС — 2,5–7 км. Введена в эксплуатацию в 1972 г.; включала в себя несколько станций на территории СССР, но после распада страны остались только станции в Краснодаре, Новосибирске и Комсомольске-на-Амуре. Наибольшая точность обеспечивается далеко к северу и к югу от линии, соединяющей эти станции, то есть в Северном Ледовитом океане и в районе Индии и Китая. На территории же России углы пересечения линии положения таковы, что не обеспечивают высокой точности.

Ранее предполагалось, что количество станций системы будет возрастать и впоследствии система станет глобальной, то есть явится российским аналогом «Омеги» под названием «Альфа».

Российская импульсно-фазовая система «Чайка» («Тропик», РСДН-3,4,10) является отечественным аналогом *LORAN-C*. Имеет такую же частоту и примерно такую же точность.

Европейская цепочка (РСДН-3/10) включает в себя станции в Брянске, Петрозаводске, Сызрани, Слониме (Беларусь) и Симферополе (Украина). Станции восточной цепочки расположены в Александровске-Сахалинском, Петропавловске-Камчатском, Уссурийске и Охотске. Еще две цепочки работают на севере России (ведущие станции цепочек расположены в Дудинке и Инте).

Если в одном и том же регионе установлены станции разных систем, но с одним и тем же принципом действия, то их совместное использование позволяет расширить зону действия системы и ее точность. Уже давно было достигнуто соглашение с США о совместном использовании станций систем «Чайка» и *LORAN-C* на Дальнем Востоке, а позже аналогичное соглашение было достигнуто с Кореей, Китаем, Японией, Норвегией. Правда, как уже отмечалось, с 2010 г. американские станции сняты с эксплуатации.

Перспективы использования РДРНС. Казалось бы, разностно-дальномерные системы постепенно, но безвозвратно уходят в прошлое аэронавигации. И причиной тому — появление спутниковых навигационных систем (СНС), глобальных и гораздо более точных.

Однако ориентироваться на применение только одного средства, пусть даже очень точного, — значит нарушать одно из основных правил аэронавигации: комплексное применение навигационных средств, поэтому в планах ни одного государства не фигурирует полный отказ от наземных средств.

В настоящее время за рубежом разрабатывается новое, усовершенствованное (*enhanced*) поколение *LORAN* — *eLORAN*. Предполагается, что точность определения места самолета составит 8–10 м.

Назначение этой системы двоякое. С одной стороны, это будет резервная (*back up*) система на случай невозможности использования СНС, а с другой — *eLORAN* будет способна передавать через свои станции поправки в координаты для пользователей СНС, позволяющие повысить точность.

8.3. Бортовое оборудование РДРНС

Вскоре после своего появления разностно-дальномерные системы стали использоваться не только для судовождения, но и для воздушной навигации. Но в докомпьютерную эпоху процесс определения места самолета представлял собой непростую задачу. Впрочем, смотря с чем сравнивать. Определение места самолета по звездам было гораздо более трудоемким.

В те времена для каждого региона издавали специальные карты (рис. 8.2), на которых уже были нанесены семейства гипербол (линий положения): для каждой пары станций — своим цветом. На гиперболах надписано, какой, например, разности фаз она соответствует. Штурман, настроившись на пару радиостанций РДРНС, с помощью фазометра (рис. 8.3) измерял разность фаз и находил на карте соответствующую ей линию положения. Затем таким же образом по другой паре станций находил вторую гиперболу и определял место самолета в точке их пересечения. После этого оставалось полученное МС перенести (по значениям широты и долготы) на полетную карту и определить, уклонилось ли воздушное судно от маршрута.

В настоящее время необходимость в таких манипуляциях отсутствует, поскольку микропроцессор бортового приемника не только обеспечит измерение навигационного параметра, но и рассчитает и выдаст экипажу сразу широту и долготу МС.



Рис. 8.2. Фрагмент карты с семействами ЛРРР



Рис. 8.3. Бортовой фазометр системы «Декка»

Впервые в советской гражданской авиации бортовые приемники РДРНС стали устанавливать на самолетах Ил-62М для обеспечения перелета через Северную Атлантику и коррекции инерциальных систем. Поначалу приходилось закупать зарубежные приемники ONS-VII, ONS-X, но позже появились и отечественные.

Бортовое оборудование «Квиток» (А-723) предназначено для работы с основными отечественными и зарубежными РДРНС и в высокой степени автоматизировано (рис. 8.4). В памяти приемника хранятся координаты и частоты станций систем, и он автоматически пытается настроиться последовательно на одну из РДРНС. Если, например, сигнал от системы РСДН-20 отсутствует (из-за того, что система временно не работает или приемник находится вне ее зоны действия), то он пытается «поймать» сигналы от *LORAN-C*, а если и этих сигналов нет, то системы «Омега». При работе с фазовыми системами вначале нужно ввести приближенные координаты самолета (с точностью до 60 км) для устранения многозначности.



Рис. 8.4. Пульт управления и индикации бортового оборудования «Квиток»

После получения сигналов на двухстрочном индикаторе отображаются широта и долгота текущего места самолета. В память приемника с помощью клавишного наборного поля можно ввести координаты девяти ППМ, задав тем самым маршрут полета. В этом случае приемник определяет, на каком из участков находится место самолета, и на дополнительном двузначном индикаторе отображаются номера ППМ, *на* и *от* которого выполняется полет. По известным текущим координатам и скорости их изменения рассчитываются путевая скорость, фактический путевой угол и другие нужные для навигации величины.

С помощью галетного переключателя на двухстрочный индикатор можно вызвать различные данные: текущие широту и долготу, широту и долготу любого ППМ, ЛБУ и поправку в ФПУ для выхода в ППМ, оставшееся время и расстояние до ППМ, фактический и заданный путевые

углы, путевую скорость и расчетное время пролета ППМ, удаление до ППМ и пеленг на него.

В служебных режимах («РНС», «Сост», «Контр») можно посмотреть, на какую систему автоматически настроился приемник, заставить его принудительно работать с конкретной системой, провести тестирование приемника и пр.

При временном прекращении поступления сигнала от РДРНС приемник может осуществлять счисление координат, но для этого в него нужно вручную ввести скорость и курс.

Если переключатель на пульте управления стоит в положении «Авт», то после пролета очередного ППМ автоматически произойдет переход к новой частноортодромической системе координат, то есть ЛБУ, и оставшееся расстояние будут относиться уже к новой ЛЗП. При положении «Руч» автоматической смены не произойдет.

Можно оперативно изменить маршрут полета, например, вместо пятого ППМ выполнить полет сразу на восьмой или вообще в любую выбранную точку.

Глава 9. Применение бортовых радиолокационных станций

9.1. Принцип работы бортовых РЛС

Бортовая радиолокационная станция (БРЛС) является автономным радиотехническим средством, позволяющим наблюдать радиолокационное изображение пролетаемой местности и окружающей воздушной обстановки, а также измерять курсовые углы и наклонные дальности до ориентиров.

БРЛС может использоваться не только для решения навигационных задач, но и для предотвращения попадания в зоны опасных метеоявлений. В середине XX века бортовой радиолокатор был одним из основных средств навигации, но в настоящее время из-за невысокой точности он уступил свое место более точным радионавигационным средствам. Как средство предотвращения попадания в зоны грозовой деятельности БРЛС сохранил свое значение. Поэтому на современных ВС БРЛС чаще называют *метеонавигационными* РЛС (МНРЛС). Некоторые типы БРЛС давали возможность предотвращения опасных сближений с другими ВС.

В данной части учебного пособия рассматривается применение БРЛС для навигации. Ее использование для обхода зон грозовой деятельности будет рассмотрено в другой части, в главе, посвященной обеспечению безопасности полетов.

БРЛС является автономным средством, а не системой, поэтому ее нельзя отнести к классу угломерных, дальномерных или иных систем. Но с ее помощью можно определить место самолета угломерным, дальномерным или угломерно-дальномерным способами, а также пеленги и дальности одновременно нескольких ориентиров.

Принцип работы бортовой РЛС — такой же, как и у наземных РЛС. Он заключается в излучении бортовой антенной электромагнитных импульсов, их отражении от объектов и приеме отраженных сигналов бортовой антенной. Упрощенная блок-схема БРЛС представлена на рис. 9.1.

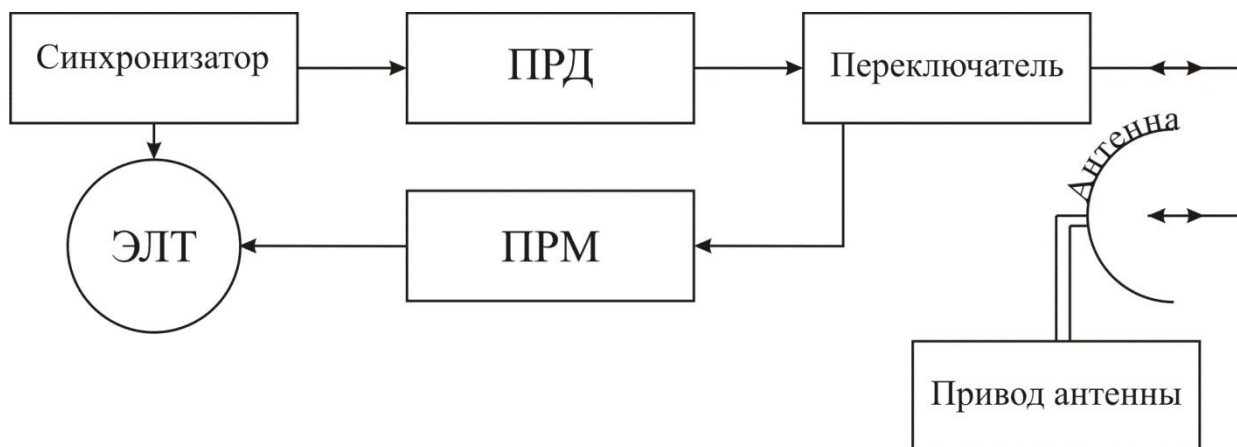


Рис. 9.1. Упрощенная схема БРЛС

Синхронизатор вырабатывает периодическую последовательность запускающих импульсов, которые поступают на передатчик (ПРД) и ЭЛТ. Под их воздействием передатчик генерирует и излучает через антенну мощные импульсы в сантиметровом диапазоне волн. Одновременно начинается развертка на ЭЛТ, то есть «линия прицеливания» электронной пушки начинает отклоняться от центра экрана.

Отраженный от объекта импульс принимается через антенну и приемник (ПРМ) и подается на ЭЛТ. В этот момент пушка излучает электроны, образуя пятно на экране трубки. Расстояние отметки объекта от начала развертки пропорционально времени прохождения сигнала и, следовательно, удалению до объекта.

С помощью привода (электродвигателя) антенна сканирует (вращается), излучая импульсы по различным направлениям. В результате послесвечения экрана отметки объектов по всем направлениям сливаются в единое изображение. На экране электронным путем формируются метки дальности, с помощью которых можно определить расстояние до объекта.

Одна и та же антенна предназначена как для излучения, так и для приема сигналов. Чтобы мощный излучаемый сигнал не попал в приемник,

антенный переключатель отключает приемник от антенны в момент излучения импульса.

Использовались БРЛС как переднего обзора, в которых антенна располагается в носовой части ВС и сканирует вправо-влево в определенном секторе, так и БРЛС кругового обзора, в которых антенна вращается на 360° . В этом случае антенна располагается под фюзеляжем.

Бортовые РЛС применяются в авиации с 1950-х годов, и, конечно, за прошедшие десятилетия было создано много их разновидностей. В гражданской авиации применялись такие БРЛС, как РОЗ-1, РПСН-2 и другие. Наиболее распространены были радиолокаторы серии «Гроза», которые в принципе имели одинаковое устройство и похожие органы управления, но несколько различались в зависимости от того, для какого типа ВС предназначались. Так, на Ту-154 устанавливалась «Гроза-154», на Ан-26 — «Гроза-26» и т. д. Рассмотрим органы управления БРЛС на основе устройств этой серии.

9.2. Органы управления и режимы работы БРЛС «Гроза»

Органы управления

Общий вид органов управления и индикации бортовой РЛС «Гроза», применяемой на самолете Ан-26, показан на рис. 9.2. Посередине в верхней части располагается экран ЭЛТ, в нижней части которого находится точка начала развертки. Вертикальная линия, идущая вверх от начала развертки, называется *курсовой чертой*, поскольку направлена по продольной оси ВС. Антенна в таких БРЛС сканирует в секторе $\pm 100^\circ$ от продольной оси ВС (курсовой черты).

Слева от экрана находятся две клавиши управления антенной. С их помощью можно антенну, если она не сканирует, и соответствующую ее направлению линию развертки направить в любую сторону.

Справа от экрана находится клавиша включения БРЛС.

Справа внизу располагается переключатель масштабов изображения. Здесь под масштабом понимается вовсе не то, что в картографии. Масштаб изображения — это дальность до максимально удаленного объекта, который можно видеть на экране (например, от начала развертки до самой верхней точки экрана). Пилот может установить любой из имеющихся масштабов. На каждом из них будут формироваться свои метки дальности (окружности одинакового удаления от ВС), но интервал между метками на каждом масштабе свой. Масштабы и интервалы между метками приведены в табл. 9.1. Интервал между метками для каждого масштаба своей БРЛС пилот должен знать наизусть, поскольку численные значения на экране, конечно, не обозначены.

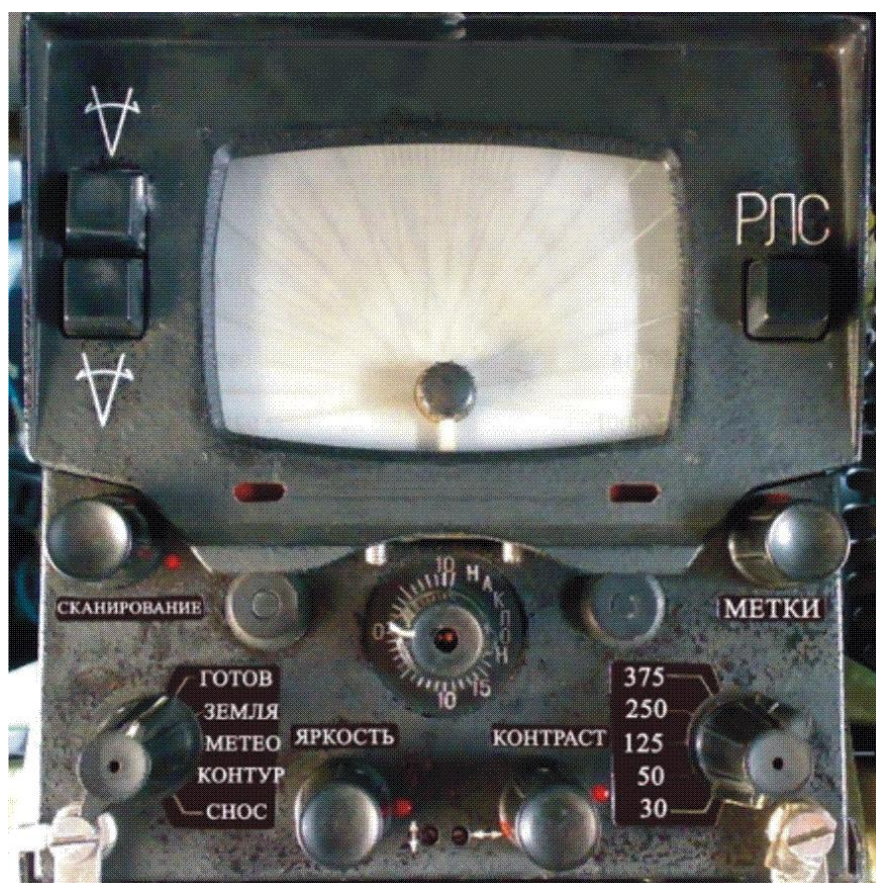


Рис. 9.2. Органы управления и индикации БРЛС «Гроза-26»

Слева внизу — переключатель *режимов работы* БРЛС, о которых речь пойдет далее.

Посередине прямо под экраном располагается кремальера изменения угла наклона антенны относительно горизонтальной плоскости. Антенну (и, соответственно, направление ее излучения) можно установить так, чтобы она сканировала строго в горизонтальной плоскости (вправо-влево) или наклонить плоскость ее сканирования на несколько градусов вверх или вниз. Нужно помнить, что нулевое положение антенны соответствует истинной горизонтальной плоскости, а не горизонтальной плоскости самолета. Если самолет летит с тангажом или креном, антенна не наклоняется вместе с ним, а останется горизонтальной относительно земли. Для этого в БРЛС подаются сигналы от соответствующего внешнего устройства (например, от центральной гировертикали).

Таблица 9.1

Масштабы и интервалы между метками

Масштаб, км	30	50	125	250	375 (с задержкой 200)
Интервал между метками дальности, км	10	10	25	50	50

Имеются кремальеры регулировки качества изображения на экране, аналогичные тем, что используются в телевизоре (яркость, контрастность, частота и пр.), а также кремальера регулировки яркости меток дальности, с помощью которой эти метки можно сделать ярче или, наоборот, вообще убрать с экрана.

Режимы работы

БРЛС «Гроза», как правило, имеет следующие режимы работы.

Режим «Готов». В этом режиме излучение не происходит, но БРЛС готова к работе, все электрические цепи под напряжением.

Режим «Земля». Это основной режим работы для навигации. Антенна наклонена к земле, и на экране можно видеть изображение земной поверхности.

Излучение может осуществляться по широкой или узкой диаграмме направленности. Широкая диаграмма направленности (рис. 9.3), называемая также *косеканс-квадрат* (из-за формулы, ее описывающей), охватывает значительный диапазон дальностей на земной поверхности по направлению ее излучения. Мощность отраженного сигнала от близких и удаленных объектов примерно одинакова. Узкая диаграмма имеет форму луча шириной примерно 3° . Излучаемая мощность по обеим диаграммам одинакова, но в широкой диаграмме она «размазана» по большой площади, а при использовании узкой диаграммы сконцентрирована по одному направлению. Это дает возможность лучше наблюдать удаленные объекты. Но то, что не попадет в пределы луча, видно не будет.

На масштабах 30, 50 и 125 км используется широкая диаграмма направленности, на масштабе 375 — узкая, а на масштабе 200 поочередно узкая и широкая.

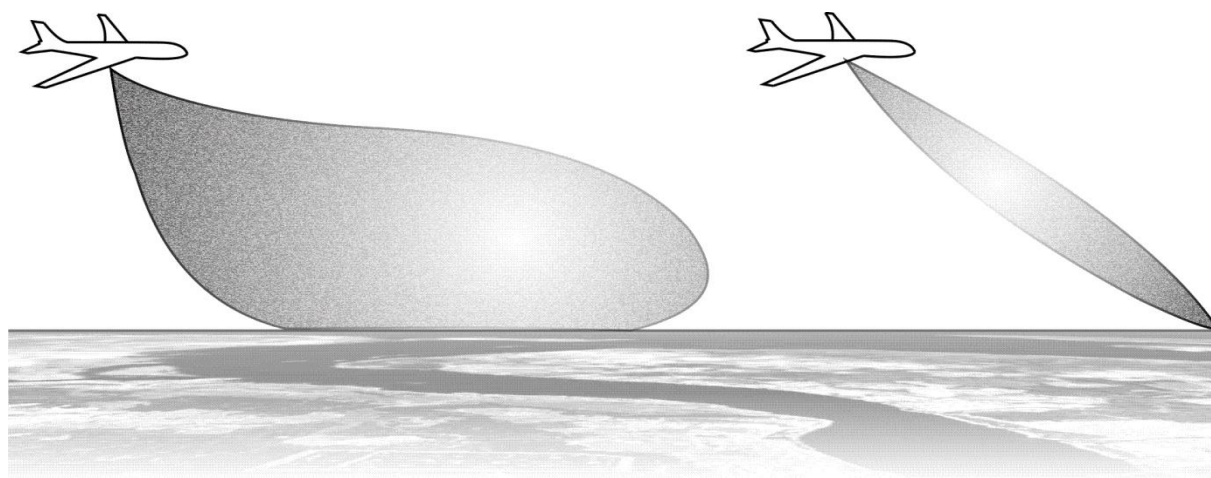


Рис. 9.3. Широкая и узкая диаграммы направленности

Удаление отметки объекта на экране от начала развертки соответствует наклонной дальности объекта. Первое, от чего отразится излучаемый электромагнитный импульс, — это точка на земной поверхности под ВС. Наклонная дальность от этой точки равна истинной высоте полета, поэтому изображение данной точки появится на соответствующем удалении от начала развертки, то есть не в центре экрана, а на расстоянии, соответствующем высоте. Но антенна сканирует, поэтому изображение этой одной точки появится по всем направлениям излучения. Таким образом, место самолета, которое является *точкой*, изобразится на экране в виде *окружности* с радиусом, равным высоте полета! Внутри этой окружности экран будет темным (нет отражающих объектов). В принципе, по радиусу высотного кольца можно судить о высоте полета, но точность будет очень низка (порядка 1 км).

Из этого ясно, что на экране БРЛС изображение земной поверхности искажено по сравнению с тем, как оно выглядит на карте. Ведь точка превратилась в линию — окружность. Разумеется, искаженной будет форма и других объектов поблизости от ВС. Но на больших удалениях, где наклонная дальность практически совпадает с горизонтальной, искажения будут все меньше и меньше (рис. 9.4).

На масштабе 375 км введена *задержка развертки*, соответствующая дальности 200 км. Это означает, что в момент излучения импульса развертка начинается не сразу, а лишь в момент, когда пройдет время, соответствующее дальности 200 км. Объект, находящийся на этом удалении, изобразится в центре экрана (в начале развертки), причем все объекты на этом удалении, находящиеся в разных направлениях от ВС, изобразятся в этой же точке. Здесь уже окружность с радиусом 200 км стянется в одну точку. Понятно, что и в этом случае будут искажения формы объектов.

Задержка введена для того, чтобы лучше рассмотреть именно удаленные объекты, пусть даже с искажениями. На экране на масштабе 375 км будут видны только объекты, находящиеся на удалениях от 200 до 375 км.

Режим «Метео». Предназначен для обнаружения зон грозовой деятельности. Используется узкая диаграмма направленности, и устанавливается наклон антенны, равный нулю. Антенна сканирует в горизонтальной плоскости на уровне высоты полета, и луч пересекает очаги грозовой деятельности (рис. 9.5). Они сильно электризованы, хорошо отражают радиоволны и видны в виде ярких засветок. Чем ярче засветка, тем сильнее гроза (рис. 9.6).

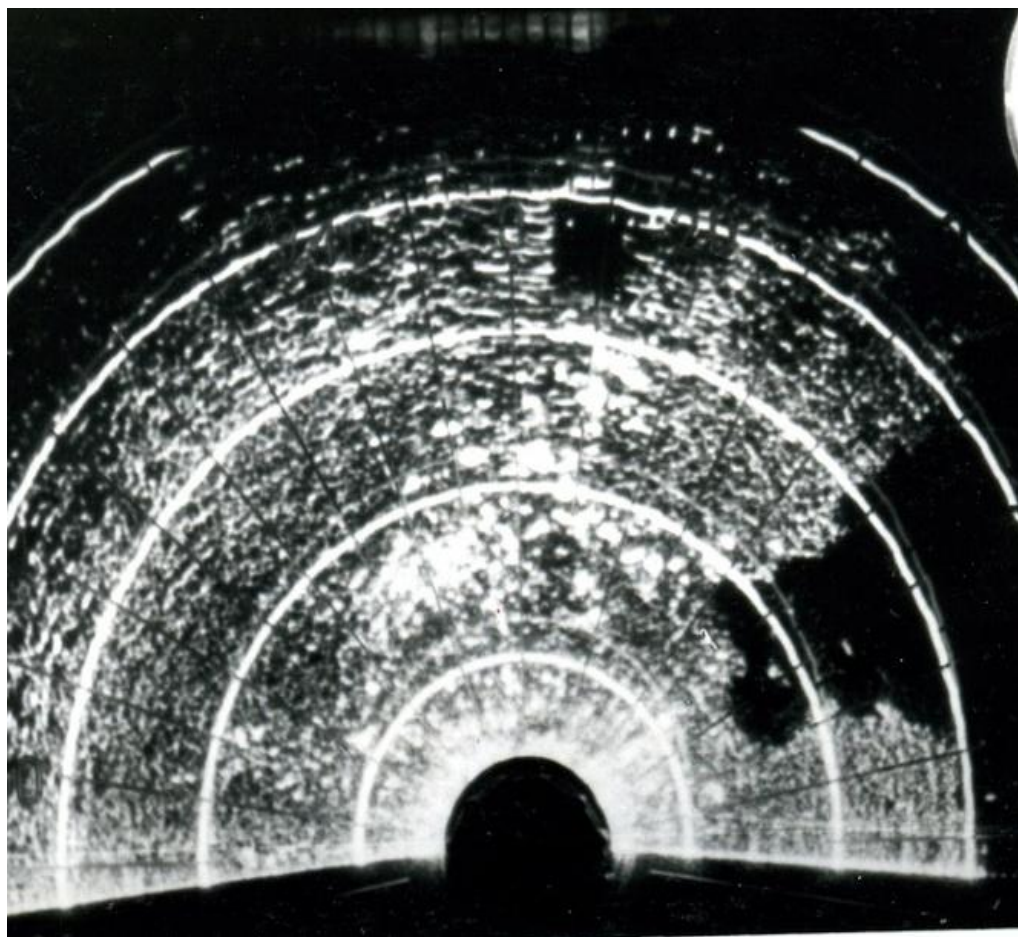


Рис. 9.4. Вид радиолокационного изображения земной поверхности

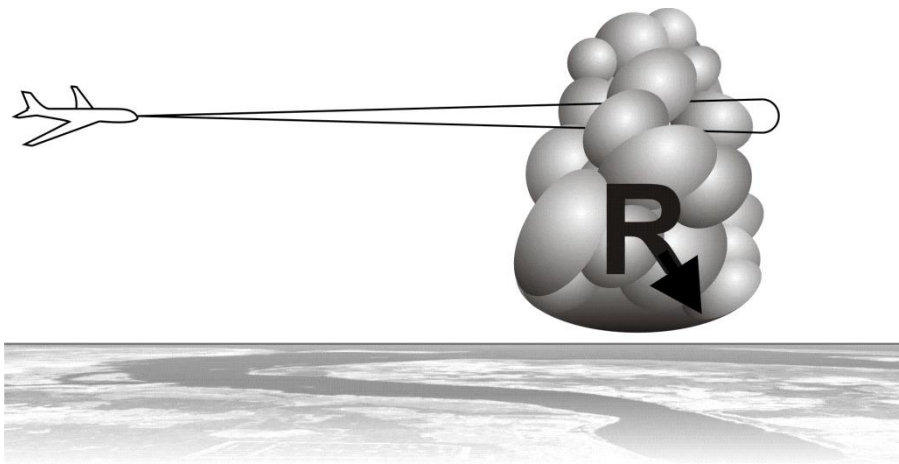


Рис. 9.5. Диаграмма направленности в режиме «Метео»

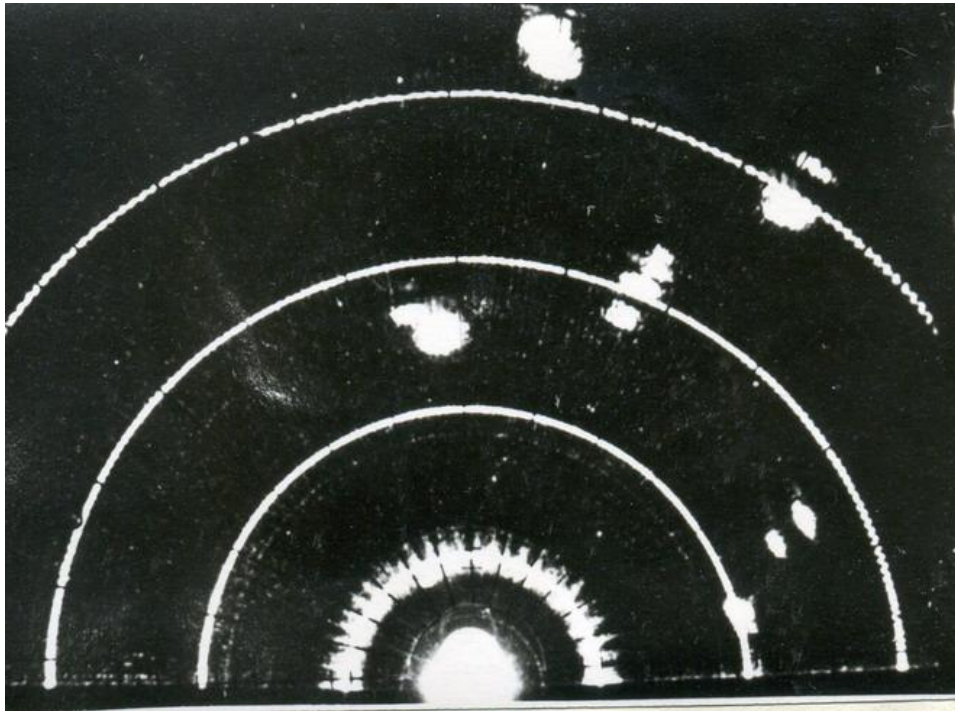


Рис. 9.6. Вид грозových засветок в режиме «Метео»

Режим «Контур». БРЛС работает, как и в режиме «Метео», но наиболее сильные сигналы *полностью* подавляются схемой локатора. Это значит, что если мощность отраженного сигнала превышает определенный уровень, то электрическая схема локатора уменьшит ее до нуля, как будто нет никакого отраженного сигнала. Разумеется, на экране в этом месте свечения вообще не будет. Поэтому в режиме «Контур» посередине ярких грозových засветок образуются черные «дырки», как будто бы там нет грозы.

На самом деле в этих местах самая сильная грозовая деятельность (рис. 9.7). Данный режим и предназначен для того, чтобы пилот смог выявить самые опасные места.

Режим «Снос». Этот режим предназначен для измерения угла сноса. Используется широкая диаграмма направленности, но сканирование антенны отсутствует. Направление антенны (линии развертки) можно изменить клавишами управления антенной. Порядок определения угла сноса описан далее.

Порядок подготовки БРЛС к работе

Порядок работы с БРЛС во время предполетной подготовки заключается в следующем.

При нахождении ВС на стоянке необходимо включить АЗС (автомат защиты сети) и другие выключатели питания (зависит от типа ВС).

Установить режим «Готов», наклон антенны $+10^\circ$, регуляторы «Яркость» и «Метки» установить в среднее положение, а «Контраст» — в крайнее левое.

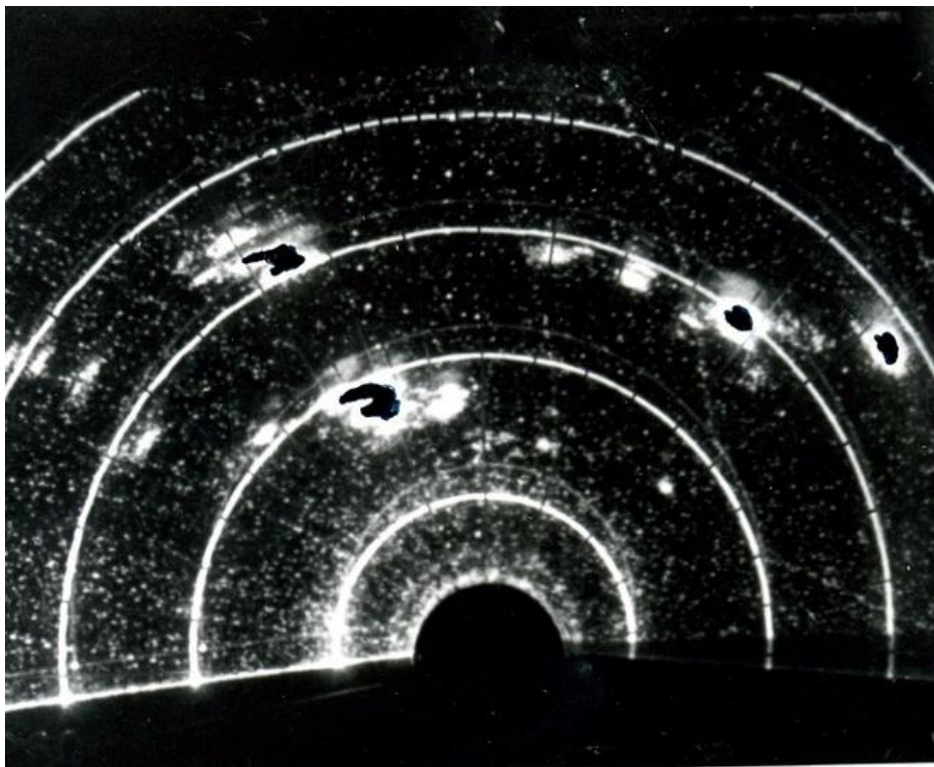


Рис. 9.7. Вид грозových засветок в режиме «Контур»

Включить локатор нажатием клавиши «РЛС» на индикаторе (включение). Через 3–5 минут, после прогрева элементов локатора, его можно перевести в режим «Земля». Перед этим необходимо убедиться в отсутствии людей и крупных отражающих объектов в секторе $\pm 100^\circ$ градусов на удалении до 100 метров. Дело в том, что локатор излучает на частоте 9375 МГц. Это всего лишь в 2,5 раза меньше, чем частота работы бытовой микроволновой печи, но импульсная мощность БРЛС во много раз больше.

Затем следует отрегулировать яркость экрана и меток дальности.

Поочередно устанавливая масштабы от 30 до 250, следует убедиться, что видны все метки дальности, что они имеют приблизительно круглую форму и расстояние между ними примерно одинаково.

Уменьшая угол наклона антенны до нуля, необходимо добиться появления радиолокационного изображения объектов, расположенных в районе аэродрома в секторе обзора локатора. Если изображения нет, переключить в режим «Готов» и снова в режим «Земля». Через 20 секунд изображение должно появиться.

Установить минимальную яркость экрана и при вращении регулятора «Контраст» убедиться в изменении характера изображения.

Установить наклон антенны $+5^\circ$ и режим «Метео». Изображения местных предметов должны исчезнуть.

Установить все регуляторы в исходные положения и выключить радиолокатор или установить режим «Готов».

После взлета БРЛС можно использовать в полном объеме для навигации и обнаружения зон грозовой деятельности.

9.3. Обзорно-сравнительный способ радиолокационной ориентировки

Благодаря тому, что на экране БРЛС формируется изображение пролетаемой местности, пилот может вести ориентировку путем сопоставления радиолокационного изображения с полетной картой (как это делается при визуальной ориентировке). Такой способ, называемый *обзорно-*

сравнительным, является относительно простым и наглядным, не требует измерений и расчетов, но зато и не обладает высокой точностью. Рассмотрим особенности такой ориентировки.

Изображение на экране классической ЭЛТ одноцветное, следовательно, видимые объекты различаются только яркостью. Яркость же пропорциональна мощности отраженного сигнала и, значит, степени отражающей способности объекта.

Яркость предметов, которые мы видим глазами, зависит от их способности отражать свет, то есть электромагнитное излучение в видимом диапазоне. Однако в дециметровом диапазоне радиоволн, в котором работает БРЛС, отражающая способность объектов совсем другая. То, что глазами мы видим ярким, на экране локатора иногда выглядит невзрачным. А яркая засветка на экране может оказаться просто одним из корпусов завода или небольшой железнодорожной станцией, где много металлических предметов, хорошо отражающих сигнал.

Зависит яркость и от удаления объекта, и от направления облучения, и от того, под каким углом падает радиоволна на поверхность объекта (чем ближе к 90° , тем ярче). Поэтому склоны гор, обращенные в сторону ВС, выглядят ярче равнинной местности.

Если же радиоволна отражается не в сторону ВС, а, как от зеркала, в противоположную сторону, то отраженный сигнал антенна не примет, экран в данном месте светиться не будет и такой объект (например, водная поверхность озера) выглядит на экране, как темное пятно. Но на фоне слабосветящейся суши такое пятно будет хорошо видно, поэтому водные объекты (озера, моря, точнее, их береговая черта, крупные реки) являются хорошими ориентирами.

Максимальная дальность обнаружения объектов зависит от длины волны, мощности передатчика и чувствительности приемника, состояния

атмосферы, высоты полета и отражающих свойств объектов, поэтому значения дальностей можно указать лишь ориентировочные (табл. 9.2).

Равнинная местность выглядит как равномерно и слабо светящаяся область. На ее фоне хорошо видны водные объекты в виде темных пятен. В свою очередь, на фоне водной поверхности могут быть видны крупные морские и речные суда.

Таблица 9.2

Примерные максимальные дальности обнаружения объектов на экране БРЛС

Ориентир	Дальность обнаружения, км
Крупные промышленные центры	250–350
Средние города	150–200
Береговая черта (вид со стороны моря)	100–200
Крупные реки	100–150
Средние озера	80–100
Грозная облачность	150–200

Населенные пункты выглядят как светлые пятна, причем их форма в общем случае не совпадает с их конфигурацией на карте. Неплохо видны железнодорожные мосты и плотины в виде ярких светящихся точек.

Может быть заметна водная поверхность крупных рек в виде темной извилистой ленты. Но часто можно заметить и средние реки благодаря наличию склонов у их берегов. Ведь поверхность, наклоненная в сторону радиолокатора, дает более сильный отражающий сигнал, и изгибы реки будут заметны в виде более яркой линии на фоне равномерной засветки.

Горная и пересеченная местность видна в виде пестрых светлых и темных пятен. Темные пятна образуются из-за затенения объектов. Ведь локатор «видит» местность не так, как человеческий глаз. Если пилот будет смотреть на местность с ВС, как это показано на рис. 9.8, то ближайшая к нему гора будет видна на фоне дальней и точка А будет видна

непосредственно рядом с точкой В. Но на экране БРЛС расположение точек зависит от их дальности. На соответствующем удалении от центра экрана изобразится точка А, и на значительно большем удалении — точка В. А между ними экран будет темным, ведь никакой отраженный сигнал не пришел с удалений от А до В. Такие темные пятна можно спутать с озерами. Отличить от озер такие затененные области можно благодаря изменению их формы при движении самолета.

Наблюдаемые на экране объекты можно классифицировать на *радиолокационные точки* (РЛТ) и *радиолокационные ориентиры* (РЛО)

РЛТ — это любой малоразмерный объект, наблюдаемый на экране. Пилот может и не знать, что это за объект, его может не быть на карте.

РЛО — это опознанные объекты, с известным расположением на земной поверхности.

Обычно под РЛО понимают не весь какой-то большой площадной объект, а малоразмерный точечный объект, который, возможно, является частью этого объекта: мост, мыс на береговой черте, характерный изгиб реки, небольшой остров в море. С помощью РЛО можно вести ориентировку и определить место самолета. Правила радиолокационной ориентировки в целом совпадают с правилами визуальной ориентировки, описанными в главе 1.

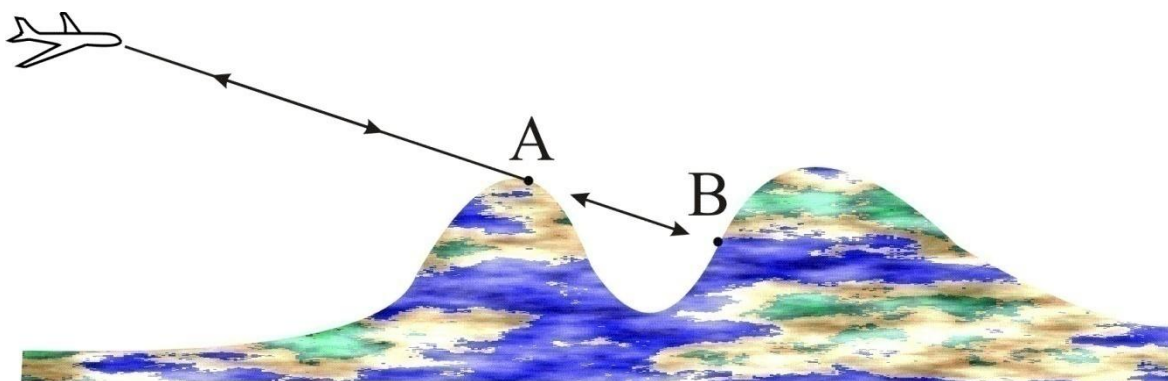


Рис. 9.8. Затенение объектов

РЛТ для ориентировки использовать нельзя, поскольку неизвестно их расположение на земной поверхности. Но их можно использовать для других целей, например для определения путевой скорости.

9.4. Определение места самолета с помощью БРЛС на карте

С помощью БРЛС можно определить МС гораздо точнее, чем обзорно-сравнительным способом. Для этого на экране локатора нужно измерить курсовой угол и дальность до ориентира.

Курсовой угол ориентира (КУО, ψ) — это угол, заключенный между продольной осью ВС и направлением на ориентир (рис. 9.9). Это по сути то же самое, что КУР, только вместо радиостанции используется ориентир.

На экране локатора КУО — угол между курсовой чертой (она направлена по продольной оси ВС) и направлением на ориентир от центра экрана. Отсчитать значение КУО можно по делениям и оцифровке, нанесенной на краю экрана. Правда, точность такого измерения не очень высока: СКП составляет около $1,5^\circ$.

Дальность до РЛО определяется с помощью меток дальности. Если считать, что на рис. 9.9 изображение соответствует масштабу 50 км (расстояние от центра до края экрана) и, следовательно, интервал между метками дальностей 10 км, то удаление первого РЛО — примерно 36 км, а второго — около 44 км. Понятно, что если РЛО находится между метками дальности, то пилоту приходится интерполировать дальность, и точность определения дальности зависит от его глазомера. Если интервал между метками 10 км, то можно ошибиться на 1–2 км, а если этот интервал (на другом масштабе) 50 км, то погрешность значительно больше. Наибольшая точность обеспечивается, когда РЛО находится прямо на метке дальности. В зависимости от масштаба СКП измерения дальности может составлять от 1 до 4 км.

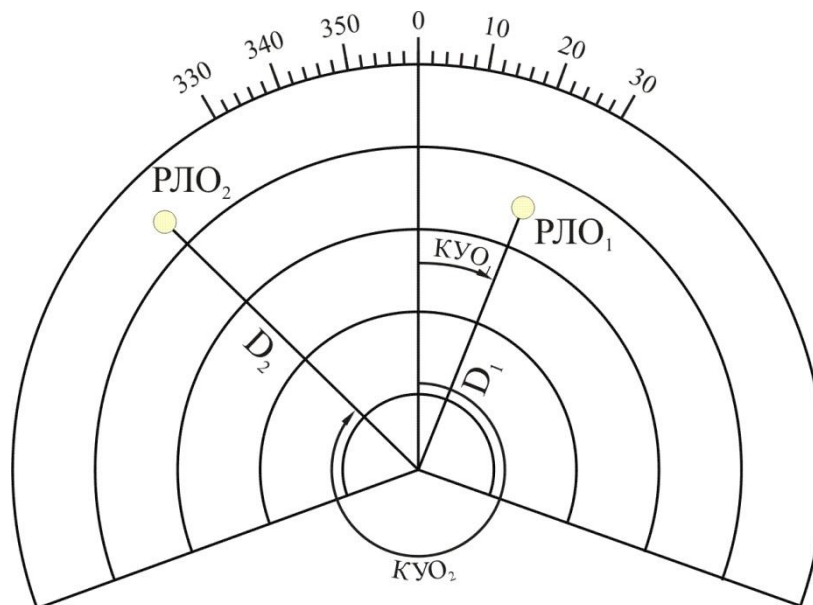


Рис. 9.9. Курсовые углы и дальности ориентиров

С помощью БРЛС измеряют *наклонную* дальность, и в принципе ее необходимо пересчитать в горизонтальную. Но это имеет смысл делать лишь при небольших удалениях. Например, если высота полета 10 км, а наклонная дальность 40 км, то горизонтальная дальность составит 38,7 км, то есть будет отличаться от наклонной на 1,3 км. Поэтому, если дальность не пересчитывать, то погрешность из-за этого окажется сравнима с погрешностью измерения самой этой наклонной дальности. А на больших удалениях она будет гораздо меньше.

Дальность сама по себе является навигационным параметром, а с помощью КУО можно рассчитать пеленг самолета. Поэтому даже по одному РЛО можно найти два навигационных параметра, что достаточно для определения МС. Обычно на экране наблюдаются одновременно несколько РЛО, поэтому определить МС можно разными способами. Это практически те же способы, которые были рассмотрены применительно к другим навигационным средствам. Например, если мы знаем, как определить МС с помощью пеленга и дальности, полученных по VOR/DME, то точно так же

можно определить МС по пеленгу и дальности, полученным по БРЛС. Не имеет значения, с помощью какого именно средства получены эти два навигационных параметра. В этом и состоит достоинство обобщенного метода линий положения.

Угломерно-дальномерный способ (по курсовому углу и дальности).

Для применения этого способа достаточно наблюдать один РЛО (например, одинокий остров в океане). По экрану БРЛС измеряются КУО и дальность до ориентира. При необходимости дальность пересчитывается в горизонтальную, а по КУО и курсу рассчитывается истинный пеленг самолета. Расчет ИПС производится точно так же как, как и рассмотренный ранее расчет ИПС по курсовому углу *радиостанции* (КУР), ведь не имеет значения, курсовой угол чего именно мы измерили — радиостанции или ориентира.

Если измерен магнитный курс, то

$$\text{ИПС} = \text{МК} + \text{КУО} \pm 180 + \Delta\text{М} + (\lambda_{\text{рло}} - \lambda) \sin \varphi_{\text{ср}},$$

Здесь также магнитное склонение берется в месте вероятного местоположения ВС, а последний член формулы предназначен для перехода от истинного меридиана ВС к истинному меридиану РЛО, от которого на карте и будет прокладываться пеленг.

После расчета на карте прокладываются ЛРПС и ЛРР, и в точке их пересечения определяется место самолета (рис. 9.10).

Угломерный способ (по двум курсовым углам) может быть использован, когда по каким-то причинам метки дальности на экране не видны. Выбираются два РЛО и для каждого из них рассчитывается ИПС по приведенной выше формуле. Чтобы точность определения была выше, следует выбирать такие РЛО, чтобы разность их курсовых углов была ближе к 90°. Место самолета определяется в точке пересечения двух проложенных на карте ЛРПС (см. рис. 9.10,б).

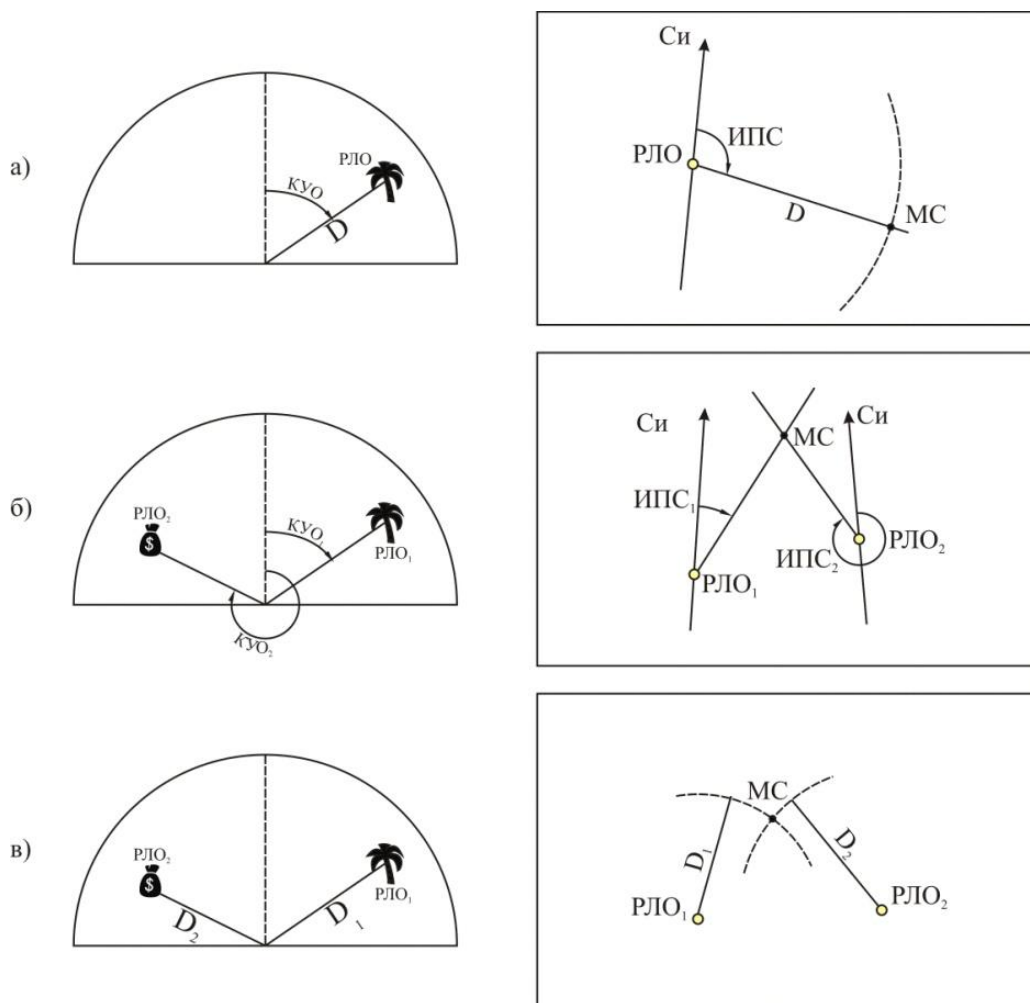


Рис. 9.10. Способы определения МС по БРЛС на карте: *а* — угломерно-дальномерный; *б* — угломерный; *в* — дальномерный

Дальномерный способ (по двум дальностям ориентиров). По меткам дальности до двух РЛО определяются дальности, и на карте прокладываются соответствующие им ЛРР в виде окружностей (см. рис. 9.10, *в*). Хотя курсовые углы ориентиров не измеряются, РЛО также следует выбирать так, чтобы разность КУО была ближе к 90° . Ведь этой величине и будет равен угол пересечения линий положения, а от него зависит точность определения МС.

9.5. Аналитический способ определения частноортодромических координат места самолета по БРЛС

Точность определения КУО и дальности по бортовой РЛС и так невысока, а при графической работе на карте добавляются дополнительные погрешности. Кроме того, заниматься в полете графическими построениями, тем более пилоту, не очень удобно.

Учитывая, что для выдерживания ЛЗП нет необходимости получить МС именно как точку на карте, а достаточно знать ЛБУ и пройденное или оставшееся расстояние, можно предложить аналитический способ определения этих величин, то есть расчет их по формулам, без использования карты. Этот способ аналогичен рассмотренному аналитическому способу определения координат по УДРНС и заключается в следующем.

Заранее, до полета, на карте измеряется координата $z_{рло}$ радиолокационного ориентира, то есть насколько сбоку он находится от ЛЗП, а также измеряется расстояние $s_{рло}$ от траверза РЛО до расположенного впереди ППМ (рис. 9.11). Эти величины можно надписать на карте, поскольку они от полета к полету не меняются.

В полете при появлении РЛО на экране измеряются КУО и дальность D до ориентира. Рассчитывается вспомогательный угол Δ по формуле

$$\Delta = \text{КУО} - \text{УС}_p.$$

Здесь под УС_p понимается разность заданного путевого угла и курса

$$\text{УС}_p = \text{ЗМПУ} - \text{МК}.$$

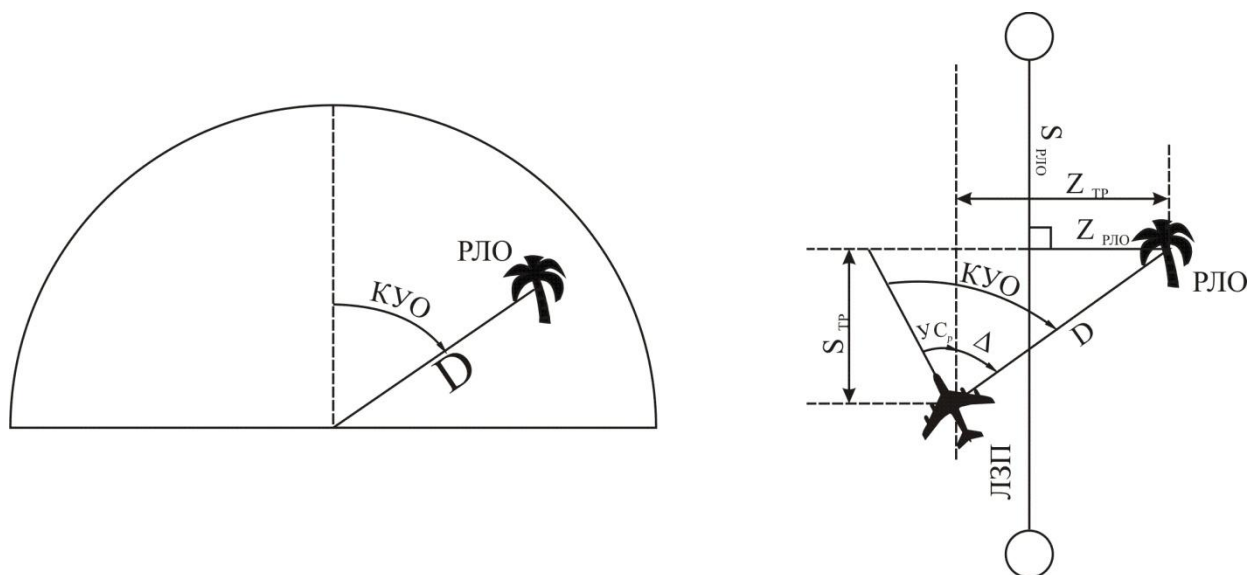


Рис. 9.11. Аналитический способ определения координат

Если самолет летит с расчетным курсом следования, то эта величина действительно будет расчетным углом сноса. Но если самолет летит с каким-то другим курсом (например, выходит на ЛЗП), то это просто величина, показывающая, насколько курс отличается от ЗМПУ.

Далее рассчитываются

$$z_{\text{тр}} = D \sin \Delta;$$

$$s_{\text{тр}} = D \cos \Delta.$$

Величина $z_{\text{тр}}$ — это боковое удаление ВС от РЛО (по направлению, перпендикулярному к ЛЗП). Если бы ВС находилось на ЛЗП, то эта величина совпала бы с $z_{\text{рло}}$. Сравнив $z_{\text{тр}}$ с $z_{\text{рло}}$, легко определить, на какую величину самолет уклонился от ЛЗП.

А $s_{\text{тр}}$ — это просто расстояние от самолета до траверза РЛО вдоль ЛЗП. Поскольку расстояние от траверза до ППМ известно, то нетрудно определить оставшееся расстояние до ППМ:

$$s_{\text{ост}} = s_{\text{тр}} + s_{\text{рло}}.$$

Приведенные формулы работают при любом расположении ориентира и при любом угле сноса, если не забывать о знаках входящих в них величин.

Рис. 9.11 соответствует случаю, когда РЛО находится справа от ЛЗП. Приведем пример расчета для случая, когда РЛО расположен слева от ЛЗП. Рисунок, соответствующий этому примеру, читателю предлагается представить самостоятельно.

Пусть $z_{\text{рло}} = -30$ км (минус означает, что РЛО слева);

$s_{\text{рло}} = 100$ км (это расстояние от траверза до лежащего впереди ППМ).

Пусть $ЗМПУ = 220$; $МК = 223$; $КУО = 348$; $D = 130$ км.

Находим $УС_p = ЗМПУ - МК = 220 - 223 = -3$. Как уже отмечалось, это вовсе не значит, что УС составляет -3° . Это просто значит, что продольная ось отклонена вправо на 3° от направления ЛЗП.

Находим $\Delta = КУО - УС$. Для удобства расчета на НЛ-10 можно вместо $КУО = 348$ взять $КУО = -12$ (это тот же самый угол).

$$\Delta = 348 - (-3) = 351,$$

или, что то же самое,

$$\Delta = -12 - (-3) = -12 - (-3) = -9.$$

Далее:

$$z_{\text{тр}} = 130 \sin (-9) = -20,$$

$$s_{\text{тр}} = 130 \cos (-9) = 128.$$

Косинус — функция четная, поэтому $s_{\text{тр}}$ получилось положительным. Впрочем, в подобных задачах эта величина всегда будет положительной. Ведь это расстояние, оставшееся до траверза, который всегда находится впереди (заднюю полусферу БРЛС не наблюдает).

Следовательно, до траверза РЛО осталось лететь 128 км, и еще от траверза до ППМ 100 км. Таким образом, оставшееся расстояние — 228 км.

Если бы самолет находился на ЛЗП, то боковое расстояние до него было бы 30 км (это $z_{\text{рло}}$), а по расчету получилось 20 км (это $z_{\text{тр}}$). Знак

«минус» просто говорит о том, что РЛО слева. Следовательно, самолет ближе к РЛО, чем надо, на 10 км, то есть ЛБУ= -10 км.

9.6. Определение путевой скорости и угла сноса по БРЛС

Определение путевой скорости. Все ориентиры на экране по мере движения ВС перемещаются в сторону, противоположную направлению движения ВС, то есть на экране примерно вниз. Именно «примерно», поскольку ВС летит не в направлении продольной оси (курсовой черты на экране), а в направлении вектора путевой скорости, отличающемся от него на УС.

Необходимо выбрать РЛО (или РЛТ) обязательно вблизи курсовой черты и в момент пересечения им какой-либо метки дальности включить секундомер. В момент пересечения им другой метки дальности секундомер останавливается. Расстояние между выбранными метками дальности должно быть не менее 40 км, иначе точность будет очень низкой (см. разд. 1.4).

Очевидно, что расстояние, пройденное ВС за измеренное время, равно расстоянию, на которое сместился ориентир. Его определить нетрудно, поскольку интервал между метками дальности на каждом масштабе известен. Следовательно, разделив расстояние на время, можно легко определить путевую скорость. Расчет обычно выполняется на НЛ-10.

Теоретически «засекать» время можно при любой дальности ориентира, даже когда он находится между метками дальности. Но точность определения дальности и, следовательно, путевой скорости, будет гораздо ниже.

Если ориентир выбрать не вблизи курсовой черты, то при смещении на экране «вниз» он будет пересекать метки дальности не под прямым углом и пройдет расстояние, не равное интервалу между метками.

Определение угла сноса в режиме «Снос». В режиме «Снос» бортового радиолокатора сканирование антенны прекращается. Она останавливается в случайном положении, и импульсы излучаются только в одном направлении. Изображение местности исчезает, экран становится темным, и на нем видна только яркая линия развертки (рис. 9.12). Точки на этой линии мерцают из-за доплеровских биений частоты. Для наглядности это можно объяснить следующим образом (хотя это объяснение и не очень корректно). При движении ВС расположенные на земле РЛТ перемещаются в направлении, обратном направлению вектора путевой скорости, то есть, скорее всего, под каким-то углом к линии развертки, которая сама направлена случайным образом. Здесь под РЛТ понимаются вообще все точки на земной поверхности. Какие-то из них ярче, какие-то слабее. Эти РЛТ хаотично *пересекают* линию развертки, что и создает мерцания.

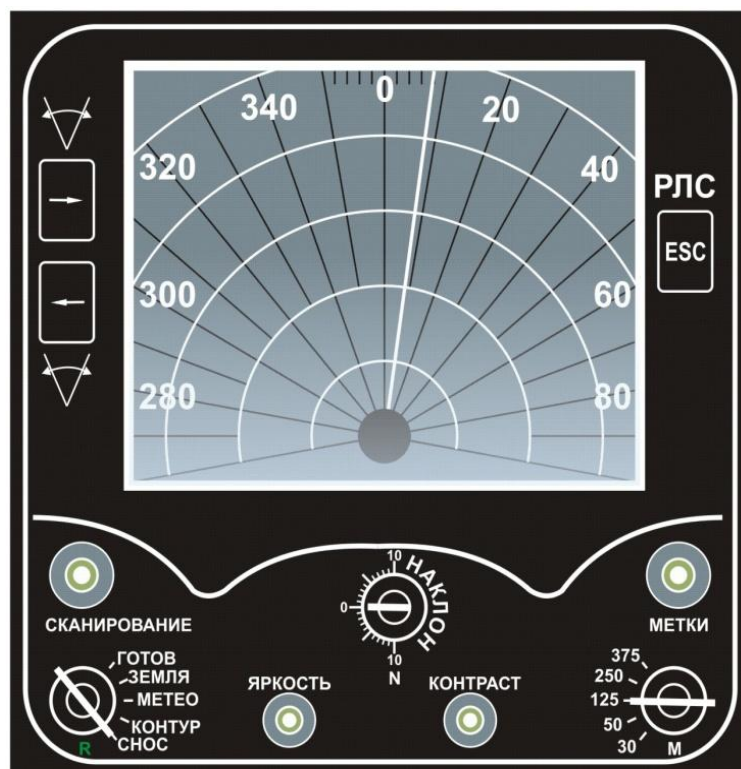


Рис. 9.12. Вид экрана в режиме «Снос»

Клавишами управления антенной, которые расположены слева от экрана, линию развертки (направление антенны) можно направить в любую сторону. Задача пилота — *подобрать такое положение антенны, чтобы мерцания на линии развертки стали как можно медленнее*; желательно, чтобы почти остановились. Это положение антенны будет соответствовать направлению вектора путевой скорости, ведь тогда ориентиры будут не пересекать линию, создавая мерцания, а довольно медленно двигаться вдоль нее.

Угол сноса — это угол между вектором истинной скорости, который направлен по курсовой черте, и вектором путевой скорости, который направлен по выбранному положению развертки. Его можно просто отсчитать по шкале курсовых углов на краю экрана.

Точность такого способа определения УС невелика, СКП составляет 2–3°. Но на тех ВС, на которых не установлен ДИСС, но установлена БРЛС, это основной способ определения УС.

Способ половинной дальности. Существует способ, называемый базисным способом, с помощью которого можно определить одновременно W и УС по КУО и D *любого* ориентира, измеренным в два разных момента времени. Формулы расчета этим способом несколько громоздки для расчета на НЛ-10, поэтому в данном учебном пособии не приводятся. Но частный случай этого способа, называемый способом половинной дальности, может быть легко реализован на практике.

«Частным» этот случай является потому, что ориентир должен находиться не в любом месте экрана, а вблизи курсовой черты. Кроме того, дальность D_2 во второй момент времени должна быть вдвое меньше дальности D_1 в первый момент времени. Эти допущения позволяют значительно упростить расчетные формулы.

Пилот должен выбрать подходящий ориентир и две метки дальности так, чтобы дальность второй метки была равна половине первой (например, 100 км и 50 км).

При прохождении первой метки дальности включается секундомер и записывается курсовой угол ψ_1 и дальность D_1 . При прохождении ориентиром второй метки секундомер останавливается, и фиксируются ψ_2 и D_2 . За пройденное время изменится не только дальность, но и курсовой угол ориентира, поскольку ВС из-за угла сноса летит не в направлении курсовой черты.

Путевая скорость рассчитывается обычным способом по пройденному за измеренное время расстоянию на НЛ-10 или, с учетом того что $D_1=2D_2$, — по формуле

$$W=(D_1-D_2)/t = D_2/t.$$

Угол сноса α определяется по формуле

$$\alpha= 2 \psi_1 - \psi_2.$$

Приведем пример расчета УС таким способом.

Пусть $\psi_1 = 358^\circ = -2^\circ$, $\psi_2=354^\circ = -6^\circ$.

Тогда УС= $2(-2)-(-6)=+2^\circ$.

Глава 10. Применение спутниковых навигационных систем

10.1. Краткая история спутниковых систем навигации

Первый в мире искусственный спутник Земли был запущен в СССР 4 октября 1957 г. С этого момента на основе проведенных теоретических исследований началась практическая разработка спутниковых навигационных систем (СНС).

В 1959 г. США вывели на орбиту первый навигационный искусственный спутник Земли, а в 1964 г. была введена в эксплуатацию СНС *Transit* («Транзит») для обеспечения американских атомных ракетных подводных лодок типа «Поларис». Принцип работы этой системы основан на эффекте Доплера (рис. 10.1). В действующих ныне СНС этот принцип не является основным, но также частично используется. Поскольку он представляет не только исторический интерес, рассмотрим его подробнее.

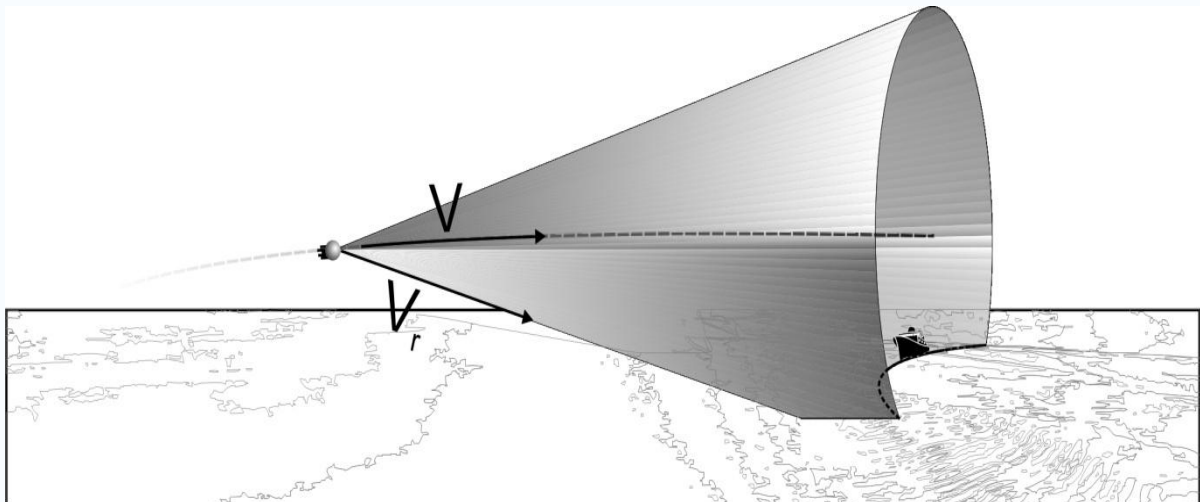


Рис. 10.1. Определение линии положения с помощью доплеровской СНС

Приемник, установленный на морском судне, принимает радиосигналы с пролетающего спутника. Частота излучения спутника и его местоположение известны. Но спутник относительно судна движется, поэтому в соответствии с эффектом Доплера частота принимаемого сигнала отличается от частоты излучаемого. Различие этих частот зависит не только от скорости спутника, которая может быть достаточно точно рассчитана в любой момент времени, но также и от угла между вектором скорости спутника и направлением от спутника на морское судно. То есть доплеровский сдвиг создает не сама полная скорость ИСЗ, а ее проекция на направление от спутника к судну (радиальная скорость V_r).

В пространстве одно и то же значение радиальной скорости будет иметь место во всех точках конуса, по оси которого направлен вектор скорости спутника, поэтому каждому значению радиальной скорости (а значит, и доплеровского сдвига) соответствует свой конус, со своим углом раствора. Измерив на борту судна доплеровский сдвиг, можно определить, на каком именно конусе находится судно. Данный конус и является поверхностью положения в пространстве. Эта поверхность пересекает поверхность Земли (а точнее, поверхность моря, поскольку речь идет о морских судах) по определенной линии положения, в одной из точек которой находится судно. Аналогично установив с помощью другого спутника вторую линию положения, можно найти место корабля.

В СССР работы над СНС были развернуты с 1958 г. В 1967 г. был выведен на орбиту первый отечественный навигационный спутник «Космос-192» с целью создания СНС «Циклон», которая по принципу действия аналогична системе «Транзит». Полностью система введена в эксплуатацию в 1976 г. в составе шести космических аппаратов. Тогда же был разработан гражданский вариант этой системы для нужд торгового морского флота, получивший название «Цикада».

Как «Транзит», так и «Цикада» до сих пор функционируют, но используются не столько для навигации, сколько для специальных целей (например, для геодезических измерений). Для навигации воздушных судов такие системы доплеровского типа оказались малопригодными по следующим причинам.

Во-первых, системы являются низкоорбитальными. У «Транзита» высота орбит спутников — около 6000 км, у «Цикады» — около 1000 км. Это означает, что спутники очень быстро скрываются за горизонт, находясь в поле зрения не более 40 мин. В зоне видимости обычно находится только один спутник, да и то не всегда. Но ведь для определения места корабля нужны две линии положения, а для определения пространственного места самолета — три поверхности положения. Морские суда обладают относительно небольшой собственной скоростью, поэтому штурман, проложив одну линию положения, мог подождать минут 20–30 до пролета другого спутника и определить место корабля. Корабль за это время уйдет недалеко. Но для ВС такой подход, конечно, неприемлем.

Во-вторых, доплеровский сдвиг зависит не только от скорости спутника, но и от скорости судна. Если ее не учитывать, то доплеровский сдвиг, а следовательно, и координаты судна будут определены неточно. Чем больше неучтенная скорость самого судна, тем больше ошибка. У морских судов собственная скорость относительно мала, но у самолетов она составляет сотни километров в час, что может привести к большим погрешностям определения координат.

По этим причинам в настоящее время разрабатываются и используются СНС, основанные совсем на другом принципе действия.

В 1970-1980-е годы XX века одновременно проектировались, разрабатывались и частично внедрялись одновременно несколько различных СНС, существенно отличающихся друг от друга принципом действия. Но постепенно одна из этих систем существенно обогнала другие в своем

развитии. Это разработанная министерством обороны США система *Navstar GPS*. Данное название можно перевести как «навигационная звезда», но на самом деле оно является сокращением от *Navigation Satellites providing Time and Range, Global Positioning System* (навигационные спутники, обеспечивающие время и расстояние, глобальная система определения местоположения). Эта СНС сейчас настолько распространена, что ее собственное название *Navstar* уже стали забывать, и чаще ее называют просто GPS, хотя, конечно, существуют и другие (даже не обязательно спутниковые) системы глобального определения местоположения.

Первый тестовый спутник системы *Navstar GPS* был выведен на орбиту 14 июля 1974 г., а создание полной группировки из 24 спутников было закончено в 1993 г.

СНС аналогичного принципа действия была создана и в Советском Союзе. Первый спутник системы ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система) был запущен 12 октября 1982 г. Официальное введение в действие ГЛОНАСС состоялось 24 сентября 1993 г.; правда, тогда она включала в себя только 12 спутников. И лишь в 1995 г. система была полностью укомплектована 24 спутниками. К сожалению, во второй половине 1990-х годов количество работающих спутников постепенно уменьшалось. Они выходили из строя, а из-за непростой экономической ситуации в стране запуск новых спутников почти не финансировался. Так, в 2001 г. на орбите осталось лишь шесть работающих спутников. В 2004 г. началось восстановление группировки. В ноябре 2013 г. на орбите находилось уже 28 спутников, из них два в резерве и два на испытании.

Таким образом, в настоящее время (на 2013 г.) в мире реально функционируют две глобальные СНС: американская *GPS* и российская ГЛОНАСС. Поскольку принципы работы *GPS* и ГЛОНАСС одинаковы, достигнута договоренность между Российской Федерацией и США о выпуске таких бортовых приемников СНС, которые могли бы принимать

сигналы от спутников обеих систем. Это существенно повысит точность и надежность определения координат.

Ни одно государство не желает в своем развитии зависеть в какой-либо области от другого, даже дружественного, государства, поэтому поиск альтернативы *GPS* и ГЛОНАСС привел к разработке и других систем.

«Галилео» (*Galileo*) — проект СНС, разработанный Европейским Сообществом. В его создании определенное участие принимает Россия, а также некоторые страны неевропейских регионов. Европейская система предназначена для решения навигационных задач для любых подвижных объектов с точностью не хуже одного метра. Первый пробный спутник этой системы запущен с аэродрома Байконур в 2005 г. (высота орбиты более 23 000 км, наклонение 56°), а второй — в 2008 г. В октябре 2012 г. на орбите находилось уже «мини-созвездие» из четырех штатных спутников и проводилось определение координат в тестовом режиме. Полный же состав группировки планируется развернуть к 2014–2016 гг. Он будет включать в себя 30 спутников (27 рабочих и три резервных). Сигналы спутников *Galileo* в настоящее время несовместимы с сигналами *GPS*, но после ее планируемой модернизации (создания *Navstar GPS* третьего поколения) для потребителей станет возможным использование спутников обеих систем.

Китайская Народная Республика развивает собственную СНС «Бэйдоу» (*Baidou*), что в переводе означает «северный ковш», то есть созвездие Большой Медведицы. Первое поколение этой системы, работа над которым начата с начала 1990-х годов, включало в себя только геостационарные спутники. *Геостационарными* называют орбиты, которые лежат в плоскости экватора, а их высота (около 36 тыс. км) такова, что спутник совершает оборот вокруг Земли за такой же период, за который совершает оборот Земля вокруг своей оси, поэтому геостационарный спутник как бы висит над определенным регионом земного шара. Если орбита имеет такой же период обращения, но не является круговой и не лежит в плоскости экватора, ее

называют *геосинхронной*. Для наблюдателя на Земле спутник с геосинхронной орбитой описывает на небесной сфере «восьмерку».

Второе поколение системы Бэйдоу, разрабатываемое с 2000 г., зарегистрировано в Международном союзе электросвязи под названием *Compass*. Эта система будет включать в себя пять геостационарных спутников и 30 спутников на средневысотных орбитах. В декабре 2012 г. группировка составила уже 16 спутников, и началась эксплуатация системы. Пока она будет обеспечивать информацией азиатско-тихоокеанский регион, а к 2020 г. станет глобальной.

В Индии разработана своя региональная навигационная спутниковая система *Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS)*. Спутниковая группировка *IRNSS* будет состоять из семи спутников: трех на геостационарных и четырех — на геосинхронных орбитах (с наклоном в 29°). Развертывание системы планируется завершить к 2015 г. *IRNSS* обеспечит только региональное покрытие самой Индии и частей сопредельных государств. Первый спутник этой системы запущен в июле 2013 г. Бортовые приемники этой СНС будут выпускаться только в Индии. Планируемая точность определения координат над Индией не хуже 10 м, над Индийским океаном — не хуже 20 м.

Япония планирует развернуть собственную спутниковую систему *Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)*. Всего в спутниковый сегмент войдут три спутника, орбиты которых будут выбраны таким образом, чтобы их подспутниковые точки описывали на земной поверхности одну и ту же траекторию с одинаковыми временными интервалами. При этом по крайней мере один спутник будет виден под углом места более 70° в любое время на территории Японии и Кореи. Эта особенность важна для гористой местности или городов с высокими зданиями. Она и определила название системы *quasi-zenith* («квазизенитная»). В названии этой японской системы нет слова «навигационная», поскольку в основном она предназначена для связи,

передачи данных и т. п. Система действительно способна определять координаты объектов, но сама по себе не сможет непрерывно обеспечивать достаточно высокую точность, ведь она включает в себя всего три спутника. Скорее всего, для навигационных целей она будет использоваться совместно с другими японскими спутниковыми системами, а также может играть роль функционального дополнения модернизированной Navstar GPS. К ноябрю 2013 г. в системе был запущен только один спутник.

10.2. Роль спутниковых систем в современной навигации

СНС обладают рядом преимуществ перед традиционными радиотехническими системами (РТС) навигации:

- высокая точность определения координат;
- большая высота полета спутников, что позволяет создать глобальную, то есть охватывающую весь земной шар, зону действия при использовании достаточно простых антенных устройств как на спутнике, так и на ВС;
- нахождение спутника в пределах прямой видимости в любой точке зоны действия его радиотехнических средств, что позволяет использовать наиболее помехоустойчивые диапазоны радиоволн и передавать сигналы с наименьшими искажениями;
- обеспечение практически неограниченной пропускной способности СНС;
- обеспечение относительной простоты и дешевизны бортового оборудования СНС на ВС, обусловленной отсутствием передатчика и современными технологиями обработки сигналов;
- возможность при дальнейшем развитии СНС комплексного использования спутниковых систем для решения задач навигации, связи и наблюдения.

Отмеченные достоинства СНС позволяют при условии их внедрения существенно облегчить решение ряда задач по обеспечению воздушного движения. Наиболее важными из них являются:

- повышение уровня безопасности полетов;
- повышение точности навигации, особенно в районах со слаборазвитой структурой наземного оборудования навигационных РТС и над водными пространствами;
- уменьшение интервалов эшелонирования ВС и увеличение пропускной способности воздушного пространства;
- спрямление воздушных трасс.

Внедрение в практику гражданской авиации спутниковых навигационных систем явилось поистине революционным событием. В десятки и сотни раз повысилась точность определения координат; стало возможным определить местоположение ВС в любой точке земного шара; появилась возможность использовать новые методы навигации.

Однако СНС в мировой авиации не просто одно из радиотехнических средств, пусть даже и очень точное. СНС являются важной составной частью разрабатываемой и внедряемой ИКАО в глобальном масштабе системы связи, навигации, наблюдения и организации воздушного движения — *CNS/ATM (Communication, Navigation and Surveillance /Air Traffic Management)*. По масштабу производимых изменений переход к системам *CNS/ATM* — самая крупная программа, которую когда-либо приходилось решать авиационному сообществу.

Буква *N* в аббревиатуре *CNS/ATM* означает навигацию, причем зональную навигацию, основанную на применении СНС. С точки зрения ИКАО, совершенствование навигации заключается в постепенном внедрении зональной навигации на основе комбинированного использования глобальной навигационной спутниковой системы, автономных инерциальных систем и обычных наземных навигационных средств.

Под глобальной навигационной спутниковой системой *GNSS* (*Global Navigation Satellite System*) понимается глобальная система определения местоположения и времени, которая включает в себя одно или несколько созвездий спутников (сейчас это *GPS* и ГЛОНАСС, а в перспективе и *Galileo*), бортовые приемники и систему контроля целостности, а при необходимости и функциональные дополнения для выполнения требований к планируемым полетам.

GNSS обеспечит навигационное обслуживание во всех регионах земного шара, включая океанические районы, маршруты и районы аэродромов, и на всех этапах полета, в том числе заход на посадку вплоть до III категории. ИКАО считает, что внедрение *GNSS* в принципе позволит государствам полностью или частично ликвидировать существующую систему наземных навигационных средств (радиомаяков, систем посадки). Правда, к отказу от традиционных средств ИКАО призывает относиться осторожно.

Преимущества использования *GNSS* в рамках *CNS/ATM* обусловлены тем, что она обеспечивает:

- высокоцелостное, высоконадежное, всепогодное навигационное обслуживание на глобальной основе;
- повышенную точность определения местоположения при четырехмерной навигации;
- возможную экономию средств за счет снятия с эксплуатации обычных наземных навигационных средств;
- более эффективное использование аэропортов и ВПП;
- обеспечение улучшенных возможностей захода на посадку;
- возможность сокращения нагрузки на пилота;
- возможность уменьшения воздействия на окружающую среду за счет выбора гибких маршрутов.

В настоящее время требования к качеству навигации предъявляются на основе концепции *PBN* (*Performance Based Navigation* — навигации,

основанной на характеристиках). В рамках этой концепции рассматривается применение различных навигационных средств, но в качестве основного — именно СНС, поскольку только они способны обеспечить высокие требования к точности, предъявляемые на некоторых этапах полета.

В обозначении «связь — навигация — наблюдение» (*CNS*) предполагается, что спутниковая система используется не только для навигации (*N*), но для наблюдения (*S*). В сочетании с системами передачи данных «воздух — земля» СНС позволяет осуществлять автоматическое зависимое наблюдение в любом районе воздушного пространства.

Автоматическое зависимое наблюдение ADS (Automatic Dependent Surveillance) — это метод наблюдения, в соответствии с которым воздушные суда автоматически предоставляют по линии передачи данных информацию, полученную от бортовых навигационных систем и систем определения местоположения, включая опознавательный индекс воздушного судна, данные о его местоположении в четырех измерениях и (при необходимости) другие данные. Это означает, что информация, полученная на борту ВС с помощью СНС, автоматически передается на землю. Таким образом, диспетчер непрерывно будет иметь информацию о точном местоположении каждого ВС.

В ближайшей перспективе будут одновременно работать три глобальные навигационные спутниковые системы: *GPS*, ГЛОНАСС и *Galileo*.

В настоящее время в практической деятельности гражданской авиации используются только *GPS* и ГЛОНАСС. Поскольку принципы работы обеих систем одинаковы, то на их примере далее и будет рассмотрена работа СНС.

10.3. Псевдодальномерный способ определения координат

Как в *GPS*, так и в ГЛОНАСС для определения места самолета используется *псевдодальномерный способ определения координат*. Прежде

чем подробно рассматривать функционирование СНС, рассмотрим, в чем заключается псевдодальномерный способ и чем он отличается от обычного дальномерного способа. Для этого воспользуемся уже известными понятиями обобщенного метода линий положения и его геометрической интерпретацией.

Для определения МС обычным дальномерным способом (например, по двум радиомаякам DME) необходимо измерить дальности до двух радиомаяков и построить линии положения (линии равных расстояний) для этих двух навигационных параметров в виде окружностей на карте. Точка пересечения линий положения и есть МС.

В СНС роль радиомаяков играют спутники. Но с помощью СНС определяется не МС (точка на земной поверхности), а пространственное место самолета (ПМС). Для его определения необходимо измерить уже не два, а три навигационных параметра: дальности D_1 , D_2 и D_3 до трех спутников.

Измеренная дальность до каждого спутника определяет поверхность положения в виде сферы с радиусом, равным измеренной дальности (рис. 10.2).

Дальности D_1 и D_2 до двух спутников определяют две поверхности положения, которые пересекаются друг с другом по окружности. Поверхность положения, полученная с помощью третьего спутника в виде сферы с радиусом D_3 , пересекает эту окружность в двух точках M_1 и M_2 . В одной из этих двух точек и находится ВС, поскольку только в этих точках дальности до всех трех спутников совпадают с измеренными значениями этих дальностей. То, что точек оказывается две, не доставляет на практике особых проблем. Методом логического исключения легко определить, какая из двух точек соответствует местоположению приемника СНС. Например, если одна из точек оказалась слишком высоко над Землей, или имеет слишком большую скорость перемещения, или слишком удалена от

счисленного места самолета, то она не может быть фактическим ПМС. В компьютеры бортовой аппаратуры заложено несколько алгоритмов, позволяющих отличить правильное местоположение от ложного.

Таким образом, для определения пространственного места самолета необходимо измерить дальности до трех спутников. Но каким образом измеряется дальность? В обычных дальномерных РНС самолетный дальномер излучает импульс, который принимается наземным радиомаяком и переизлучается обратно. Дальность определяется по времени прохождения радиосигнала от ВС до радиомаяка и обратно, поскольку скорость распространения радиоволн известна. Такой способ измерения дальности может быть в принципе применен и в СНС. На нем действительно были основаны проекты некоторых спутниковых систем. Но у этого способа есть как минимум два недостатка.

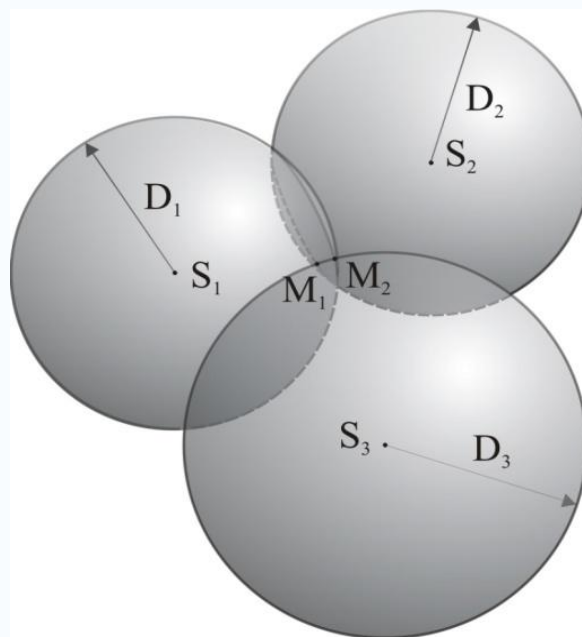


Рис. 10.2. Определение пространственного места самолета по трем поверхностям положения

Во-первых, спутники находятся от потребителей очень далеко. Чтобы сигнал дошел до спутника, бортовой передатчик должен иметь достаточно большую мощность излучения, то есть быть достаточно большим и тяжелым, иметь соответствующую передающую антенну. Это не очень удачный вариант для бортового оборудования СНС, не говоря уже о карманных спутниковых системах.

Во-вторых, при таком принципе измерения дальности спутник должен «отвечать» на каждый поступивший радиосигнал. Но спутников в системе два-три десятка, а пользователей СНС — миллионы. От спутников потребовалась бы колоссальная пропускная способность, чтобы ответить на миллиарды ежесекундно поступающих запросов.

По этой причине *GPS* и ГЛОНАСС основаны на другом принципе. *Бортовые приемники ничего не излучают, а только принимают сигналы со спутников.* А чтобы узнать, сколько времени шел сигнал от спутника до самолета, нужно просто точно знать, в какой именно момент сигнал был излучен. Сравнив моменты излучения и приема сигнала, можно определить время его прохождения, а следовательно, и дальность до спутника:

$$D = c t,$$

где c — скорость распространения радиосигнала (примерно равна скорости света 300 000 км/с);

t — время прохождения радиосигнала.

Для дальностей порядка $D=21\,000$ км и скорости $c=300\,000$ км/с время прохождения сигнала составит около $t=0,07$ с, поэтому аппаратурой потребителя должно быть обеспечено высокоточное измерение весьма малых промежутков времени.

Для того чтобы реализовать такой принцип измерения дальности, необходимо, чтобы спутник передавал сигналы по точно определенному

графику, который известен и на борту. Кроме того, необходимо, чтобы часы, по которым отслеживается график передачи сигналов, на спутнике и в приемнике были синхронизированы.

Конечно, современная техника способна создать очень точные атомные часы с нестабильностью хода порядка 10^{-14} . Это означает, что у таких часов погрешность в одну секунду накопится лишь за 10^{14} секунд, то есть более чем за три миллиона лет. Но такие часы громоздки, тяжелы и дороги, поэтому очень точные часы устанавливают только на спутниках, а в бортовых приемниках используют часы с точностью в несколько тысяч раз ниже.

По этой причине в любом случае часы на спутнике и в приемнике идут неодинаково. И тогда, если между шкалами времени спутниковых и бортовых часов есть сдвиг Δt , то измеренное время прохождения сигнала будет определено с погрешностью на эту величину. Соответственно и погрешность определения дальности до спутника составит

$$\Delta D = c \Delta t.$$

Измеренная таким образом дальность, включающая в себя погрешность за счет хода часов, называется *псевдодальностью*.

Каким образом эта погрешность повлияет на определение места самолета? Для наглядности рассмотрим определение МС в двумерном случае, то есть на плоскости, а полученные выводы можно легко распространить и на пространственный случай.

Для определения МС на земной поверхности (или на плоскости) необходимо измерить дальности до двух спутников и построить две линии положения. Если бы дальности были измерены абсолютно точно, то линии положения (ЛП) пересеклись бы точно в МС (сплошные линии ЛП₁ и ЛП₂ на рис. 10.3). Но из-за наличия погрешности ΔD фактически будут построены другие линии положения, соответствующие неточным дальностям (показаны пунктиром), и полученное место самолета не совпадет с фактическим.

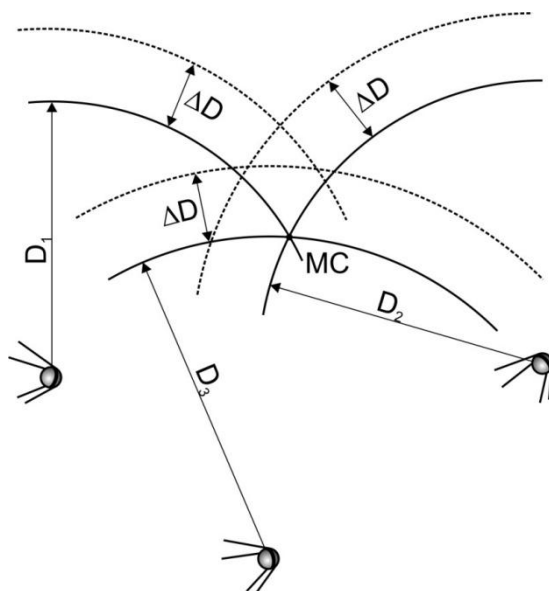


Рис. 10.3. Псевдодальномерный способ определения координат

Идея псевдодальномерного способа заключается в использовании дополнительно еще одного спутника. На плоскости он будет третьим, а в пространстве — четвертым.

Если бы дальности измерялись абсолютно точно, то в дополнительном спутнике не было бы необходимости. Измеренная с его помощью линия положения прошла бы через то же самое МС. Но из-за наличия ΔD картина получится иной. Три линии положения (обозначены пунктиром на рис. 10.3) не пересекутся в одной точке, и где находится МС останется неизвестным.

Легко понять, что величина ΔD одинакова для всех измеренных дальностей, ведь она вызвана общей причиной — погрешностью часов Δt , поэтому бортовой приемник может попробовать изменить одновременно все измеренные дальности на одну и ту же величину и делать это до тех пор, пока неточные (пунктирные) линии положения не сойдутся в одной точке. Разумеется, сойдутся они в точке фактического места самолета. При этом величина, на которую пришлось изменить дальности, и есть ΔD . А с ее помощью можно определить и погрешность бортовых часов Δt . Таким образом, псевдодальномерным способом могут быть определены не только координаты ВС, но и точное время.

Как следует из изложенного, для определения пространственного места самолета необходимы четыре спутника. Однако если нужно определить только широту и долготу, а высота уже известна, то можно обойтись тремя спутниками. В этом случае роль недостающей четвертой поверхности положения будет играть сфера с радиусом, равным расстоянию от центра Земли до ВС (до приемника СНС). Расстояние от центра Земли до поверхности общеземного эллипсоида вычисляется компьютером аппаратуры потребителя СНС, а высота полета должна быть введена в компьютер автоматически от бортовых систем ВС или вручную.

10.4. Элементы орбит и условия видимости спутников

Спутники обращаются вокруг Земли по орбитам, имеющим форму эллипса. Центр масс Земли является одним из фокусов эллипса. Наиболее удаленная от него точка орбиты называется *апогеем*, а наиболее близкая — *перигеем*. Точка на орбите, в которой спутник переходит из южного полушария Земли в северное, называется *восходящим узлом* орбиты. Положение спутника изначально определяется в прямоугольной системе координат, начало которой находится в центре масс планеты. Ось OZ этой системы координат направлена по оси вращения Земли в сторону северного полюса, оси OX и OY лежат в плоскости экватора перпендикулярно друг другу. В зависимости от того, вращается ли прямоугольная система координат вместе с Землей, различают два вида таких систем: инерциальную и гринвичскую.

В *инерциальной системе* координат ось OX направлена в фиксированную точку на небесной сфере (точку весеннего равноденствия). Эта система как бы является неподвижной, а Земля вращается. В *гринвичской системе* ось OX направлена в фиксированную точку на Земле — точку пересечения гринвичского меридиана с экватором. Эта система координат вращается вместе с Землей. Угол между осями OX инерциальной и гринвичской систем точно известен в любой момент времени, это так называемое *гринвичское звездное время*.

Положение спутников (их координаты x, y, z) первоначально определяется в инерциальной системе, а потом пересчитывается в связанную с Землей гринвичскую систему.

Для того чтобы рассчитать по законам небесной механики точные координаты спутника для любого момента времени, необходимо знать шесть элементов его орбиты (рис. 10.4):

a — большую полуось эллипса орбиты;

e — эксцентриситет орбиты, характеризующий степень ее вытянутости;

Ω — прямое восхождение восходящего узла (угол между осью Ox инерциальной системы и направлением на восходящий узел из начала системы координат); часто вместо Ω используют географическую долготу восходящего узла;

ω — аргумент перигея (угол между направлениями из начала координат на восходящий узел и на перигей);

i — наклонение орбиты (угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты);

τ — момент времени прохождения спутником перигея орбиты.

Параметры a и e характеризуют геометрическую форму и размеры орбиты, а Ω , ω и i — расположение орбиты относительно Земли.

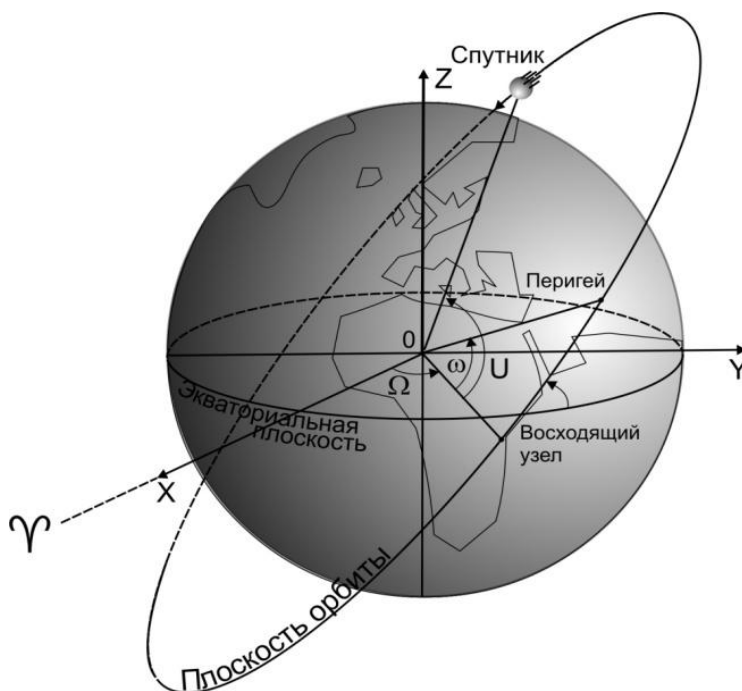


Рис. 10.4. Элементы орбиты спутника

Место на орбите, в котором в данный момент находится спутник, определяется *аргументом широты*. Это угол между направлениями из центра Земли на восходящий узел и на спутник. Для того чтобы рассчитать значения аргумента широты для любого момента времени, необходимо знать шестой элемент орбиты — τ .

Из-за возмущающего гравитационного воздействия Солнца и Луны, из-за неоднородности гравитационного поля Земли и нестабильности скорости ее вращения элементы орбиты непрерывно, хотя и медленно, меняются, поэтому они должны систематически уточняться.

Необходимым условием приема сигнала от спутника является его нахождение в пределах прямой видимости от наблюдателя (бортового приемника), то есть спутник должен находиться выше горизонта. Угол между плоскостью горизонта и направлением на небесное светило (в нашем случае — на спутник) называется в астрономии *высотой светила*. В технической литературе этот же угол чаще называют «*углом места*», что позволяет не путать эту угловую высоту над горизонтом с линейной высотой (расстоянием спутника от поверхности Земли).

Таким образом, если спутник находится выше горизонта, то его угол места больше нуля. Но если спутник находится слишком низко над горизонтом, то спутник нельзя надежно использовать для навигационных определений, поскольку его сигнал проходит через большую толщу атмосферы, что изменяет его скорость и траекторию распространения. Поэтому в большинстве бортовых приемников применяют определенное значение минимального угла места спутника (так называемый *угол маски*), при котором он может использоваться для навигации. Обычно угол маски имеет величину порядка 5° . Если угол места (угловая высота спутника над горизонтом) меньше угла маски, то этот спутник игнорируется программным обеспечением приемника.

Зная радиус земли R , геометрическую (линейную) высоту спутника H над поверхностью Земли и угол маски h_m , можно рассчитать горизонтальную дальность видимости спутника $D_{\text{вид}}$, то есть максимальное расстояние от приемника до точки на Земле, находящейся прямо под спутником (рис. 10.5):

$$D_{\text{вид}} = R \left[\arccos \left(\frac{R \cos h_m}{R + H} \right) - h_m \right].$$

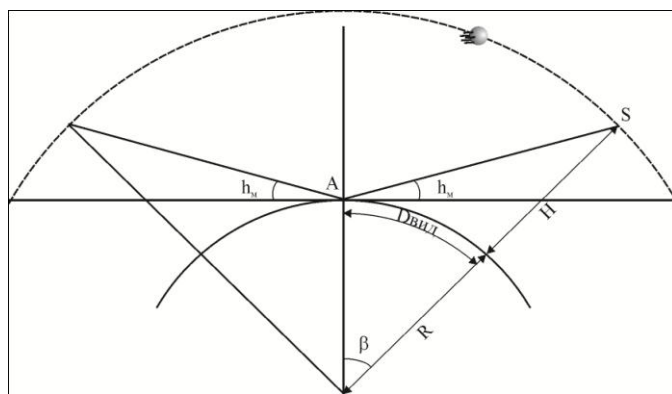


Рис. 10.5. Дальность видимости спутника

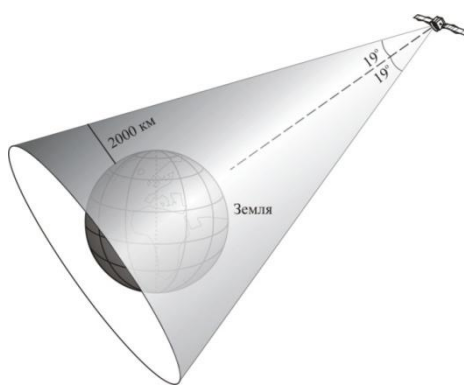


Рис. 10.6. Направленное излучение спутников

Излучение спутников направлено не во все стороны, а в сторону Земли. В ГЛОНАСС излучение осуществляется в пределах конуса с углом раствора $\pm 19^\circ$. Этот конус охватывает всю планету так, что образующие конуса проходят на высоте около 2000 км от поверхности Земли (рис. 10.6). В *Navstar GPS* из-за того, что конус более узкий, эта высота составляет около 300 км.

10.5. Общие принципы работы СНС

GPS и ГЛОНАСС представляют собой автономные среднеорбитальные спутниковые системы, позволяющие с высокой точностью определять

пространственные координаты подвижных и неподвижных объектов на поверхности Земли и в околоземном пространстве, а также осуществлять точную координацию времени.

Обе системы имеют схожую организацию работы. И *GPS*, и ГЛОНАСС состоят из трех основных сегментов (рис.10.7):

- подсистемы космических аппаратов, то есть спутников;
- подсистемы контроля и управления, включающей в себя наземные станции;
- навигационной аппаратуры потребителей, включающей в себя бортовые приемники СНС.

В состав подсистемы контроля и управления входят центр управления и сеть станций измерения, управления и контроля. Наземные станции решают следующие основные задачи:

- определение и прогнозирование координат спутников (эфемерид) и параметров их орбит;
- синхронизация шкал времени каждого спутника с системным временем;
- передача массива служебной информации на спутники;
- контроль, диагностика состояния и управление работой бортовых систем спутников.

Информация, передаваемая с земли на каждый спутник, включает в себя параметры орбит *всех спутников* и данные об их состоянии (исправности), поправки к шкалам времени и к несущей частоте, а также другие данные. Поскольку из-за гравитационных возмущений элементы орбит непрерывно меняются, передаются не только сами параметры орбиты, но и коэффициенты полиномов, с помощью которых можно рассчитать скорость изменения этих параметров и уточнить элементы орбит на любой момент времени.

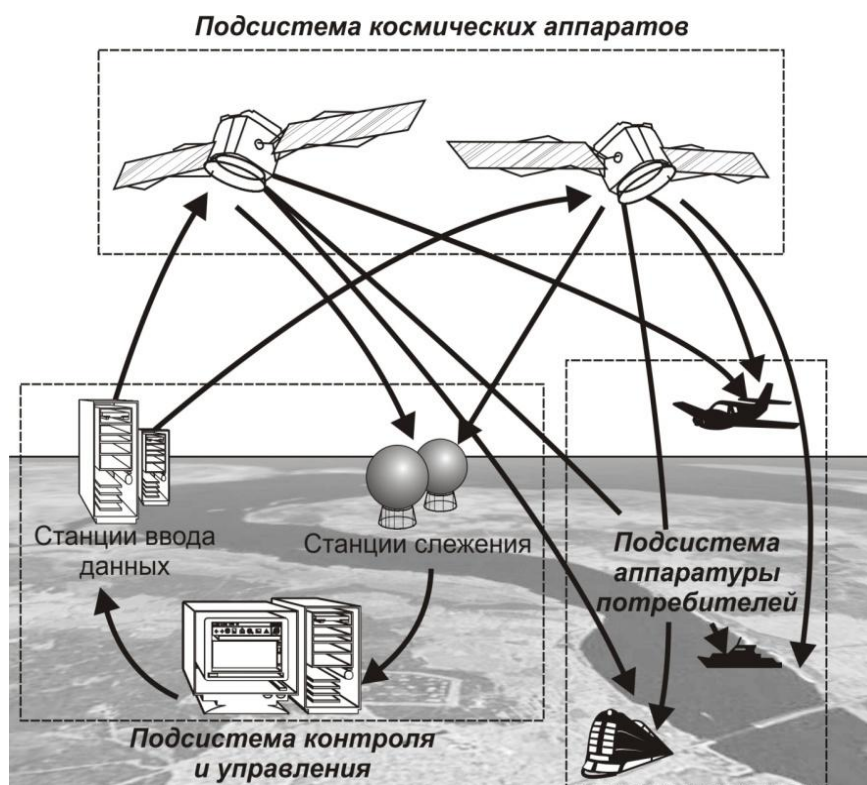


Рис. 10.7. Подсистемы СНС

В состав навигационного космического аппарата (спутника) входят бортовой навигационный передатчик, хронизатор («часы»), система ориентации и стабилизации, управляющий комплекс, а также другие системы, обеспечивающие функционирование спутника.

Навигационная аппаратура потребителей состоит из навигационных приемников и вычислительных устройств, предназначенных для обработки навигационных сигналов. Этой аппаратурой выполняются беззапросные измерения псевдодальностей и радиальных скоростей спутников, а также расчеты, необходимые для получения навигационной информации пользователями.

Принципы функционирования СНС сравнительно просты, однако для их реализации используются передовые достижения науки и техники.

Все спутники *GPS* или ГЛОНАСС равноправны в своей системе. Каждый спутник через передающую антенну излучает кодированный сигнал на двух несущих частотах ($L1$; $L2$), который может быть принят

соответствующим приемником пользователя, находящегося в зоне действия спутника.

Структура излучаемого спутником навигационного радиосигнала достаточно сложна и здесь будет рассмотрена в упрощенном виде. Излучение осуществляется в виде непрерывного синусоидального сигнала с частотой порядка 1,6 ГГц. Полезная информация накладывается на это синусоидальное колебание в цифровом (двоичном) виде путем инверсии (переворота) его фазы на 180° (рис. 10.8). Таким образом, сигналы, передаваемые спутником, представляют собой вовсе не импульсы, как упрощенно предполагалось при рассмотрении псевдодальномерного способа, а непрерывные колебания. Роль «импульсов» играют инверсии фазы этих колебаний. Впрочем, для наглядности изложения далее будем считать, что излучаются действительно импульсы.

Передаваемая спутником информация включает в себя две составляющие:

- псевдослучайный дальномерный код («отметка дальности»), с помощью которого и измеряется дальность до спутника;
- навигационное сообщение, содержащее необходимую потребителю информацию.

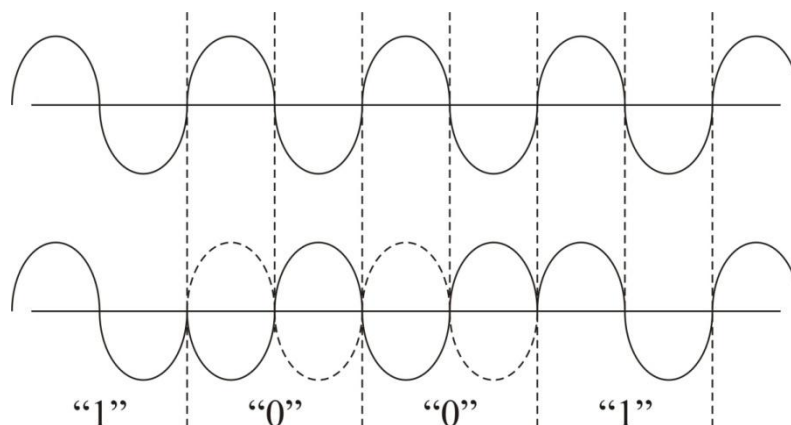


Рис. 10.8. Наложение сигнала путем инверсии фазы

Навигационное сообщение (его структура и состав несколько различаются для *GPS* и ГЛОНАСС) включает в себя текущие координаты спутника (эфемериды); данные о состоянии (исправности) и элементах орбит всех спутников (так называемый альманах); сдвиги шкал времени спутника от системного времени и системного времени от *UTC*; отличие излучаемой частоты от номинальной и т.д.

Псевдослучайный дальномерный код представляет собой длинную последовательность «импульсов». Она выглядит совершенно случайной, но на самом деле формируется по вполне определенному закону. Этот закон и является кодом, без знания которого получить информацию со спутника невозможно. Принцип формирования последовательности импульсов можно объяснить на следующем весьма упрощенном гипотетическом примере.

Пусть имеется шестизначный двоичный регистр, в ячейках которого находятся нули или единицы (рис. 10.9). (На самом деле регистр длиннее: например, в *GPS* он 10- или 12-значный.) Допустим, текущие значения 4-й и 6-й ячеек суммируются по модулю 2 (то есть $0+0=0$, $0+1=1$, $1+1=0$) и результат подается на вход регистра, то есть занимает первую ячейку регистра. При этом все содержимое регистра сдвигается: прежнее содержимое первой ячейки переходит во вторую, из второй в третью и т. д. Этот процесс суммирования и сдвига повторяется бесконечно. А вот текущее содержимое, например, 5-й ячейки назначается в качестве «выхода» регистра, то есть оно и формирует псевдослучайную последовательность, в которой единица соответствует наличию «импульса», а ноль — его отсутствию. Поэтому последовательность импульсов выглядит совершенно беспорядочной, как на рис. 10.10. Знать код — это значит знать начальное значение регистра и закон, по которому формируются его вход и выход.

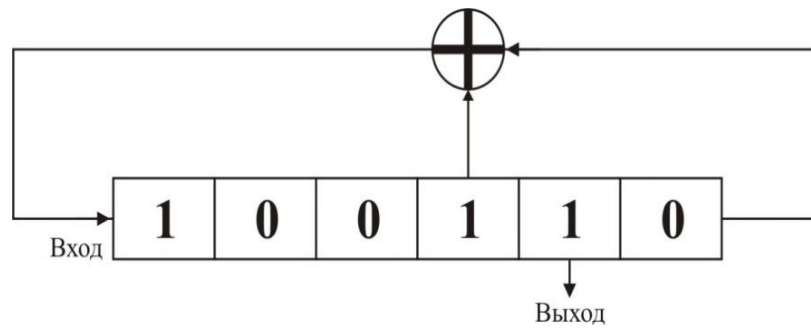


Рис. 10.9. Регистр

Последовательность импульсов, излучаемых каждым спутником, является очень длинной, но периодически повторяется.

Коды всех спутников системы известны приемнику бортового оборудования ВС. В нем также генерируется код (последовательность импульсов), идентичный принимаемому со спутника.

Процесс получения информации выглядит следующим образом. Предположим, приемник совершенно новый и в его памяти нет никакой информации о параметрах орбит спутников. При включении приемник начинает генерировать код, соответствующий первому по списку спутнику, и оценивает совпадение генерируемых «импульсов» с «импульсами» в принимаемом радиосигнале.

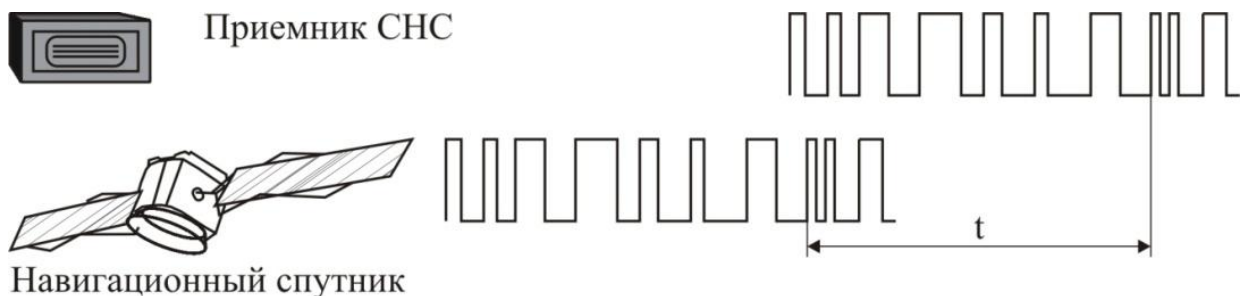


Рис. 10.10. Сдвиг псевдослучайных последовательностей

Конечно, последовательности импульсов сразу не совпадут хотя бы уже потому, что они сдвинуты друг относительно друга на величину t , соответствующую времени прохождения сигнала от спутника до приемника. Если они не совпали, то приемник сдвигает по времени на небольшую величину генерируемую последовательность и вновь пытается найти совпадения. Такие сдвиги продолжаются до тех пор, пока последовательности не совпадут. Если же они так и не совпали, то это может просто означать, что спутник находится вне пределов видимости. В этом случае приемник начинает генерировать код следующего спутника, осуществляет его сдвиг, и вся процедура повторяется. Этот процесс может занять несколько минут.

Когда сигнал хотя бы от одного спутника принят, процесс идет быстрее. По величине, на которую пришлось сдвинуть последовательности, чтобы они совпали, определяется псевдодальность. Затем принимается навигационное сообщение, содержащее альманах (параметры орбит всех спутников). По этим параметрам приемник уже может оценить, какие спутники сейчас находятся в пределах видимости, и начинает «ловить» целенаправленно именно их сигналы. После приема сигнала от четырех спутников можно определить пространственное место самолета и другие необходимые параметры.

Полученный альманах сохраняется в памяти приемника. Поэтому, когда приемник включат в следующий раз, он сразу рассчитает, какие спутники могут находиться в поле зрения, и будет в первую очередь пытаться получить сигналы именно от них. Уже через несколько секунд навигационная информация будет получена. Если же приемник долго не включали и альманах устарел, либо если приемник в выключенном состоянии перевезли далеко в другое место, то процесс займет уже больше времени.

Стоит обратить внимание на то, каким образом определяется совпадение бортовой и спутниковой последовательностей «импульсов». Дело в том, что мощность излучаемого спутником радиосигнала очень мала и сравнима с мощностью обычной электрической лампочки. Да и все спутники излучают на одной или почти на одной частоте. А ведь они находятся на расстоянии около 20 тысяч километров от Земли, поэтому мощность принимаемого со спутника сигнала ничтожно мала и составляет величину порядка 10^{-14} Вт. Сигналы настолько слабы, что просто теряются на фоне естественного радиоизлучения Земли, атмосферных помех и теплового шума самого приемника.

Все эти шумы являются случайными вариациями электронных пульсаций. А принимаемый псевдослучайный код — это строго определенная последовательность электронных импульсов. Поскольку псевдослучайная кодовая последовательность периодически повторяется, то с помощью быстродействующего компьютера оказывается возможным выполнять многократное сравнение принимаемых сигналов и выделять псевдослучайный код на фоне естественного радишума Земли. На рис. 10.11 схематично изображен принимаемый радиосигнал, в котором, возможно, содержится и кодовая последовательность. Чтобы выделить ее, бортовой приемник непрерывно рассчитывает по сложным математическим алгоритмам степень корреляции (вероятностной взаимосвязи) генерируемой им последовательности и принимаемого сигнала. Когда эта корреляция при очередном сдвиге достигает заданной величины, фиксируется, что сигнал принят.

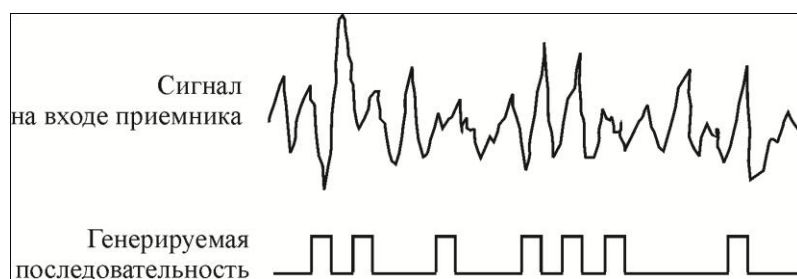


Рис. 10.11. Сигнал и шум

В результате приемник СНС может иметь очень маленькую антенну, а в целом аппаратура потребителя — сравнительно небольшие габариты, вес и относительно невысокую стоимость. Это способствует превращению СНС в систему массового использования.

Одна из важнейших причин применения псевдослучайного кода в СНС — возможность использования всеми спутниками одной и той же несущей частоты в своих передатчиках. Но так как каждый спутник передает присущий только ему код, приемник легко может отличить сигналы конкретного спутника, и спутники не «забывают» друг друга, работая на одной и той же частоте. Кроме того, применение псевдослучайного кода в СНС позволяет собственнику системы контролировать режим доступа к ней.

10.6. Алгоритмы в приемниках СНС

В разд. 10.2 был рассмотрен принцип определения места самолета псевдодальномерным способом. Для наглядности изложение опиралось на геометрические представления: подбор таких линий или поверхностей положения, которые пересекутся в одной точке. На самом деле бортовой приемник, конечно, ничего не подбирает, а решает задачу определения координат математически. Рассмотрим, как это происходит.

Координаты спутника первоначально определяются в прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат $OXYZ$, в которой ось OZ направлена по оси вращения Земли, а ось OX — в точку весеннего равноденствия. Эти координаты могут быть рассчитаны по законам небесной механики для любого момента времени, если известны элементы орбиты, и, как уже отмечалось, легко преобразованы в другую прямоугольную геоцентрическую систему (гринвичскую), которая жестко связана с Землей, вращаясь вместе с ней. Поэтому можно считать, что в любой момент времени известны гринвичские прямоугольные координаты x , y , z каждого i -го

спутника (рис.10.12). Также могут быть рассчитаны производные этих координат, то есть составляющие вектора скорости спутника по осям системы координат.

Местоположение ВС (x, y, z) также первоначально определяется в этой системе координат (рис.10.13).

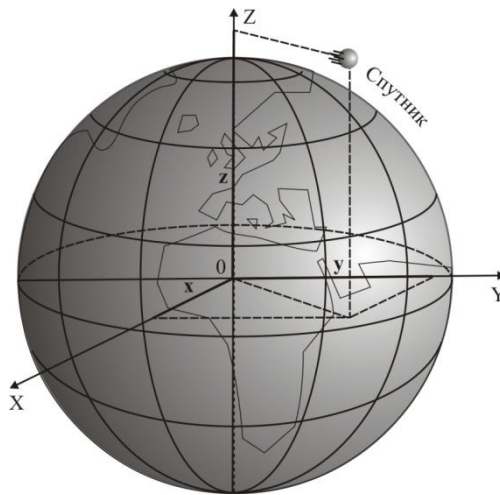


Рис. 10.12. Геоцентрические координаты спутника

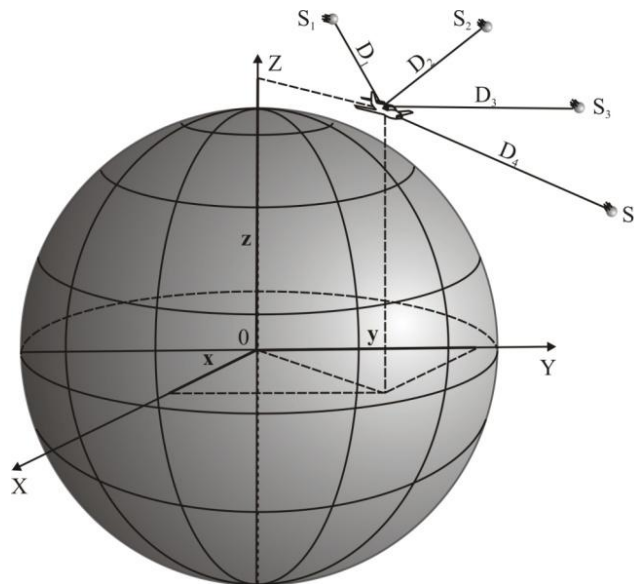


Рис. 10.13. Геоцентрические координаты ВС

Связь между координатами спутников и самолета может быть выражена следующими соотношениями.

$$\begin{aligned}\sqrt{(x-x_1)^2+(y-y_1)^2+(z-z_1)^2}&=D_1-c\Delta t, \\ \sqrt{(x-x_2)^2+(y-y_2)^2+(z-z_2)^2}&=D_2-c\Delta t, \\ \sqrt{(x-x_3)^2+(y-y_3)^2+(z-z_3)^2}&=D_3-c\Delta t, \\ \sqrt{(x-x_4)^2+(y-y_4)^2+(z-z_4)^2}&=D_4-c\Delta t.\end{aligned}$$

Левые части каждого из четырех приведенных уравнений представляют собой фактические расстояния от самолета (с координатами x , y , z) до каждого i -го спутника с координатами x_i , y_i , z_i . Они равны разности измеренной псевдодальности D_i до каждого спутника и погрешности измерения этой дальности $\Delta D=c\Delta t$, возникшей из-за расхождения бортовой и спутниковой шкал времени.

Приведенные формулы представляют собой систему четырех уравнений с четырьмя неизвестными, которыми являются x , y , z (координаты ВС) и Δt (погрешность времени). Остальные величины, входящие в формулы, известны. Координаты спутников x_i , y_i , z_i рассчитываются с помощью данных, переданных в навигационном сообщении, а псевдодальности непосредственно измеряются в бортовом приемнике описанным способом. Вычислитель бортового приемника непрерывно численно решает данную систему уравнений, определяя прямоугольные координаты ВС и поправку к бортовым часам, в результате чего на борту ВС всегда известно и точное время.

Но пользователю СНС нужны не прямоугольные, а геодезические координаты: широта, долгота и высота. Из курсов геодезии или геоинформационных основ навигации известно, что связь координат x , y , z с

широтой B , долготой L и высотой H выражается следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} x &= (N + H) \cos B \cos L \\ y &= (N + H) \cos B \sin L \\ z &= [(1 - e^2)N + H] \sin B \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

где x, y, z — прямоугольные координаты точки (ВС);

B, L, H — геодезические широта, долгота и высота точки;

N — радиус кривизны первого вертикала;

e — эксцентриситет земного эллипсоида.

Вычислитель бортового приемника решает обратную по отношению к приведенным формулам задачу: по уже известным прямоугольным координатам рассчитывает широту, долготу и высоту над поверхностью эллипсоида.

Кроме координат и времени приемник СНС определяет и скорость движения ВС относительно Земли (путевую скорость). Для этого используется доплеровский способ, рассмотренный при описании СНС «Транзит», но только работающий как бы в противоположную сторону. Действительно, после того как уже известно и местоположение спутника, и местоположение самолета, можно рассчитать по известной скорости спутника радиальную скорость сближения ВС и спутника, определив, какой при этом должен быть доплеровский сдвиг принимаемой частоты. Фактический сдвиг, измеренный приемником, будет, конечно, другим из-за собственной скорости ВС. Следовательно, по этой разности частот можно рассчитать составляющую собственной скорости самолета по направлению на спутник. А по значениям радиальных скоростей по направлениям на несколько спутников можно рассчитать все остальное: составляющие путевой скорости ВС по осям системы координат $OXYZ$, модуль путевой скорости и фактический путевой угол, характеризующий ее направление относительно меридиана самолета.

Исходя из принципа работы системы, понятно, что определяется фактический *истинный* путевой угол, отсчитанный от географического (истинного) меридиана. Но в практике навигации чаще используются *магнитные* путевые углы. Их можно рассчитать с помощью истинных путем учета магнитного склонения ΔM . С этой целью в навигационных приемниках хранится математическая модель магнитного поля Земли, то есть формулы, позволяющие по известным координатам любой точки рассчитать в ней значение ΔM . Истинные путевые углы определяются системой достаточно точно, а вот точность расчета магнитных величин (путевых углов, пеленгов) зависит от степени совершенства математической модели магнитного поля, используемой в конкретном приемнике. В большинстве случаев погрешность не превосходит 1° , но в полярных районах может быть и больше.

В СНС измеряется геодезическая высота BC , то есть отсчитанная от поверхности принятого эллипсоида (*WGS-84* или *ПЗ-90*). Для выполнения полета, особенно при заходе на посадку, необходимо знать и абсолютную высоту, которая отсчитывается от поверхности геоида (среднего уровня моря). Для ее расчета в бортовой приемник СНС заложена математическая модель геоида. Это формулы и входящие в них численные коэффициенты, с помощью которых для любой точки с известной широтой и долготой можно рассчитать волну геоида (*undulation*), показывающую, насколько поверхность геоида выше поверхности эллипсоида. С помощью волны геоида приемник рассчитывает и показывает абсолютную высоту.

Таким образом, полный алгоритм расчетов, выполняемых приемником СНС, включает в себя:

- вычисление с помощью эфемеридной информации расчетных значений координат каждого из четырех спутников;
- измерение времени t_i прохождения сигнала от каждого спутника и соответствующей ему псевдодальности D_i ;

- вычисление прямоугольных координат ВС x , y , z , а также и погрешности часов спутника Δt ;
- вычисление геодезических координат: широты B , долготы L и геодезической высоты H воздушного судна;
- вычисление путевой скорости W и фактического истинного путевого угла по информации об измеренных доплеровских сдвигах частот;
- расчет абсолютной высоты ВС с использованием модели гравитационного поля Земли;
- расчет магнитного путевого угла с использованием модели магнитного поля Земли.

Это основные операции, выполняемые вычислителем (компьютером), входящим в состав бортового приемника СНС. Но на самом деле этот вычислитель запрограммирован для выполнения множества других операций, решения различных навигационных задач; некоторые из них будут рассмотрены далее.

Приведенные в данном параграфе формулы и алгоритмы расчета являются, во-первых, упрощенными, а во-вторых, не единственно возможными. На самом деле в вычислениях учитывается большое количество факторов, которые здесь даже не упоминались (например, замедление течения времени на спутнике в соответствии с теорией относительности). Необходимо также иметь в виду, что конкретные формулы и алгоритмы, применяемые в бортовом приемнике, разрабатываются производителем этого приемника и, как правило, остаются для пользователей неизвестными.

10.7. Характеристика *Navstar GPS*

Navstar GPS создана по заказу министерства обороны США такими фирмами, как *Rockwell International*, *Martin Marietta*, *IBM*. На разработку системы было затрачено 12 млрд долларов.

Спутники расположены в шести орбитальных плоскостях, каждая из которых имеет наклонение $i=55^\circ$ к плоскости экватора. Узлы этих плоскостей сдвинуты относительно друг друга на 60° . На каждой орбитальной плоскости (рис. 10.14) равномерно по аргументу широты расположены по четыре спутника. Таким образом, рабочий комплект системы включает в себя 24 спутника. Но фактически на орбитах находится еще несколько резервных спутника.

Высота орбиты каждого спутника составляет 10 900 морских миль, то есть около 20 тыс. км. Период обращения каждого спутника вокруг Земли составляет 11 ч 56 мин.

Такая конфигурация расположения спутников обеспечивает наблюдение в каждой точке планеты одновременно от 4 до 12 спутников.

Подсистема управления включает в себя пять наземных станций слежения, одна из которых (Колорадо-Спрингс, США), является главной, а также три станции ввода данных. Станции расположены равномерно по земному шару вблизи экватора, чтобы обеспечить наилучшие условия для слежения за спутниками.

Контрольные станции слежения осуществляют точные измерения дальностей до спутников и передают результаты измерений на главную

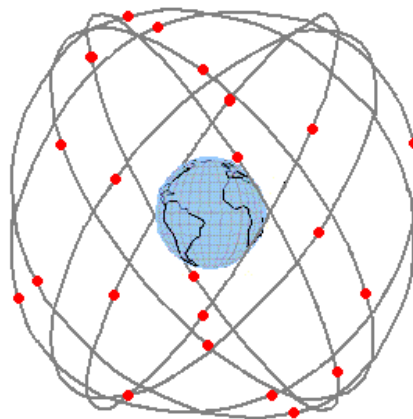


Рис. 10.14. Орбитальные плоскости

станцию, где производится их обработка и определение элементов орбит, параметров ионосферной модели, поправок к часам спутников и т. д. Через станции ввода данных вся необходимая информация передается на спутники. Центральный синхронизатор частоты обеспечивает нестабильность системного времени не более $5 \cdot 10^{-14}$.

Существуют четыре поколения спутников системы *Navstar GPS*: *Block I*, *Block II/IIA*, *Block IIR*, *Block IIF*. Спутники типа *Block I* использовались только на первом этапе развития программы *Navstar*. В настоящее время основу системы составляют спутники типа *Block II* и *Block IIA*. Спутники *Block IIR* начали запускать с 1999 г. Они имеют улучшенные характеристики и способны определять свое собственное местоположение в космосе на основе межспутниковой дальнометрии с других спутников. Первый спутник четвертого поколения (*Block IIF*) был запущен 27 мая 2010 г. Такие спутники будут основой системы *Navstar GPS* в будущем.

Таблица 10.1

Характеристики спутников *Navstar GPS*

Параметр	<i>Block IIA</i>	<i>Block IIR</i>	<i>Block IIF</i>
Вес на орбите, кг	985	1072	1702
Источник энергии	Солнечные панели, мощность 700 Вт	Солнечные панели, мощность 1136 Вт	Солнечные панели, мощность 2900 Вт
Габариты с развернутыми солнечными батареями ширина, м	1,5x5,3	1,5x1,93x1,9x11,6	2,4x1,97x21,5
Производитель	<i>Rockwell</i>	<i>Lockheed</i>	<i>Boeing</i>
Срок службы, лет	7,5	10	13–15

В состав спутников входят синтезатор частот, передатчики, антенны, бортовые «часы» (четыре цезиевых квантовых генератора с нестабильностью порядка $5 \cdot 10^{-13}$), бортовые вычислители (один основной и два резервных), системы ориентации, а также другое оборудование, обеспечивающее управление спутником и его функционирование. Для электропитания используются аккумуляторы и солнечные батареи. На спутниках установлены двигатели, с помощью которых может осуществляться коррекция орбиты.

Все спутники излучают радиоволны на двух фиксированных частотах, обозначаемых $L1$ (1575,42 МГц) и $L2$ (1227,6 МГц). Планируется, что спутники *Block IIF* (рис. 10.15) будут излучать еще и на дополнительной частоте $L5$ (1176,45 МГц).

Поскольку все спутники работают на одинаковых частотах, потребители могут различать их только по передаваемому коду. Такая технология, которая используется и в системах сотовой связи, носит название *CDMA* (*Code Division Multiple Access*). При этом одновременно каждым спутником используется два вида кодов.



Рис. 10.15. Спутник *Block IIF*

Основным является так называемый *P*-код (от слова *protected* — «защищенный»). Пользоваться им могут только санкционированные потребители министерства обороны США. Он представляет собой наложение (сумму по модулю 2) двух псевдослучайных последовательностей, сдвинутых друг относительно друга на величину от 1 до 37 «импульсов» (*chips*). Для каждого спутника величина сдвига своя. Таким путем получают 37 кодов (разновидностей псевдослучайных последовательностей), из которых 32 используются спутниками, а пять предназначены для других целей (например, для наземных передатчиков функциональных дополнений). «Импульсы» передаются со скоростью 10,23 млн/с. Каждая последовательность (код) начнет повторяться только через 7 суток, а последовательности для всей совокупности спутников начнут повторяться только через 267 дней. Понятно, что «подобрать» такой код довольно затруднительно.

В особых ситуациях владелец системы может включить так называемый режим *A-S*, и тогда вместо *P*-кода будет использоваться *Y*-код, более помехоустойчивый и еще более защищенный от расшифровки несанкционированными потребителями.

Для гражданских потребителей используется так называемый *C/A*-код (*coarse acquisition* — «грубое приобретение»). Частота следования «импульсов» в нем в десять раз меньше, чем в *P*-коде, а псевдослучайная последовательность повторяется каждую миллисекунду. Принцип ее формирования похож на формирование *P*-кода, но он является более простым и «известен» каждому бортовому приемнику СНС.

Первоначально *Navstar GPS* предназначалась для использования только военными потребителями. Но с 1983 г., после того как был сбит вторгшийся в воздушное пространство СССР корейский В-747, президент США разрешил бесплатное использование *GPS* всеми гражданскими пользователями. Окончательно это решение было закреплено в 1993 г.

Использование *C/A*-кода обеспечивало, на взгляд министерства обороны США, слишком уж точное определение координат всеми желающими. Поэтому для *C/A*-кода ввели режим искусственного ухудшения точности — *S/A*-режим (*selective availability*). При его работе намеренно ухудшалась точность эфемерид спутников. Предполагалось, что в этом режиме точность определения координат составит 100 м с вероятностью 0,95. Правда, на практике она оказалась гораздо лучше.

С годами требования к точности навигации гражданских ВС, особенно в районе аэродрома, все ужесточались. Точности, обеспечиваемой в режиме *S/A*, стало не хватать. К тому же выяснилось, что некоторые фирмы расшифровали код искусственного загробления точности и сумели его обойти. В связи с этим с 1 мая 2000 г. режим *S/A* отключен и больше не применяется.

Таким образом, в настоящее время в *GPS* используются:

- *P*-код, или вместо него *Y*-код (часто обозначается *P(Y)*-код), доступный только пользователям, санкционированным министерством обороны США;
- *C/A*-код, безвозмездно доступный любым пользователям во всем мире.

На частоте *L1* передаются одновременно *P* и *C/A* коды, а на частоте *L2* — только *P*-код. Тот факт, что *P*-код используется одновременно на двух частотах, позволяет уменьшить влияние ионосферных помех и повысить точность определения координат.

10.8. Характеристика ГЛОНАСС

Основным разработчиком системы ГЛОНАСС в целом является НПО прикладной механики (г. Красноярск), а спутников — ПО «Полет» (г. Омск). В разработке ГЛОНАСС принимают участие и другие организации и предприятия. Информацию о текущем состоянии системы можно получить

на сайте Информационно-аналитического центра Федерального космического агентства www.glonass-ianc.rsa.ru и на сайте Российской системы дифференциальной коррекции и мониторинга www.sdcm.ru.

Центр управления системой ГЛОНАСС располагается под Краснознаменском (Московская область), а командные станции слежения — вблизи населенных пунктов Санкт-Петербург, Щелково (Московская обл.), Воркута, Енисейск, Улан-Удэ, Якутск, Комсомольск-на-Амуре, Петропавловск-Камчатский. Нестабильность центрального синхронизатора частоты $2 \cdot 10^{-15}$.

Подсистема космических аппаратов системы ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, находящихся на практически круговых орбитах высотой 19 100 км с наклоном $64,8^\circ$ и периодом обращения 11 ч 15 мин (рис. 10.16) Более высокое наклонение, чем в *Navstar GPS*, улучшает условия приема сигналов со спутников в полярных районах планеты.

Спутники расположены в трех орбитальных плоскостях. Орбитальные плоскости разнесены по долготе на 120° . В каждой орбитальной плоскости размещаются по 8 спутников с равномерным шагом по аргументу широты 45° . Расположение спутников в каждой плоскости сдвинуто по отношению к соседней плоскости на 15° по аргументу широты. Такая конфигурация спутников позволяет обеспечить непрерывное и глобальное покрытие земной поверхности и околоземного пространства навигационным полем.

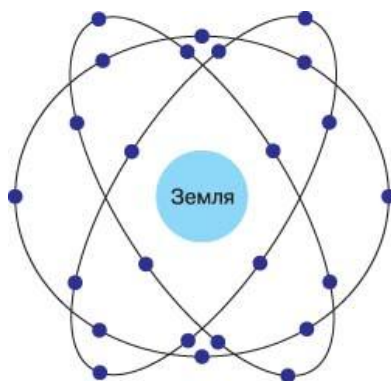


Рис. 10.16. Орбитальные плоскости ГЛОНАСС

Спутники первого поколения под названием «Глонасс» имели ограниченный срок службы. С 2004 г. начат запуск спутников нового поколения «Глонасс-М», которые в настоящее время и составляют орбитальную группировку. Эти спутники имеют увеличенный срок службы. В их конструкции используются французские комплектующие; навигационный сигнал для пользователей передается в двух диапазонах частот. В 2011 г. запущен первый спутник третьего поколения «Глонасс-К» полностью российского производства. В нем использованы три дополнительных навигационных сигнала и дополнительная частота ($L3$). За счет этого существенно повысится точность навигационных определений. В этих спутниках будут использоваться сигналы множественного доступа с кодовым разделением, что сделает спутники совместимыми с другими СНС (*GPS, Galileo, Compass*). С введением спутников третьего поколения планируется постепенно увеличить состав орбитальной группировки ГЛОНАСС до 30 спутников.

Таблица 10.2

Характеристики спутников ГЛОНАСС

Спутник	Глонасс	Глонасс-М	Глонасс-К
Вес на орбите, кг	1415	1415	935
Мощность, Вт	1000	1400	1600
Срок службы, лет	3	7	10

Спутник представляет собой цилиндрический гермоконтейнер с солнечными батареями. В его состав входят навигационный передатчик, хронизатор (часы), управляющий комплекс, средства заправки и обеспечения параметров среды, системы стабилизации, ориентации, коррекции, электропитания, терморегулирования.

В отличие от *Navstar GPS*, в ГЛОНАСС спутники работают на разных частотах. Рассмотрим структуру сигналов, передаваемых спутниками «Глонасс-М».

Каждый спутник передает навигационные радиосигналы на собственных частотах в двух частотных поддиапазонах, обозначаемых $L1$ и $L2$.

Частоты излучения каждого спутника могут быть рассчитаны по следующим формулам:

$$f_1 = (1602 + k \cdot 562,5) \text{ МГц} \text{ — для поддиапазона } L1;$$

$$f_2 = (1246 + k \cdot 437,5) \text{ МГц} \text{ — для поддиапазона } L2.$$

Каждому спутнику назначен свой номер частоты k . В настоящее время для вновь запускаемых спутников назначаются частоты, соответствующие k в пределах от -7 до $+6$. Правда, спутники, находящиеся в диаметрально противоположных концах одной и той же орбиты, могут излучать на одной и той же частоте. Ведь они «не мешают» друг другу, поскольку наблюдатель на земле может принимать сигналы только от одного из них.

В каждом поддиапазоне спутники излучают сигналы двух типов: высокой точности (ВТ) и стандартной точности (СТ).

Сигналы высокой точности могут использоваться только специальными потребителями по разрешению министерства обороны Российской Федерации, и поэтому в данном учебном пособии не рассматриваются.



Рис. 10.17. Спутник «Глонасс М»

Сигнал стандартной точности включает в себя :

- псевдослучайный дальномерный двоичный код;
- навигационное сообщение;
- вспомогательное меандровое колебание¹.

Дальномерный код является псевдослучайной двоичной последовательностью, которая, в отличие от *GPS*, одинакова для всех спутников. Она формируется с помощью 9-значного регистра сдвига (выходом является значение в 7-й ячейке регистра). Данная последовательность имеет длину 511 бит («импульсов» и пауз между ними) и повторяется каждую миллисекунду. Это означает, что код передается со скоростью 511 Кбит/с.

Таблица 10.3

Основные характеристики GPS и ГЛОНАСС

Параметр	GPS	ГЛОНАСС
Спутники		
Штатное количество спутников	24	24
Количество орбитных плоскостей	6	3
Высота орбит, км	20200	19100
Период обращения, ч. мин	11.56	11.15
Наклонение орбит, град	55	64,8
Несущие частоты:		
(L1), МГц	1575,42	1602
(L2), МГц	1227,60	1246
Разделение сигналов	Кодовое	Частотное
Источник питания	Солнечная батарея и аккумулятор	
Зона действия	Глобальная	
Число одновременных пользователей	Не ограничено	
Используемая система координат	WGS-84	ПЗ-90.02

¹ Меандровое колебание представляет собой бесконечное периодическое колебание прямоугольной (а не синусоидальной) формы, в котором длительность импульсов и пауз между ними одинакова.

10.9. Факторы, влияющие на точность СНС

Погрешность определения координат спутников и времени

Пространственное место самолета в СНС определяется относительно спутников. Понятно, что чем точнее известно местоположение спутников на орбитах, тем точнее будут определены координаты ВС.

Текущие координаты спутников (в прямоугольной системе координат $OXYZ$) рассчитываются в бортовых приемниках по известным элементам орбит. Как уже отмечалось, элементы орбит рассчитываются на земле и периодически передаются на спутник. Кроме самих элементов орбит передаются и их производные (скорости изменения, вызванные возмущающими факторами). Все эти данные в составе навигационного сообщения поступают в бортовой приемник, который и рассчитывает текущие координаты спутника, то есть, по сути, осуществляет счисление его координат. Как и в любой системе счисления координат, погрешности счисления возрастают с течением времени. Данные, по которым производится расчет, «устаревают». Погрешность расчета координат спутника тем больше, чем больше времени прошло с момента времени, на который были определены параметры орбиты. Однако эти параметры обновляются достаточно часто, поэтому значительная погрешность, как правило, не успевает накопиться.

Погрешность определения эфемерид (координат) спутника тесно связана с погрешностью измерения времени. СНС работает в своем, «системном» времени, определяемым наземным центральным синхронизатором высокой точности (нестабильность 10^{-13} – 10^{-15}). Тем не менее это системное время расходится с UTC , и величина расхождения периодически передается на каждый спутник. На каждом спутнике используется свой стандарт частоты (часы), своя шкала времени с худшей стабильностью, поэтому фактически на

каждом спутнике используется свое собственное время. Оно периодически корректируется с земли путем ввода поправок, но не полностью совпадает с системным временем, для которого рассчитаны элементы орбит. Получается, что бортовой приемник определяет координаты спутника не совсем для того момента времени, для которого требуется, что равноценно дополнительной погрешности. Попутно заметим, что погрешность бортовых часов приемника (на ВС) никакого вклада в погрешность не вносит, поскольку она непрерывно учитывается в процессе измерения псевдодальности.

В результате неточности эфемеридной информации и времени погрешность определения координат спутника, как правило, не превышает 1 м. Если же по каким либо причинам эфемеридная информация не была своевременно обновлена, то погрешность резко возрастает, и уже через четыре часа будет составлять сотни метров.

В данном случае речь шла об определении координат спутников в реальном масштабе времени. Если обработать данные, полученные со всех станций слежения (это занимает около 12 дней), то «задним числом» можно определить, где находился спутник в любой момент времени с точностью до 2–3 см. Такие данные широко используются в геодезических и других научных исследованиях.

Погрешности измерения псевдодальностей

Навигационным параметром в СНС является псевдодальность, рассчитываемая по измеренному времени распространения радиоволн и скорости распространения, заложенной в бортовой приемник.

Как известно из курса физики, скорость радиоволн в вакууме является постоянной и называется скоростью света. При прохождении радиоволн через какую-либо среду скорость радиоволн изменяется и зависит от характеристик этой среды. Радиоволны, излучаемые спутниками, проходят через атмосферу, характеристики которой меняются в пространстве и во времени.

Различают *ионосферные* и *тропосферные погрешности*.

Ионосфера является верхней частью атмосферы, и в ней содержатся свободные электроны. При прохождении радиоволн через ионосферу их траектория искривляется, а скорость радиоволн изменяется. Она уже не совпадает с той скоростью, которая заложена в приемник СНС для расчета псевдодальности. Это вызывает *ионосферную погрешность измерения псевдодальности*, величина которой различна в разных местах планеты, меняется в зависимости от времени года и суток, подвержена влиянию солнечной активности, космического излучения. Обычно ионосферные погрешности составляют 8–10 м, но могут достигать 40–100 м и более.

Для борьбы с ионосферной погрешностью принимаются следующие меры.

- Излучение одного и того же кода одновременно на двух частотах. Ионосферная погрешность сильно зависит от частоты, поэтому, принимая один и тот же сигнал одновременно на двух частотах, можно выявить значительную ее часть. Такой способ позволяет уменьшить погрешность до 1–2 м.
- Расчет с помощью математической модели вероятного значения ионосферной погрешности в данном месте и в данное время и учет его в результатах измерений. Такой метод используется в *Navstar GPS*. Параметры модели рассчитываются на земле по результатам наблюдения за всеми спутниками, передаются на каждый спутник и затем в составе навигационного сообщения — в бортовой приемник ВС. Поскольку любая модель является неточной, то и ионосферная погрешность таким способом устраняется не полностью.
- Использование дифференциального режима СНС на основе применения функциональных дополнений. Этот способ более подробно будет рассмотрен далее.

Тропосферные погрешности возникают в нижнем слое атмосферы. От частоты сигнала они не зависят, а зависят от температуры, давления, влажности воздуха. Эти величины трудно прогнозировать, чтобы использовать в математических моделях. Остаточная величина тропосферной погрешности имеет порядок 1–4 м.

Причиной неточного измерения псевдодальности является также *многолучевость (многопутность) распространения сигнала*. Если вблизи бортового приемника находятся местные предметы (возвышенности, здания и т. п.), то радиосигнал поступает к приемнику не только по прямому пути, но и после переотражения от этих местных предметов, что вызывает погрешность при полете вблизи земли, например, при заходе на посадку. Это особенно неприятно, поскольку на этом этапе полета как раз требуется более высокая точность.

В хороших условиях погрешность из-за многолучевости составляет единицы метров, а в городских условиях может достигать нескольких десятков метров. Для уменьшения этой погрешности используются различные методы: от применения специальных антенн до использования сложных алгоритмов обработки сигнала (фильтр Калмана). В результате погрешность может быть снижена (для кода высокой точности ГЛОНАСС и R(Y) кода *GPS*) в лучшем случае до 1–3 м, в худшем — до 8 м.

Фактором, приводящим к погрешностям измерения псевдодальности, являются также шумы самого бортового приемника на ВС.

Геометрический фактор

Точность определения координат приемника СНС зависит не только от погрешностей в измерении расстояний до спутников, но и от геометрии взаимного расположения ВС и спутников.

Согласно теории обобщенного метода линий положения погрешность определения места самолета обратно пропорциональна синусу угла между

линиями положения, по которым определено это место. При прочих равных условиях наивысшая точность будет при угле пересечения 90° ($\sin 90^\circ = 1$). Если же, например, этот угол составляет 30° , то точность будет в два раза хуже. На рис. 10.18 видно, что при уменьшении угла между линиями положения увеличивается зона неопределенности местоположения.

Для оценки влияния взаимного расположения спутников и приемника СНС на точность определения координат используется величина *DOP* — *Dilution of Precision* (геометрическое снижение точности). Это безразмерная величина, которая характеризует геометрический фактор и показывает, во сколько раз точность определения координат хуже, чем точность измерения псевдодальности. В приведенном примере для плоскости (с углом 30° между линиями положения) *DOP* был бы равен 2. Применительно к СНС, где определяется пространственное место самолета и используются четыре поверхности положения, все несколько сложнее, но смысл остается тем же.

Величину *DOP* можно проиллюстрировать следующими геометрическими соображениями. Точки расположения четырех спутников: S_1, S_2, S_3, S_4 и бортового приемника образуют в пространстве многогранник, называемый тетраэдром. Чем больше его объем V , тем лучше взаимное расположение спутников и приемника, тем выше точность, тем меньше *DOP*. Наибольшим объем тетраэдра будет в том случае, когда один спутник находится в зените, а три спутника расположены вблизи горизонта и равномерно распределены по азимуту.

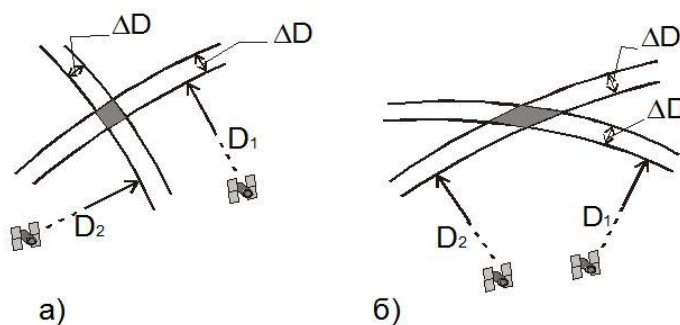


Рис. 10.18. Влияние геометрического фактора

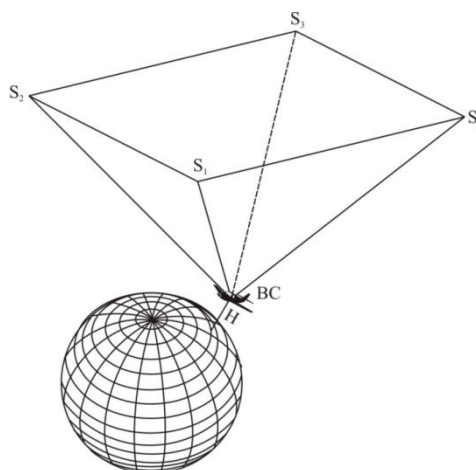


Рис. 10.19. Многогранник, определяющий «геометрический фактор»

Величина критерия DOP принимается обратно пропорциональной объему тетраэдра V с учетом некоторого коэффициента пропорциональности k :

$$DOP = k/V.$$

Величина DOP теоретически может принимать значения от 1 до, как правило, 10. Идеальный случай, когда $DOP=1$, вряд ли достижим на практике. Считается, что при $DOP \leq 4$ обеспечивается высокая точность определения координат. Значения $DOP > 6$ свидетельствуют о не очень хорошей точности.

На самом деле используется несколько разновидностей DOP , ведь с помощью СНС измеряются четыре основных параметра: две горизонтальные координаты (широта и долгота), вертикальная координата (высота) и время. Для комплексной оценки всех четырех параметров используется $GDOP$ (*Geometrical DOP*). Для оценки точности определения координат пространственного места самолета (без учета точности времени) используется $PDOP$ (*Position DOP*).

Если требуется определить не радиальную погрешность определения пространственного места самолета, а точность определения отдельных координат, то используются похожие показатели, характеризующие:

HDOP (*Horizontal DOP*) — точность определения координат в горизонтальной плоскости, то есть по широте и долготе;

VDOP (*Vertical DOP*) — точность определения высоты.

По аналогии вводится и понятие *TDOP* (*Time DOP*) для характеристики точности определения времени бортовым приемником.

Следует помнить, что все виды *DOP* характеризуют точность в относительных величинах, то есть являются безразмерными. Если бы была известна средняя квадратическая погрешность измерения псевдодальности σ_D именно при данных конкретных условиях, то можно было бы количественно определить в абсолютных величинах (метрах) среднюю квадратическую погрешность определения координат σ_R :

$$\sigma_R = DOP \sigma_D.$$

В зависимости от того, какую именно погрешность нужно определить (пространственного места самолета, в горизонтальной плоскости или по высоте), в качестве *DOP* в данной формуле нужно использовать *PDOP*, *HDOP* *VDOP*.

Большинство навигационных приемников индицирует текущее значение *DOP*, что позволяет пользователю судить о точности навигационных определений. Это особенно важно для полетов в тех районах, где установлены определенные требования к точности навигации.

Если в зоне видимости находится более четырех спутников (как правило, их 6–8), то приемник, используя сведения из альманаха, выбирает такую четверку спутников, чтобы *DOP* был минимален.

В тех случаях, когда аппаратурой потребителя «захвачены» только три спутника, в качестве четвертой поверхности положения может использоваться уровень высоты полета над уровнем моря. Она должна быть введена в приемник вручную или автоматически поступать от других систем

навигационного комплекса. В этом случае СНС будет определять горизонтальные координаты (широту и долготу). Из-за геометрического фактора (угла пересечения поверхностей положения) погрешность определения места самолета может в два и более раз превышать погрешность ввода высоты. Так, например, если абсолютная высота введена с ошибкой 100 м, то радиальная погрешность определения места самолета может достигать величины 200 м и более.

Помехи

Опыт эксплуатации СНС показывает, что сигналы, излучаемые навигационными спутниками, подвержены различным видам помех.

К *непреднамеренным помехам искусственного происхождения* относятся излучения радиопередатчиков, которые могут создать сигналы с нежелательным уровнем мощности в *L*-диапазоне. Искусственные непреднамеренные помехи создаются радиолиниями, гармониками телевизионных каналов, сигналами запроса систем ближней навигации, гармониками существующих УКВ-радиостанций, спутниковой системой связи *Globalstar*, радиолокационными станциями системы управления воздушным движением. Вероятность появления таких помех зависит от правил государства в области использования спектра и распределения частот, а также соблюдения установленных правил в каждом государстве или регионе.

Портативные электронные устройства, используемые пассажирами на борту ВС (компьютеры, мобильные телефоны), также могут создавать помехи СНС и другим навигационным системам.

В связи с низкой мощностью сигналов СНС существует возможность преднамеренного их подавления маломощными передатчиками. *Преднамеренная помеха (jamming)* — радиопомеха, создаваемая специально сконструированным источником и предназначенная для нарушения функционирования аппаратуры потребителей СНС. К преднамеренным

помехам следовало бы также отнести любые действия, направленные на нарушение функционирования СНС, включая атаку на спутники и наземную инфраструктуру управления.

Другим типом преднамеренных помех является *радиодезинформация* — метод, направленный на то, чтобы заставить приемник СНС осуществить привязку к ложным сигналам, похожим на штатные.

Различие систем координат и моделей геоида

Данный вид погрешностей не относится непосредственно к принципу функционирования СНС, а обусловлен алгоритмами, заложенными в бортовой приемник. Тем не менее о наличии таких «погрешностей» необходимо иметь представление.

Как уже отмечалось, координаты ВС первоначально определяются в прямоугольной системе координат OXY , а затем пересчитываются в геодезическую систему координат, заданную на том или ином эллипсоиде. Но ведь можно использовать множество различных как прямоугольных, так и геодезических систем координат. Начала систем координат могут быть сдвинуты по осям X , Y , Z , а сами системы повернуты друг относительно друга вокруг каждой из осей. Эллипсоиды, центры которых находятся в началах прямоугольных систем координат, могут иметь разные размеры и степень сжатия, поэтому одно и то же пространственное место самолета будет иметь разные численные значения прямоугольных и геодезических координат в разных системах. Пилот должен это хорошо понимать. Ведь если он ввел в приемник координаты пункта маршрута в одной системе, а приемник рассчитывает текущие координаты ВС в другой системе, то ВС в заданную точку не попадет.

Приемники, предназначенные для работы с *Navstar GPS*, выдают координаты во всемирной геодезической системе координат *WGS-84 (World Geodetic System)*, которая изначально создавалась именно для работы с *GPS*. Правда, многие приемники имеют меню, с помощью которого можно

выбрать и другую систему координат. В этом случае приемник автоматически пересчитывает координаты из *WGS-84* в нужную систему.

Для ГЛОНАСС основной является другая общеземная система отсчета — ПЗ-90. Последняя ее версия (ПЗ-90.02) незначительно отличается от *WGS-84*. Направления осей систем координат ПЗ-90.02 и *WGS-84* совпадают, а сдвиги начал систем координат по осям *X*, *Y* и *Z* незначительны и составляют соответственно 36, 8 и 18 см. По этой причине радиальная погрешность определения пространственного места самолета за счет различия систем координат не может превысить 41 см. Такая величина является несущественной даже для точного захода на посадку.

Данное различие координат, по сути, является не погрешностью, а разностью координат в разных системах. «Погрешностью» оно будет только в том случае, когда пилот думает, что координаты выдаются в одной системе координат, а на самом деле они выдаются в другой.

Следует помнить, что на российских картах (а в большинстве случаев и в документах аэронавигационной информации) координаты пунктов указываются в системе координат СК-42 на эллипсоиде Красовского. Расхождение этих координат с теми, которые выдают СНС, может достигать десятков и сотен метров.

Кроме геодезических координат, в том числе и геодезической высоты (над поверхностью эллипсоида), приемник определяет и абсолютную высоту, то есть высоту над уровнем геоида (средним уровнем моря). Точность ее определения зависит как от точности измерения геодезической высоты, так и от точности расчета волны геоида в данной точке с помощью математической модели гравитационного поля. Одна из последних и наиболее точных моделей *EGM 96* имеет порядок 360×360 и включает в себя 130 317 коэффициентов. Но обычно в бортовых приемниках используются гораздо более простые модели порядка 41 или даже 18. С их помощью расчет производится быстрее, но, конечно, с более низкой точностью, поэтому

погрешность определения абсолютной высоты зависит от используемой в приемнике модели и может достигать величины порядка 3–6 м.

Суммарная точность СНС

В официальных документах, научной литературе и Интернете приводится большое количество данных, характеризующих точность *Navstar GPS* и ГЛОНАСС. Как правило, эти данные имеют большой разброс по своим численным значениям. Это объясняется следующими причинами.

- **Различие показателей точности.** Погрешности определения координат и скорости являются случайными величинами, то есть при многократных измерениях в одних и тех же условиях принимают разные значения, поэтому невозможно привести определенное значение погрешности, которое никогда не будет превышено (разве что какое-то очень большое). Всякое численное значение погрешности должно сопровождаться указанием вероятности, с которой оно не будет превышено. Наиболее часто используется значение вероятности $P = 0,95$. Если, например, для этой вероятности указано значение 10 м, то это означает, что в среднем в 95 случаях из 100 фактическая случайная погрешность будет менее 10 м.

Другим часто используемым значением погрешности является *CEP* (*Circular Error Probable* — круговая вероятная погрешность), соответствующая $P=0,5$. Это означает, что в половине случаев погрешность будет меньше, а в половине случаев — больше, чем *CEP*.

Еще одним распространенным вариантом указания точности является средняя квадратическая погрешность («сигма»). Она представляет собой квадратный корень из среднего значения квадрата случайной погрешности. Ее величина может быть легко оценена по экспериментальным данным (по результатам множества измерений,

проведенных в одинаковых условиях). Но связать значение этой величины с вероятностями погрешностей не так просто. Во-первых, нужно знать вероятностный закон распределения погрешностей, который точно никогда не известен. Обычно предполагается нормальный закон, но он не очень адекватно описывает вероятности больших погрешностей. Во-вторых, имеет значение «размерность» погрешности. Для одномерного случая, когда речь идет о точности только одной из координат (либо широты, либо долготы, либо высоты), одной «сигме» соответствует вероятность $P=0,68$. Для двумерного случая, когда оценивается радиальная погрешность в горизонтальной плоскости, и для трехмерного случая (при определении пространственного места самолета) значению средней квадратической радиальной погрешности соответствуют другие вероятности.

К сожалению, в источниках, приводящих данные о точности СНС, не всегда указывается, о каких родах показателей точности идет речь и каким вероятностям соответствуют их значения.

- ***Точность определения координат*** именно в данном месте и в данный момент времени ***зависит от очень многих факторов***: вида используемого кода (защищенный или стандартный), используемых частот, количества спутников в поле зрения, геометрического фактора, состояния ионосферы, наличия помех, характеристик приемника и т. п., поэтому разброс в показателях точности может быть довольно большим.
- ***Как Navstar GPS, так и ГЛОНАСС непрерывно совершенствуются.*** Увеличивается количество спутников в каждой системе, вводятся дополнительные частоты, повышается точность определения эфемерид, совершенствуются математические модели учета ионосферных поправок и пр. Соответственно с каждым годом все выше становится

точность определения координат. Широкие возможности для повышения точности дает использование бортовых приемников, которые одновременно могут использовать спутники нескольких систем: *GPS* и ГЛОНАСС (а в перспективе и *Galileo*).

Таким образом, несмотря на обилие в литературе данных о точности СНС, оценки этой точности носят относительный характер и быстро устаревают. Например, во многих источниках точность *GPS* до сих пор характеризуется величиной 100 м ($P=0,95$), что, конечно, устарело после отмены режима искусственного загробления точности. В документах ИКАО и других международных организаций также приводятся значения погрешностей, которые рекомендуется использовать для решения задач аэронавигационного обеспечения полетов, например, средняя квадратическая погрешность 23 м. Но и эти значения быстро устаревают.

Вместе с тем для оценки текущего состояния СНС и их фактической точности в разных странах ведутся непрерывные наблюдения. Например, Российская система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), созданная ОАО «Российские космические системы», ежедневно отслеживает состояние группировок *GPS* и ГЛОНАСС, состояние радионавигационного поля, прогнозирует доступность и точность измерений псевдодальностей и навигационных определений. Измерения производятся на 22 наземных станциях (включая две в Антарктике), и текущая информация о результатах этих измерений доступна на сайте www.sdcм.ru.

Для примера приведем данные на один из дней (табл. 10.4). Заметим, что для каждой из станций, на которых производятся измерения, полученные оценки точности различаются. В таблице указан диапазон погрешностей, то есть минимальное и максимальные значения, полученные на разных станциях. Погрешности соответствуют вероятности $P=0,95$.

Таблица 10.4

Состояние СНС на 25 марта 2013 г.

Параметр	ГЛОНАСС	GPS	GPS+ГЛОНАСС
Количество исправных спутников	24	28	52
Погрешность по широте, м	3,31–7,80	3,38–5,36	2,43–4,92
Погрешность по долготе, м	3,27–7,20	2,71–5,85	2,32–5,54
Погрешность по высоте, м	9,77–19,56	9,27–13,54	7,03–14,13
Среднее количество спутников в навигационных определениях	8–9	10–11	18–20

По мере увеличения количества спутников ГЛОНАСС на орбите и ввода новых спутников «Глонасс-К» точность определения координат будет увеличиваться. Наиболее широкие возможности повышения навигационных определений открывает использование приемников, которые могут использовать как сигналы ГЛОНАСС, так и *GPS*.

Точность измерения скорости ВС доплеровским способом также достаточно высока и оценивается в разных источниках от 0,05 до 0,2 м/с, то есть измеряется десятками долями километров в час. Однако, как уже отмечалось, конкретные алгоритмы, используемые в приемнике, разрабатываются производителями приемников и остаются для пользователей неизвестными. Возможно, в некоторых приемниках скорость определяется не доплеровским способом, а просто рассчитывается по скорости изменения текущих координат. Это может не только повлиять на точность, но и вызвать дополнительные ограничения. Например, в одном из видов приемника фактические путевой угол и путевая скорость могут быть определены только в тех случаях, когда скорость приемника СНС (скорость ВС) превышает 30 узлов (55,6 км/ч).

10.10. Функциональные дополнения СНС

Понятие о функциональных дополнениях СНС

СНС являются основным средством выполнения навигации, основанной на характеристиках (*PBN*), которая в свою очередь является неотъемлемой

частью концепции *CNS/ATM*. При полетах в условиях *PBN* предъявляются достаточно жесткие требования к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности. Для каждого района или маршрута полета, а также для различных этапов полета (полет по маршруту, вылет, заход на посадку и т. п.) устанавливаются различные спецификации *RNAV* или *RNP*, которые количественно определяют эти требования.

Точность характеризуется величиной возможной погрешности, соответствующей $P = 0,95$. *Целостность* определяет способность системы выдавать пользователю своевременное предупреждение в тех случаях, когда эта система не может обеспечить точность, требуемую в данном регионе или на данном этапе полета. *Непрерывность* обслуживания характеризует способность СНС обслуживать потребителей в течение заданного интервала времени без отказов и перерывов. *Эксплуатационная готовность* — это способность СНС обеспечить проведение навигационных определений в заданный момент времени.

Не останавливаясь на подробной характеристике этих понятий (они рассматриваются в дисциплине «Аэронавигационное обеспечение полетов»), отметим самое главное. В условиях *PBN* недостаточно просто определить место самолета. Для обеспечения целостности необходимо также получить оценку точности определения текущих координат и, если она не соответствует требуемой точности, установленной для данного этапа и района полета, — выдать экипажу предупреждение. Необходимо уметь прогнозировать на все время предстоящего полета, будет ли непрерывно обеспечена требуемая целостность с учетом конфигурации расположения и исправности спутников, а также требований к точности на разных этапах полета.

Кроме того, требования к точности в условиях *PBN* иногда (например, при заходе на посадку) могут быть настолько высокими, что обычный режим использования СНС, описанный выше, не обеспечивает требуемой точности

(например, при заходе на посадку требуемая точность определения высоты измеряется дециметрами). Для решения этих задач могут использоваться системы функциональных дополнений СНС (*augmentation systems*).

Функциональным дополнением называется комплекс технических и программных средств, предназначенный для обеспечения потребителя глобальной навигационной спутниковой системы дополнительной информацией, позволяющей повысить точность и достоверность определения его пространственных координат, составляющих скорости движения и поправки часов и гарантирующей целостность этой системы.

Существует **три вида систем функциональных дополнений**:

- бортовые, не требующие для своей работы наземного или космического оборудования;
- наземные, в которых используются расположенные на земле дифференциальные корректирующие станции;
- спутниковые, в которых кроме наземных станций используются специальные спутники, передающие на борт ВС необходимую информацию.

Бортовые функциональные дополнения *ABAS* (*Aircraft-based augmentation systems*) представляют собой совокупность алгоритмов работы приемника, обеспечивающих мониторинг целостности (*AIM — autonomous integrity monitoring*). Существует два вида такого мониторинга: *RAIM* и *AAIM*. Оба основаны на использовании избыточной навигационной информации.

***RAIM* (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) — автономный контроль целостности в приемнике.** Его целями являются:

- своевременное обнаружение неустойчиво работающего спутника и исключение его из обработки для навигационных определений;
- оценка текущей погрешности определения координат и выдача предупреждения экипажу, если эта погрешность превышает допустимую;

- прогноз целостности, то есть расчет геометрии расположения исправно работающих спутников и точности навигационных определений в любой заданной точке в заданное время с целью предупреждения экипажа о том, что требуемая точность и надежность навигации по СНС в этой точке не будут обеспечены.

Работа *RAIM* основана на наличии избыточности информации. Если принимаются сигналы только от четырех спутников (это минимальное их количество для определения пространственного места самолета), то местоположение ВС, конечно, будет определено, но в этом случае невозможно ничего сказать о точности его определения. Кроме того, может оказаться, что полученное местоположение совсем не соответствует фактическому, если, например, один из спутников выдал недостоверную информацию из-за своей неисправности.

Для *RAIM* необходим как минимум еще один, пятый, спутник. Из пяти спутников можно взять пять различных сочетаний по четыре спутника и по каждой из «четверок» определить свое ПМС. Разумеется, полученные ПМС будут различаться друг от друга, они будут рассеяны вокруг фактического ПМС из-за случайных погрешностей. Степень этого рассеяния и позволяет оценить текущую точность определения ПМС. Приемник может выбрать лучшую четверку спутников с учетом геометрического фактора и по ней определить наиболее точные координаты. Могут быть использованы и более сложные алгоритмы осреднения координат, полученных по всем «четверкам» спутников. В этом случае точность окажется выше, чем по каждой «четверке» отдельно. Если же принимаются сигналы более чем от пяти спутников, то результат получится еще точнее.

Если один из спутников выдает недостоверную информацию, то ПМС, полученные с его использованием, будут заметно отличаться от остальных. Такой спутник «отбраковывается», то есть не используется для определения координат. Если после отбраковки осталось всего четыре спутника, то

избыточность информации исчезает и RAIM перестает работать, о чем информируется летный экипаж ВС. Воспринимать такую информацию следует так: навигационные расчеты продолжают выполняться, координаты ВС определяются, но они не могут контролироваться, и нужно быть очень внимательным. Как правило, при пропадании RAIM предусматриваются специальные навигационные процедуры.

При недостаточном количестве наблюдаемых спутников процедуры RAIM не обеспечивают полного контроля целостности, но его может обеспечить другой вид функционального дополнения — AAIM (*Aircraft Autonomous Integrity Monitoring*), **бортовой автономный мониторинг целостности**. Он является эквивалентом или альтернативой RAIM. В этом случае избыточная информация поступает в приемник не от спутников, а от бортовых систем. Наиболее часто используется информация о координатах ВС от инерциальных систем или от двух дальномерных радиомаяков (DME/DME). Как и в RAIM, она применяется для контроля целостности и повышения точности навигационных определений. Например, инерциальная навигационная система может использоваться в дополнение к СНС в течение коротких периодов времени, когда спутниковые навигационные антенны затеняются частями ВС при выполнении маневров, или в течение периодов времени, когда в поле зрения имеется недостаточное количество спутников.

Часто в бортовой приемник поступает барометрическая высота от системы воздушных сигналов. Она нужна не только для определения места самолета при наличии только трех спутников, как было описано. При наличии в поле зрения только четырех спутников уровень высоты полета определяет пятую поверхность положения, которая может использоваться для контроля целостности. Информация о высоте также позволяет повысить эффективность алгоритмов математической фильтрации навигационных измерений в целях повышения их точности.

В настоящее время в документах ИКАО и других международных организаций отсутствуют стандарты, предъявляющие требования к алгоритмам *ABAS* и к уровню целостности, который они должны обеспечить, поэтому производители бортовых приемников решают эту задачу по своему усмотрению. По некоторым оценкам, в *RAIM* и *AAIM* достигается целостность на уровне 10^{-4} . Но в современной навигации требования к точности и целостности иногда столь высоки (порядка 10^{-9}), что использование СНС в обычном режиме даже при наличии *RAIM* или *AAIM* не может их обеспечить. В этом случае применяются спутниковые или наземные системы функциональных дополнений.

Дифференциальный метод определения координат

Работа наземных и спутниковых функциональных дополнений СНС основана на использовании дифференциального метода. Название метода не имеет никакого отношения к математическому дифференцированию, а происходит от латинского слова *differentia* — «различие». Рассмотрим суть этого метода.

Как уже отмечалось, одним из основных факторов, влияющих на точность СНС, является изменение скорости распространения радиоволн при прохождении их через атмосферу. Эта скорость отличается от той, которая заложена в бортовой приемник для расчета псевдодальности. Вызванные этим погрешности меняются со временем и являются различными в разных местах планеты.

Дифференциальный метод основан на том, что в пределах ограниченного района и периода времени погрешности из-за распространения радиоволн примерно одинаковы. Сущность метода заключается в следующем. На земле устанавливается специальная контрольно-корректирующая станция, координаты которой определяются с высокой точностью. Приемники, установленные на станции, определяют

свои координаты с помощью спутников таким же способом, как и бортовые приемники — конечно, не очень точно из-за упомянутых погрешностей распространения радиоволн. Но поскольку координаты станции заведомо известны, на станции вычисляются поправки в широту, долготу и высоту (разности точных и измеренных значений), которые автоматически передаются на борт всех ВС, выполняющих полет в районе данной станции. В бортовых приемниках ВС эти поправки вводятся в координаты, полученные по спутникам, благодаря чему многократно повышается точность определения координат (рис. 10.20).

С помощью такого метода можно практически полностью избавиться от эфемеридных погрешностей и в значительной степени — от погрешностей из-за изменения скорости распространения радиоволн. Разумеется, чем дальше ВС находится от контрольно-корректирующей станции, тем менее точными будут поправки. Погрешность увеличивается в среднем на 1 см на каждый километр удаления от станции.

Другие виды погрешностей (например, из-за шумов приемника и многолучевости сигнала) дифференциальный метод устранить не может, поскольку они являются индивидуальными для каждого приемника.

Если передавать поправки непосредственно в координаты, то необходимо, чтобы и наземная станция, и бортовой приемник определяли координаты по одному и тому же набору спутников. Если же в поле видимости находится более четырех минимально необходимых спутников, это не может быть гарантировано. В связи с этим часто применяется другая разновидность этого метода, когда передаются поправки не к координатам, а непосредственно к самим измеренным псевдодальностям для каждого из видимых спутников. Существуют и другие, более сложные дифференциальные методы, основанные на измерении разностей фаз принимаемых сигналов.

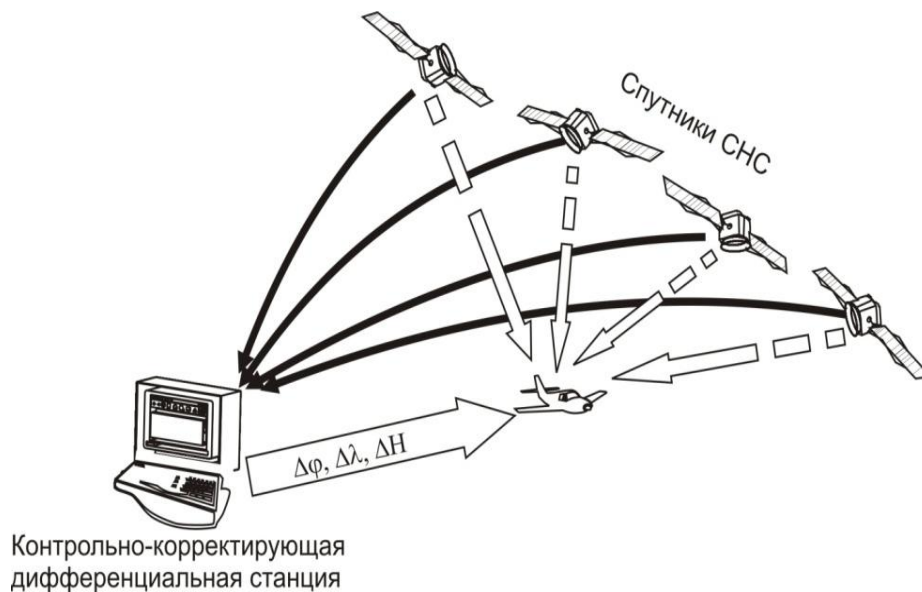


Рис. 10.20. Дифференциальный метод определения координат

Кроме определения дифференциальных поправок, контрольно-корректирующие станции могут выполнять и другие полезные функции: передавать на борт необходимую информацию, синхронизировать бортовые часы, а также играть роль еще одного дополнительного спутника (псевдоспутника), передавая *GPS*-подобные сигналы и тем самым повышая целостность и улучшая геометрию расположения спутников.

Функциональные дополнения СНС, основанные на дифференциальном методе, разделяются на *спутниковые* и *наземные* в зависимости от того, каким образом поправки передаются на борт ВС.

Спутниковые системы функционального дополнения *SBAS (Satellite-Based Augmentation System)*

Название обусловлено тем, что поправки на борт передаются через специальные, как правило, геостационарные, спутники. Системы включают в себя наземные опорные станции, принимающие сигналы от спутников, основные станции, которые обрабатывают информацию и рассчитывают поправки, а также

передающие станции, которые передают поправки и другую необходимую информацию на геостационарные спутники. Бортовые приемники на ВС прямо со спутника принимают поправки для того региона, где они находятся, учитывают их и тем самым повышают точность определения своего местоположения и целостность (рис. 10.21).

Геостационарный спутник при этом играет роль и навигационного спутника, увеличивая количество радиовидимых потребителю навигационных спутников. Зона действия *SBAS* определяется, с одной стороны, областью радиовидимости геостационарного спутника (она довольно обширна), а с другой — территорией, на которой расположены наземные станции и для которой, соответственно, определяются поправки. Эта территория обычно имеет размеры 2–5 тыс. км, поэтому такие системы также называют *широкозонными*.

Примером исполнения *SBAS* является *WAAS* (*Wide Area Augmentation System* — «система функционального дополнения с широкой зоной действия»), созданная в США. Она состоит из космического и наземного сегментов. Поправки для спутников системы *WAAS* формируются с помощью развитой сети базовых станций (наземный сегмент *WAAS*). Спутники, покрывающие своими сигналами территорию США, составляют космический

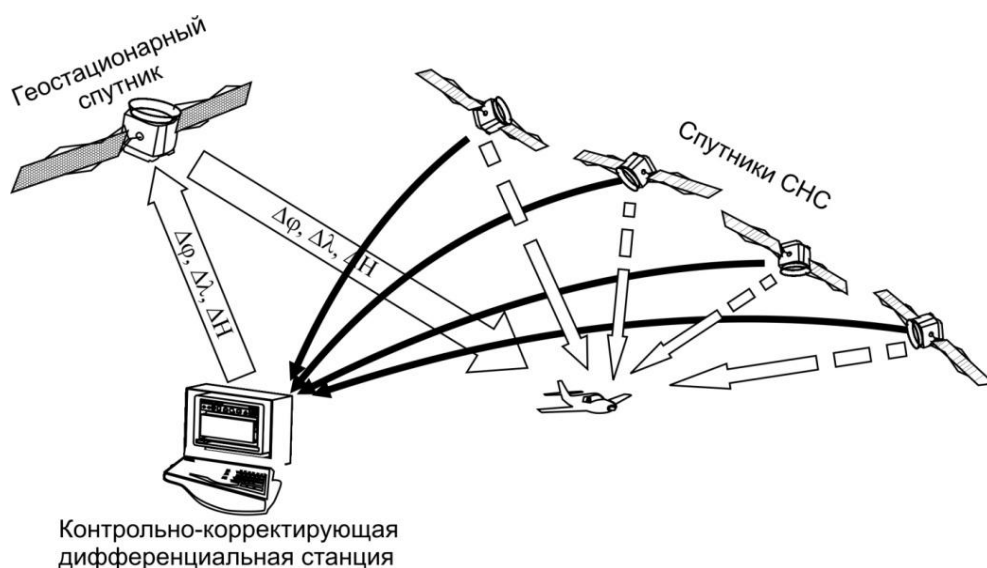


Рис. 10.21. Спутниковая система функционального дополнения

сегмент системы. Сигнал *WAAS* имеет ту же частоту и схожую с *GPS* структуру, что облегчает его реализацию в *GPS*-приемниках. Спутники передают *GPS*-подобный сигнал, а также поправки к эфемеридам, времени, параметрам ионосферной модели.

Наземные контрольные станции системы (*WRS* — *Wide-area ground reference station*) объединены в сеть, охватывающую территорию США, включая Аляску. В качестве геостационарных спутников используются, в частности, спутники системы *INMARSAT*, основным назначением которых является обеспечение телефонной связи и передача сигналов бедствия. Поправки передаются с геостационарных спутников на борт ВС на тех же частотах, что и у спутников *GPS*.

Система *WAAS* создана для достижения возможности использования *GPS* на всех этапах полета ВС, включая точный заход на посадку по I категории. Погрешности определения координат имеют порядок 3–4 м ($P = 0,95$).

В Европе и Азии функционируют системы широкозонных функциональных дополнений. В Европе под эгидой Европейской комиссии, Европейского космического агентства и Евроконтроля разработана система *EGNOS* (*European Geostationary Navigation Overlay Service*), которая является функциональным дополнением не только *Navstar GPS*, но также ГЛОНАСС и *Galileo*.

В систему входят три геостационарных спутника и сеть из более чем 40 станций, расположенных в основном на территории Европы. Зона действия охватывает и часть территории России (на расстоянии до тысячи километров от ее западной границы). Заявленная точность определения координат — около 1 м. С 2009 г. система введена в эксплуатацию для бесплатного использования.

В Японии разработана и эксплуатируется система *MSAS* (*Multi-functional Satellite Augmentation System*), являющаяся функциональным дополнением *GPS*. Система включает в себя два геостационарных спутника и восемь наземных станций.

Индия планирует развернуть к 2014 г. собственную систему *GAGAN* (*GPS Aided Geo Augmented Navigation*). Она будет включать в себя геостационарные спутники (один из них уже запущен) и около 20 наземных станций для измерения псевдодальностей, расчета поправок и передачи их на спутник (рис. 10.22). Ожидаемая точность определения координат составляет 3 м.

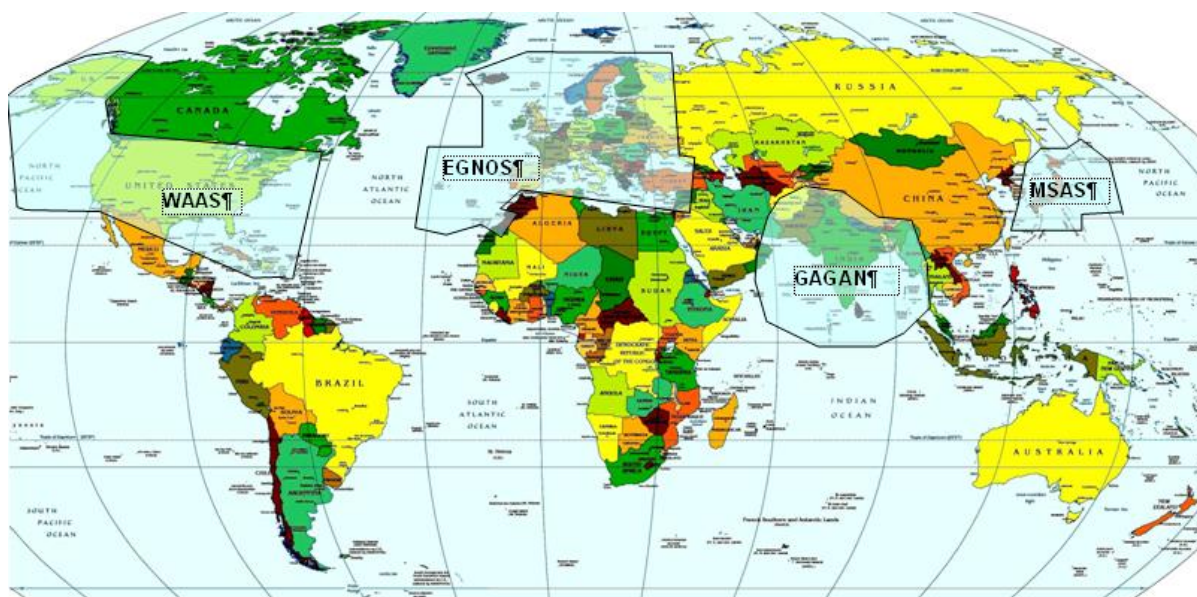


Рис. 10.22. Зоны действия систем спутниковых функциональных дополнений

Наземные системы функциональных дополнений **GBAS** (*Ground-based Augmentation System*)

В таких системах поправки и другая информация передаются от наземных станций непосредственно на борт ВС в УКВ-диапазоне по линиям цифровой передачи данных *VDB (VHF Data Broadcast)*. Для этого международными организациями выделен диапазон частот 109–117,975 МГц.

К функциям *GBAS* относится обеспечение:

- локальных поправок к псевдодальности;
- данных о самой системе *GBAS*;
- данных для конечного участка захода на посадку (угол наклона глиссады и т. п.);
- прогнозирования данных об эксплуатационной готовности дальномерного источника;
- контроля целостности источников дальномерных измерений СНС.

Если сеть станций *GBAS* охватывает территорию целого региона (обычно размером от 400 до 2000 км), то ее называют *региональной дифференциальной*

подсистемой — *GRAS (Ground-based Regional Augmentation System)*. Примером может служить австралийская *GRAS*, охватывающая территорию Австралии и Новой Зеландии.

В том случае, когда *GBAS* включает в себя только одну наземную станцию и дифференциальные поправки используются только до удаления 50–200 км, такую систему называют *локальной* — *LAAS (Local Area Augmentation System)*. Наиболее часто такие системы устанавливают на аэродромах. Системы могут обеспечивать точный заход на посадку (в перспективе вплоть до III категории).

Примером *LAAS* может быть разработанная в России система, включающая в себя локальную контрольно-корректирующую станцию ЛККС-А-2000 (НППФ Спектр) и бортовое оборудование (ЗАО «ВНИИРА-Навигатор»).

10.11. Характеристика бортового оборудования СНС

Классификация приемоиндикаторов СНС

В зависимости от назначения приемоиндикаторы (ПИ) СНС можно подразделить на три группы: *геодезические, навигационные, бытовые* (рис. 10.23).

Далее рассмотрены ПИ, применяемые только для целей воздушной навигации.

Приемник спутникового навигационного сигнала (ГЛОНАСС/*GPS*-приемник) — это микросхема или совокупность микросхем с соответствующим программным обеспечением, задача которых — принимать и декодировать сигналы СНС и выдавать на выходе координаты объекта в определенном формате. Приемник может работать на борту в качестве самостоятельного навигационного средства, но может являться одним из датчиков навигационного комплекса, выдавая информацию в его центральный вычислитель. В этом случае приемник может не иметь собственных органов индикации и управления.

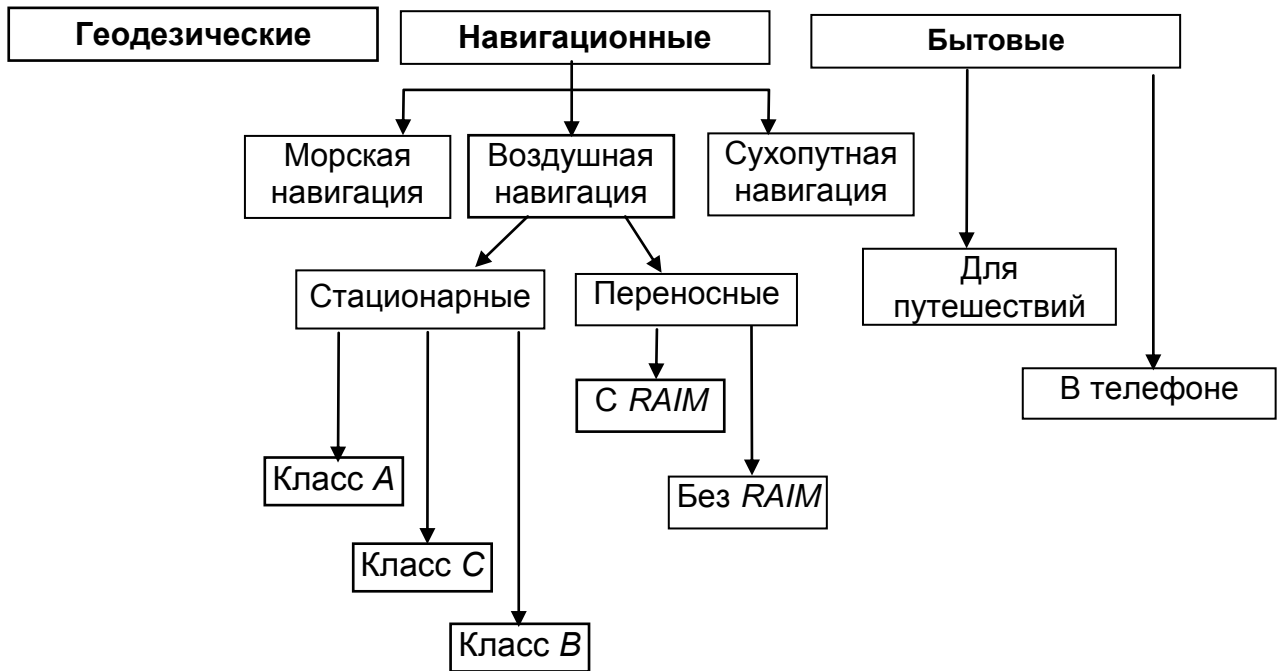


Рис. 10.23. Классы приемоиндикаторов СНС

Одной из важных характеристик приемника является количество каналов, то есть количество спутников, от которых одновременно могут приниматься сигналы. Поскольку для определения пространственного места самолета необходимы четыре спутника, то, казалось бы, приемник должен быть минимум четырехканальным. На самом деле выпускаются бытовые даже одноканальные приемники. В этом случае приемник поочередно «опрашивает» спутники. Разумеется, это снижает быстродействие и точность определения координат и скорости.

Для навигации используются приемники с количеством каналов, большим минимально необходимых четырех. Избыточное число каналов необходимо для обеспечения целостности (*RAIM*) и точности определений. Чем от большего количества спутников принимается сигнал, тем точнее можно определить координаты ВС. Если же в какой-то момент один из спутников уйдет за горизонт или окажется заслоненным фюзеляжем ВС, то вместо него тут же будет использоваться другой спутник, сигналы от

которого уже принимаются. В профессиональных навигационных приемниках считается нормальным наличие 12 каналов.

В международной практике, одобренной ИКАО, навигационные приемоиндикаторы сертифицируются в соответствии с принятым в США техническим стандартом *TSO-C129* (*TSO — Technical Standard Order*). В соответствии с этим стандартом они делятся на три класса: *A*, *B*, *C*. Знание классов оборудования необходимо в практических целях, так как на картах (схемах) могут быть указаны ограничения по использованию конкретного класса оборудования

Класс *A* — оборудование, сочетающее в себе навигационный датчик, определяющий трехмерные координаты ВС: широту (*B*), долготу (*L*), высоту (*H*), время (*UTC*) и вектор путевой скорости (*W*), а также навигационный вычислитель, решающий навигационные задачи и имеющий ряд сервисных и справочных функций. Это самый распространенный класс оборудования СНС, которое устанавливается на ВС, не имеющих навигационных комплексов последнего поколения. Для обеспечения целостности приемник должен обладать функцией *RAIM*.

Оборудование класса *A* делится на подклассы: *A1* и *A2*. Оборудование подкласса *A2* одобрено для маршрутного полета и полета в районе аэродрома, а класса *A1*, кроме того, и для неточного захода на посадку.

Поскольку оборудование класса *A* может использоваться для зональной навигации, то к нему применяются такие же требования, как и к аппаратуре зональной навигации.

Класс *B* — оборудование, состоящее из навигационного датчика и устройства передачи данных (*B*, *L*, *H*, *UTC*, *W*) в навигационные комплексы ВС. Таким образом, оборудование класса *B* является просто одним из датчиков навигационного комплекса (многофункциональной навигационной системы). Вычислитель комплекса использует информацию от СНС наравне с информацией от других навигационных средств для коррекции численных координат, повышения точности и надежности навигационных определений.

Поскольку навигационные вычислители современных навигационных комплексов более производительны и совершенны, чем вычислители в приемниках класса *A*, то информация от СНС в навигационных комплексах может обрабатываться по более сложным и эффективным алгоритмам.

Оборудование класса *B* имеет подклассы: *B1*, *B2*, *B3*, *B4*. Оборудование подклассов *B1* и *B3* позволяет выполнять маршрутный полет, полет в районе аэродрома и неточный заход на посадку, а классов *B2* и *B4* — только полет по маршруту и в районе аэродрома. В оборудовании подклассов *B1* и *B2* предусмотрен *RAIM*, а в оборудовании подклассов *B3* и *B4* — *AAIM*.

Класс *C*. Оборудование класса *C*, как и класса *B*, является датчиком для навигационных комплексов, обеспечивающих автоматический и директорный режим выполнения полета. Его взаимодействие с бортовым комплексом всегда является двусторонним, то есть не только информация от СНС используется навигационным комплексом, но и информация от других систем комплекса может использоваться в целях поддержки алгоритмов работы оборудования СНС в процессе обработки информации от спутников. Таким образом, оборудование класса *C* непосредственно «встроено» в комплексные системы пилотажно-навигационного оборудования, является их составной частью. В силу этого и ряда других факторов оборудование класса *C* считается более надежным, чем классов *A* и *B*. Это оборудование, как правило, не имеет своих органов управления и индикации, а обращение к СНС и управление оборудованием СНС класса *C* производится через многофункциональные пульты навигационного комплекса (*FMS*) самолета. Оборудование класса *C* взаимодействует не только с навигационным оборудованием *BC*. Как датчик координат, времени и скорости оно используется в системах предупреждения столкновений (*TCAS*), системах автоматического зависящего наблюдения (*ADS*), дисплеях навигационной обстановки, ответчиках режима *S* и т. п.

Оборудование класса *C* делится на подклассы: *C1*, *C2*, *C3*, *C4*. Подклассы *C1*—*C4* соответствуют подклассам *B1*—*B4*.

Для облегчения запоминания можно обратить внимание, что заход на посадку обеспечивают приемники только тех классов, которые обозначаются

нечетной цифрой (1 или 3). Контроль целостности в приемнике (*RAIM*) обеспечивает оборудование с «младшими» цифрами (1 и 2), а оборудование с цифрами 3 и 4 обеспечивает его эквивалент (*AAIM*).

В табл. 10.4 перечислены требования *TSO C129* к рассмотренным классам оборудования. Соблюдение требований *TSO C129* обязательно для бортового оборудования СНС, устанавливаемого на воздушных судах, выполняющих полеты по ППП.

Существует большое количество модификаций переносных приемоиндикаторов СНС, которые применяются для полетов по ПВП. Как правило, они не сертифицированы по *TSO C129*. Каких-либо требований к несертифицированной аппаратуре не предъявляется, так как ее использование ограничено строгим выполнением установленных правил и процедур ПВП. Приемоиндикаторы СНС, используемые для полетов по ПВП, являются лишь вспомогательным средством навигации.

Таблица 10.4

Классификация GPS-датчиков

Класс оборудования	Наличие <i>RAIM</i>	ИНС, обеспечивающая <i>AAIM</i>	Район полета			
			Океанический	Континентальный	Аэроузел	Неточный заход на посадку
<i>A1</i>	+		+	+	+	+
<i>A2</i>	+		+	+	+	Нет
<i>B1</i>	+		+	+	+	+
<i>B2</i>	+		+	+	+	Нет
<i>B3</i>		+	+	+	+	+
<i>B4</i>		+	+	+	+	Нет
<i>C1</i>	+		+	+	+	+
<i>C2</i>	+		+	+	+	Нет
<i>C3</i>		+	+	+	+	+
<i>C4</i>		+	+	+	+	Нет

Бытовые ПИ СНС вообще не предназначены для целей воздушной навигации, и в этой связи стоит предостеречь начинающих пилотов от использования их во время полета.

Характеристика типов бортового оборудования СНС

Существуют сотни видов и модификаций бортового оборудования СНС, постоянно появляются новые. В данном учебном пособии невозможно описать особенности устройства и применения даже некоторых из них; можно лишь охарактеризовать их общие черты.

На Ил-96, Ту-204/214, самолетах *Boeing* и *Airbus* выпуска после 1997 г. оборудование СНС входит в состав навигационного комплекса, то есть принадлежит классам *B* или *C*. В этом случае собственного индикатора приемник СНС не имеет, а информация отображается на навигационном дисплее, пульте управления информацией (ПУИ), многофункциональном индикаторе навигационного комплекса самолета.

На воздушном судне, не оборудованном комплексной системой пилотажно-навигационного оборудования (КС ПНО), *FMS* или оборудованном навигационными комплексами старого поколения, стационарно устанавливается отдельный приемоиндикатор *GPS*.

Существует большое количество моделей разных производителей приемоиндикаторов *GPS*. На отечественных ВС в соответствии с рекомендациями полномочного органа в области гражданской авиации с 1995 г. эксплуатируются приемоиндикаторы *GPS*, перечисленные в табл. 10.5.

Таблица 10.5

Приемоиндикаторы *GPS*, используемые на отечественных ВС

Фирма	Тип приемника	Класс по TSO C-129
<i>Allied Signal</i>	<i>KLN 90A</i>	<i>A2</i>
	<i>KLN 90B</i>	<i>A1</i>
	<i>KLN-900</i>	<i>A1</i>
<i>Garmin</i>	<i>GPS 155</i>	<i>A1</i>
<i>Trimble Navigation</i>	<i>TNL 2000T</i>	<i>A2</i>
	<i>TNL 2000 Approach</i>	<i>A1</i>
	<i>TNL 2000 Approach Plus</i>	<i>A1</i>
	<i>TNL 2100T</i>	<i>A2</i>
	<i>TNL 2101 input/output</i>	<i>A1</i>

С 2000 г. российские производители начали выпуск оборудования, использующего спутниковую информацию. Это и отдельные приемники, и

многофункциональные системы, в которых приемник СНС является одной из составных частей. Некоторые виды такого оборудования перечислены в табл. 10.6.

Таблица 10.6

Оборудование СНС российского производства

Название	Обозначение	Класс по TSO C-129
Спутниковый навигационный приемник	СНС 2	<i>C1</i>
Авиационная бортовая радиотехническая интегрированная система	АБРИС	<i>A1, B1</i>
Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система	НСИ-2000	<i>A1, B1</i>
	НСИ-2000 МТ	<i>B1</i>
Аппаратура потребителей спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS	СН-3301 СН-4312	<i>A2, C2</i>
Бортовой приемник спутниковой навигации	БПСН-2	<i>C1</i>
Бортовая многофункциональная система	БМС - индикатор	<i>A1, B1, C1</i>
Пульт-приемоиндикатор спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS	ППИ-2006	<i>A1, B1, C1</i>
<i>Transas Satellite System</i>	<i>TSS</i>	<i>A1, B1, C1</i>

Базы навигационных данных

Важнейшей особенностью бортовой аппаратуры СНС является наличие в ее составе компьютерной базы навигационных данных. База навигационных данных бортовой аппаратуры включает в себя три взаимосвязанные части:

- основную базу навигационных данных;
- базу пунктов пользователя;
- базу маршрутов пользователя (*Company route*).

Основная база навигационных данных по содержащейся в ней информации охватывает территорию земного шара от широты $74^{\circ} N$ до широты $60^{\circ} S$. За пределами этой территории также возможно использование

навигационной системы, но необходимо вручную вводить магнитное склонение для правильного вычисления магнитных пеленгов и магнитных путевых углов.

Объем навигационных баз данных и их содержание незначительно варьируются в зависимости от типа СНС. База данных создается по регионам (см. рис. 10.19). В то же время потребитель может заказать базу данных с любым набором компонентов, который ему необходим.

В **основную базу навигационных данных** включается информация о навигационных пунктах следующих категорий:

- аэропорты;
- радиомаяки *VOR*;
- радиомаяки *NDB*;
- пункты, не маркированные радиомаяками (они обозначены словом *intersection*).

В базу навигационных данных включается также информация о процедурах: *SID*, *STAR* и *Approach*.

Информация об аэропортах обычно включает в себя следующие данные:

- идентификатор и наименование аэропорта;
- ближайший крупный город и государство;
- широта и долгота;
- превышение аэродрома;
- частоты каналов связи.

В зависимости от типа бортовой системы может быть также включена следующая **дополнительная информация об аэропортах**:

- принадлежность (гражданский или военный);
- информация о ВПП (грузонапряженность, превышение, размеры);
- система посадки (светотехнические и радиотехнические средства);
- наличие посадочного радиолокатора;

- зона с особым режимом полетов (если аэропорт находится в пределах такой зоны);
- разница во времени с UTC;
- информация об аэродромном обслуживании (наличие марок топлива и другой сервис).

Кроме того, в некоторых бортовых системах пользователь может внести дополнительную информацию о каждом аэропорте, состоящую примерно из 30 знаков.

В базе данных содержится **информация об угломерных радионавигационных средствах**, то есть о таких, которые обеспечивают наведение и с помощью которых может быть сформирован маршрут полета. К ним относятся *VOR* и *NDB*. Для каждого средства приводится следующая информация:

- идентификатор (позывной);
- наименование;
- государство местонахождения;
- частота;
- широта и долгота.

Для радиомаяков *VOR* приводится также магнитное склонение. Необходимо иметь в виду, что его значение непосредственно включено в базу данных для данного радиомаяка, а не рассчитано с помощью математической модели магнитного поля, как для других точек земного шара. Если в точке расположения *VOR* также находится дальномерный радиомаяк *DME*, то это отмечено буквой *D*.

Основное содержание **информации о пунктах категории *Intersection***:

- идентификатор;
- широта и долгота.

Дополнительно местоположение пункта категории *Intersection* может быть указано не только в виде широты и долготы, но и в виде пеленга и

дальности от ближайшего радиомаяка *VOR*. При этом, конечно, указывается и идентификатор этого радиомаяка.

Основное содержание **информации о процедурах *SID, STAR, Approach*** включает в себя следующие данные:

- обозначение процедуры;
- аэропорт;
- пункт перехода (*Transition*);
- обозначение ВПП;
- контрольные точки процедуры захода на посадку (*IAF, IF, FAF, MAP*) или зоны ожидания.

В базу навигационных данных в зависимости от типа навигационной системы может быть также включена информация:

- о минимальных безопасных высотах;
- о зонах, контролируемых органами ОВД (УВД) и классах воздушного пространства (*A, B, C, D, E, F, G*);
- о зонах с особым режимом полетов (*P, R, D* и т. д.);
- частоты средств связи с органами ОВД.

Основная база навигационных данных обновляется через каждые 28 дней, на территории США — через 56 дней. **Запрещается** выполнять полет по ППП с просроченной базой данных

База навигационных данных поставляется на магнитных носителях информации: дискетах, CD или специальных картриджах, вставляемых в блок бортовой навигационной системы. Обновление возможно также через Интернет. Содержание информации навигационной базы данных не может быть изменено или отредактировано пользователем.

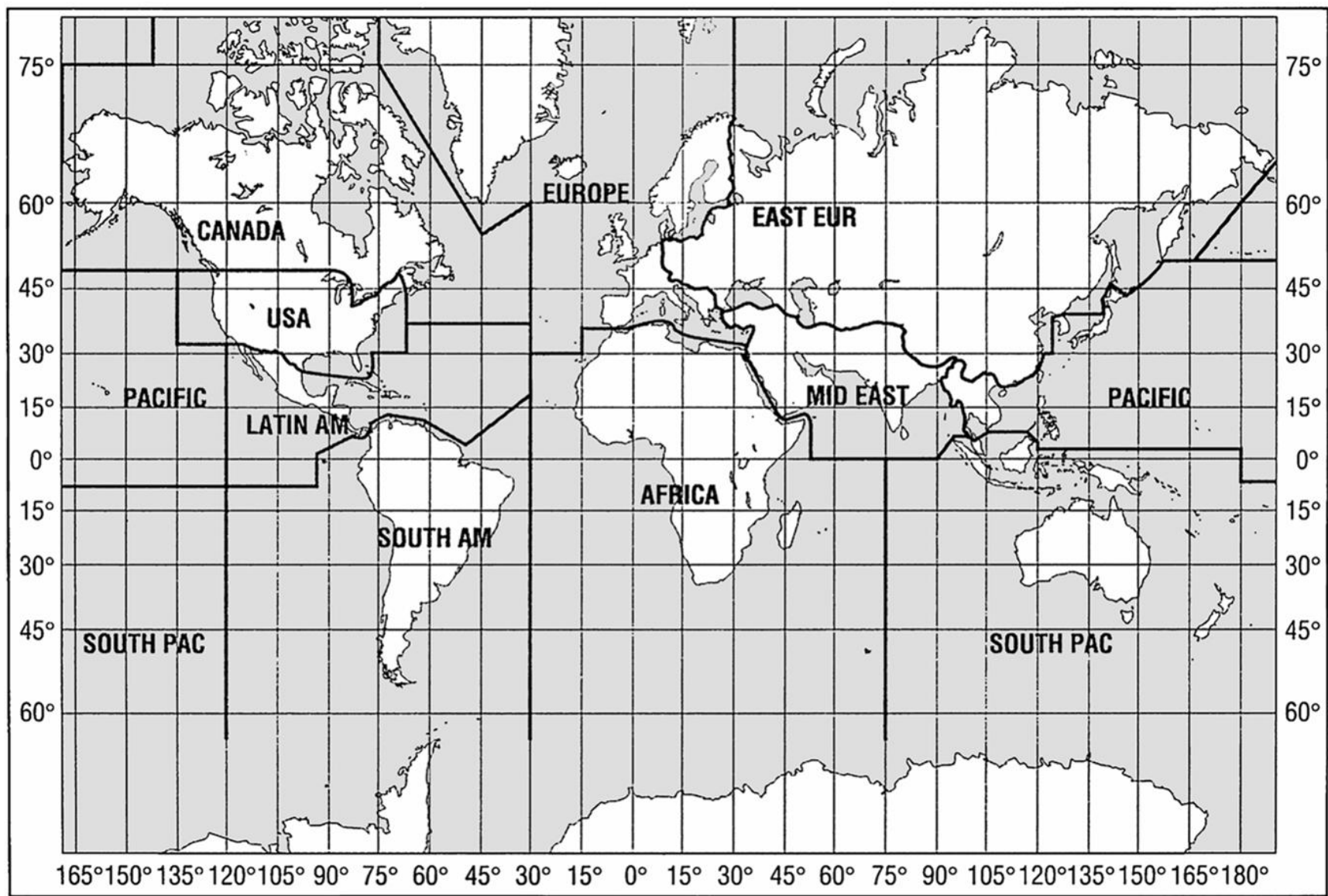


Рис. 10.19. Деление земного шара на регионы баз данных

10.12. Отображение информации в бортовом оборудовании СНС

Как уже отмечалось, с помощью бортового оборудования СНС непосредственно измеряются только координаты ВС и данные о его скорости, а также точное время. Наличие базы аэронавигационных данных позволяет рассчитать и отобразить на органах индикации большое количество других параметров, необходимых для выполнения полета. Если с помощью базы данных сформирован маршрут полета, то по известным текущим координатам ВС и координатам ППМ могут быть найдены линейное боковое отклонение, оставшееся расстояние и время до ППМ, поправка в путевой угол и т. п. Все эти данные определяются расчетным путем.

На органах отображения информации (дисплеях приемоиндикаторов и систем управления полетом) информация, полученная с помощью СНС, представляется, как правило, с помощью сокращений (аббревиатур). В табл. 10.7 приведены основные из наиболее часто используемых аббревиатур, а рис. 10.20 разъясняет некоторые из них.

В зависимости от класса приемника и его конкретного типа информация может быть представлена в различных видах:

- как страница на дисплее с числовой информацией об измеренных и рассчитанных параметрах;
- имитация *CDI* (*Cross-deviation indicator*), когда графически отображается отклонение ВС от ЛЗП;
- карта с изображением маршрута и местоположения ВС.

В качестве примеров на рис. 10.21 показана информация лицевой панели приемоиндикатора *TNL-2000 Approach Plus*, на рис. 10.22 — лицевая панель бортового оборудования спутниковой навигации СН-4312, на рис. 10.23 — две навигационные страницы, индицируемые на пульте управления *FMS*.

На рис. 10.21 на числовой панели отображена следующая информация в режиме навигации (NAV):

- полет на (TO) пункт маршрута *NUKOL*, тип пункта – *Intesection*;
- пеленг на *NUKOL* 121 °;
- расстояние до пункта 100 м. миль;
- время полета до пункта 14 мин;
- самолет уклонился влево от ЛЗП на 3,5 м. мили (вертикальная планка, изображающая ЛЗП, отклонена вправо от символа 0, изображающего ВС, на 3,5 деления);
- фактический путевой угол (ТК) 120 °;
- путевая скорость 430 узлов.

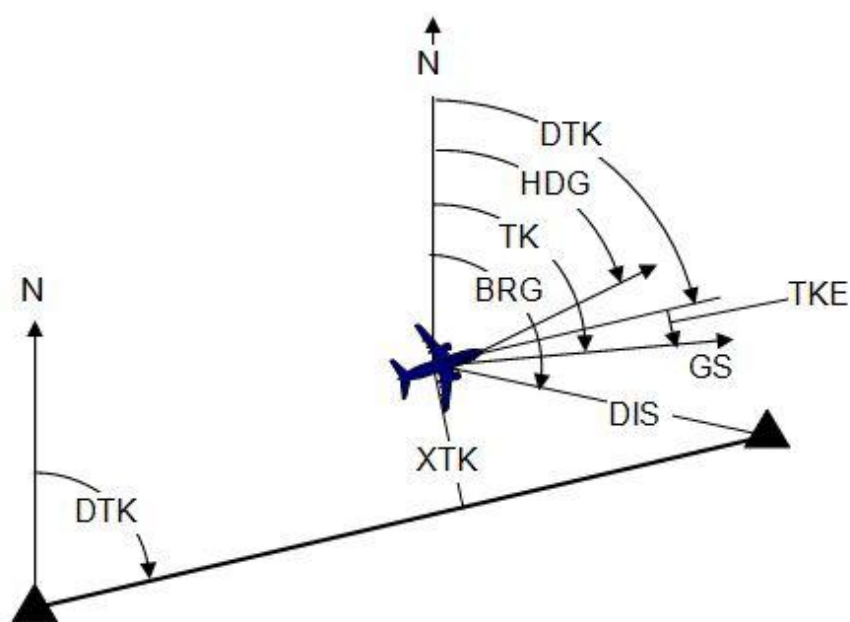


Рис. 10.20. Полет на заданный пункт

Таблица 10.7

Сокращения, используемые в бортовом оборудовании СНС

<i>AUX</i>	<i>Auxiliary</i>	Дополнительный
<i>BRG</i>	<i>Bearing</i>	Пеленг
<i>DA</i>	<i>Drift Angle</i>	Угол сноса
<i>DR</i>	<i>Dead Reckoning</i>	Счисление пути (по запомненному ветру при отказе приема сигналов спутников)
<i>CALC</i>	<i>Calculation</i>	Вычисление
<i>DTK</i>	<i>Desired Track</i>	Заданный путевой угол
<i>DIS</i>	<i>Distance</i>	Расстояние, дальность
<i>ENT</i>	<i>Entry</i>	Ввод (информации)
<i>ETA</i>	<i>Estimated Time of Arrival</i>	Расчетное время прибытия в заданный пункт
<i>ETE</i>	<i>Estimated Time Enroute</i>	Расчетное время полета до заданного пункта
<i>GS</i>	<i>Ground Speed</i>	Путевая скорость
<i>FPL</i>	<i>Flight Plan</i>	План полета
<i>FR</i>	<i>From</i>	ОТ (пункта);
<i>HX</i>	<i>Next</i>	Следующий (пункт)
<i>HDG</i>	<i>Heading</i>	Курс
<i>HLD</i>	<i>Holding</i>	Ожидание
<i>MSG</i>	<i>Message</i>	Сообщение
<i>KT</i>	<i>Knot</i>	Узел (единица измерения скорости);
<i>L (R)</i>	<i>Left (Right)</i>	Влево (вправо)
<i>NAV</i>	<i>Navigation</i>	Навигация
<i>NRST</i>	<i>Nearest</i>	Ближайший (пункт)
<i>OBS</i>	<i>Omnidirectional Bearing Selected</i>	Выбранное (заданное) направление полета на пункт или от него
<i>PTK</i>	<i>Parallel Track</i>	Параллельная линия пути
<i>SV</i>	<i>Space Vehicle</i>	Спутник
<i>TAS</i>	<i>True Airspeed</i>	Истинная воздушная скорость
<i>TK, TRK</i>	<i>Track (angle)</i>	Фактический путевой угол;
<i>TRN</i>	<i>Turn</i>	Угол доворота (разность между BRG и TRK);
<i>TKE</i>	<i>Track Angle Error</i>	«Погрешность» в выдерживании путевого угла (разность TK и DTK)
<i>TO</i>	<i>To</i>	НА (пункт);
<i>WPT</i>	<i>Way Point</i>	Точка пути (ППМ)
<i>XTK</i>	<i>Cross-Track Error</i>	Линейное боковое отклонение



Рис. 10.21. Лицевая панель TNL-2000 Approach Plus



Рис. 10.22. Лицевая панель бортового оборудования
спутниковой навигации CH-4312



Рис. 10.23. Две навигационные страницы, индицируемые на пульте управления *FMS*

На рис. 10.23 представлена информация страниц навигационных параметров:

NAV 1/2 — вторая страница; NAV 1/3 — третья страница.

На странице NAV 1/2 отображаются следующие параметры:

FR — FROM – «ОТ»;

SUMMA — идентификатор пункта, от которого выполняется полет.

Время пролета этого пункта 18:45;

147 ° — ЗМПУ текущего участка маршрута,

227 NM — оставшееся расстояние в м. милях до пункта LKV, расчетное время полета до пункта — 31 мин;

ТО LKV — идентификатор пункта, *на (TO)* который выполняется полет, и расчетное время пролета пункта 19:20 *UTC*. Данное время является прогностическим и определяется не по фактической путевой скорости (GS 435 узлов), а по средней путевой скорости на пройденном расстоянии от пункта SUMMA;

151 ° и 101 NM — ЗМПУ и расстояние на NX (*NEXT* — следующий) после LKV пункт маршрута HARTT.

Информация справа от вертикальной красной черты:

HDG → указывает на клавишу для получения информации о курсе ВС;

MNVR → указывает на клавишу для перехода на страницу *MANEUVER* (маневр), используемую, например, для исправления пути, полета в зоне ожидания и т. п.;

APPR (*Approach*) — при нажатии клавиши на экране появится страница с отображением информации для захода на посадку.

Под красной чертой отображена следующая информация:

ХТК (E) R0.00 — ЛБУ практически равно нулю (меньше одной сотой мили); R означает уклонение вправо; (E) указывает, что используется масштаб шкалы отклонений для полета по маршруту (*Enroute*). Вместо E возможны буквы (T) — масштаб для полета в районе аэроузла (*Terminal*), (A) — для захода на посадку (*Approach*);

GS 435 — путевая скорость (*Ground speed*) 435 узлов;

HEADWIN 5 — встречная составляющая ветра 5 узлов;

BRG 147 ° — пеленг от текущего места ВС на пункт LKV;

WIND 111T/ 8 — направление ветра от истинного меридиана 111 °, скорость 8 узлов;

TKE R000 ° — погрешность выдерживания путевого угла вправо (R) практически равна нулю, то есть фактический путевой угол (TK) совпадает с ЗМПУ (*DTK*).

На странице NAV 1/3 отображаются следующие параметры (помимо тех, которые приведены и на странице NAV 1/2):

DIRECT — «ПРЯМО НА» следующий пункт NX LMT;

DA R 1 — угол сноса (*Drift Angle*) вправо 1 °.

Справа от красной вертикальной черты:

CMD HDG 146 ° — при нажатии клавиши напротив 146 ° *FMS* даст команду (*Command*) для разворота на курс 146 °;

RETURN → при нажатии клавиши осуществляется переход на предыдущую страницу навигационной информации.

10.13. Основные режимы и функции бортового оборудования СНС

Приемоиндикатор СНС, помимо выполнения своей основной функции — определения координат, решает и другие полезные задачи, связанные с выполнением полета. При этом приемоиндикатор может работать в различных режимах, выбираемых пилотом. В большинстве приемоиндикаторов используются следующие режимы.

- **Инициализация.** В этот режим приемоиндикатор переходит в момент его включения. Производятся самотестирование прибора, проверка актуальности базы навигационных данных, поиск спутников и определение места ВС.
- **Режим *FPL* (*Flight plan*)** предназначен для формирования предстоящего маршрута полета в виде последовательности точек пути (пунктов маршрута), которые выбираются пилотом из базы данных или вводятся вручную путем задания координат. В памяти приемоиндикатора могут храниться несколько заранее сформированных маршрутов, обозначаемых *FPL 1*, *FPL 2* и т. д. Тот из них, который выбран пилотом для предстоящего полета, становится *активным* и получает обозначение *FPL 0*.

- **Режим NAV (Navigation)** является основным при выполнении навигации в полете. В этом режиме возможно получение информации о координатах ВС (широте и долготе), оставшихся расстоянии и времени до очередного пункта маршрута, боковом уклонении от ЛЗП, заданном и фактическом путевых углах, пеленге от ВС на пункт маршрута, путевой скорости, времени пролета пункта маршрута и т. д. Если в приемоиндикатор поступает информация о курсе и истинной воздушной скорости от других систем ВС, то рассчитываются также направление и скорость ветра.
- **Режим WPT (Way Point)** предназначен для выбора следующих типов навигационных точек и процедур: *Airport, Approach, SID, STAR, VOR, NDB, Intersection, User* (пользовательская точка).
- **Режим CALC (Calculation)** служит для планирования расхода топлива, а также определения расчетного времени прибытия в аэропорт назначения, ветра и его компонентов относительно линии пути, высоты полета, истинной скорости, оставшегося расстояния. В зависимости от типа приемоиндикатора СНС возможно получение и иных данных.
- **Режим AUX (Auxiliary)** предназначен для отображения и ввода вспомогательной информации: для проверки напряжения и температуры приемоиндикатора, конфигурации системы, установки масштаба «Ноль индикатора», индикации текущего места ВС, ввода абсолютной высоты полета (если приемоиндикатор не подсоединен к системе статического давления), индикации статуса системы, расчетной погрешности определения места ВС, проверки *RAIM* для захода на посадку. В зависимости от типа приемоиндикатора СНС возможно получение и иных данных.
- **Режим APP (Approach)** — заход на посадку. Оборудование приемоиндикаторов подклассов *A1, B1, B3, C1, C3* позволяет выполнить только неточный заход на посадку (*NON-PRECISION*

APPROACH). Точный заход на посадку (*PRECISION APPROACH*) может быть выполнен только при наличии *GBAS (LAAS)*.

10.14. Применение СНС при подготовке и выполнении полета

10.14.1. Проверка целостности системы (*RAIM*-прогноз)

Проверка целостности спутниковой навигационной системы с помощью функции *RAIM* является обязательной процедурой при использовании приемоиндикатора в районе действия зональной навигации и при заходе на посадку с использованием СНС.

Такая проверка проводится в случаях, если приемник СНС:

- не использует информацию о барометрической высоте;
- использует информацию о барометрической высоте в целях поддержки *RAIM*, но количество рабочих спутников в СНС на день вылета — 22 и менее.

Допустимый разрыв обеспечения целостности по маршруту полета с учетом возможности ухода на запасной аэродром — не более 15 мин, а при заходе на посадку — 5 мин.

Проверка может производиться с помощью самого приемника СНС, с использованием специальных компьютерных программ при предполетном брифинге и с использованием информации на специализированных сайтах и *GPS NOTAM*.

Перед каждым полетом необходимо ознакомиться с текущими изменениями в аэронавигационной информации. Временные изменения аэронавигационной обстановке публикуются в *NOTAM (Notes to Airmen)* — извещениях, рассылаемых средствами электросвязи.

Отмечены случаи, когда спутник выходил из строя и выдавал неправильную информацию. С целью информирования пользователей *GNSS* о «нездоровых» спутниках издаются *GPS NOTAM*, с которыми необходимо ознакомиться до начала полета.

GPS NOTAM бывают двух видов: по аэродрому и по маршруту.

- По аэродрому *GPS NOTAM* может быть как для каждого созвездия (*GPS* или ГЛОНАСС), так и для *WAAS*. *GPS NOTAM* для *WAAS* издается по району и для конкретного аэродрома.
- *GPS NOTAM по маршруту* издается при полете по организованным трекам в регионе Северной Атлантики.

GPS NOTAM издаются в 07.00 UTC для аэродромов, на которых опубликована схема захода на посадку с использованием *GPS* или *RNAV_(GNSS)*, в тех случаях, когда в течение ближайших 24 час перерыв *RAIM* может составить более 5 мин. При этом анализируются только спутники с высотой над горизонтом более угла маски +5°.

GPS NOTAM издаются *U.S Coast Guard Station, Washington DC* (код ИКАО – *KNMH*) и могут быть запрошены по каналу *AFTN* по адресу *KDZZNAXX* с использованием формата *SVC RQ INT LOC=KNMH*.

В *GPS NOTAM* в поле *E* представлена информация о периодах времени, когда будет отсутствовать возможность неточного захода на посадку с использованием *GNSS*, то есть функция *RAIM* при условии барометрической поддержки не будет в состоянии анализировать точность определения местоположения ВС (см. п. 10.10).

В качестве примера рассмотрим *GPS NOTAM* для аэропорта Тулуза (Франция):

(A2162/09 NOTAMN

Q) LFBV/QGALS/I/NBO/A/000/999/4338N00122E005

A) LFBO B) 0908010200 C) 09080200159

E) BARO AIDED GPS RAIM UNAVBL FOR NPA)

Используемые в данном *NOTAM* сокращения и коды означают следующее.

(A2162/09 NOTAMN

A2162 — номер *NOTAM*, 09 — 2009 г., NOTAMN — новый NOTAM;

Q) LFBB/QGALS/I/NBO/A/000/999/4100N00200E

LFBB — код ИКАО района аэроузла *BORDEAUX*;

Q — признак кодирования информации;

NG — *GNSS*;

LS — возможен перерыв в работе;

I — касается полетов по приборам;

N — *NOTAM* предназначен для незамедлительного уведомления;

V — *NOTAM* предназначен для включения в бюллетень предполетной информации;

O — *NOTAM* содержит важную эксплуатационную информацию;

A — ограничения касаются аэродрома;

000/999 — диапазон высот, на которых действует передаваемая информация: от 0 — нижний уровень, до 999 — верхний уровень (то есть на всех высотах);

4338N00122E — координаты места ограничения: широта, долгота;

005 — ограничения действуют в радиусе 5 м. миль;

A) LFBO

Код ИКАО аэродрома Тулуза;

B) 0908010200

Начало действия данной информации: 09 – 2009 г., 08 — август, 01 — число, 0200 — время по *UTC*;

C) 09080200159

Конец действия информации: 09 — 2009 г., 08 — август, 02 — число, 0159 — время по *UTC*;

E) BARO AIDED GPS RAIM UNAVBL FOR NPA

BARO AIDED — при наличии барометрической поддержки *GPS*

RAIM UNAVBL FOR NPA — *RAIM* не действует (*unavailable*) для неточного захода на посадку (*non-precision approach*).

Еще один пример.

Аэропорт *Carthage (Tunis)*.

(A769/09 NOTAMN

Q) DTTC/QNGLS/I/NBO/A/000/999/3651N01014E030

A) DTTA B) 0908020700 C) 0908030659

E) BARO AIDED RAIM OUTAGES

20/08/09 05:00:00 UNTIL 10:00:00

NON BARO AIDED RAIM OUTAGES

20/08/09 21:30:00 UNTIL 22:45:00)

В поле *E* данного *NOTAM* представлены два сообщения о перерыве в работе *RAIM*.

1. В период с 05.00.00–10.00.00 20 августа 2009 г. при наличии барометрической поддержки будет перерыв в работе *RAIM*.

2. В период с 21.30.00– 2.45.00 будет перерыв в работе *RAIM* при отсутствии барометрической поддержки.

На сайте США *Defense Internet NOTAM Service WWW.NOTAMS.JCS.MIL* публикуются *GPS NOTAM* открытым текстом для аэродромов Северной Америки. Рассмотрим пример для аэродрома Лос Анжелес (*KZLA*).

KZLA LOS ANGELES 09/039 (A2219/10) - AIRSPACE GPS IS UNREL AND MAY BE UNAVBL WITHIN A 400 NM RADIUS CIRCLE CENTERED AT 393315N/1174400W OR 131 DEGREES AND 51.8 NM FROM THE LLC VOR AT FL400, DECREASING IN AREA WITH DECREASE IN ALTITUDE TO 345 NM RADIUS AT FL250, 265 NM RADIUS AT 10000 FT MSL AND 265 NM RADIUS AT 4000 FT AGL. 15 SEP 14:00 2010 UNTIL 16 SEP 06:59 2010. CREATED: 11 SEP 15:59 2010

Содержание *NOTAM* говорит о следующем.

09/039 — порядковый номер для данного аэродрома KZLA LOS ANGELES.

(A2219/10) — номер *NOTAM*.

Каналы радиосвязи со спутниками *GPS* ненадежные и могут быть недействующими в пределах радиуса 400 м. миль с центром

393315N/1174400W или 131° и 51,8 м. мили от VOR LLC на эшелоне FL400; эта зона уменьшается с уменьшением высоты до радиуса 345 м. миль на FL250 и до радиуса 265 м. миль на высоте 10 000 футов относительно уровня среднего моря и до радиуса 265 м. миль на высоте 4000 футов относительно уровня земли. 15 сентября 20:10 до 16 сентября 06:59 2010 г. Создан 11 сентября 15:59 2010 г.

Проверка целостности может быть проведена даже накануне вылета через Интернет по адресу <http://augur.ecacnav.com> с использованием программы Евроконтроля.

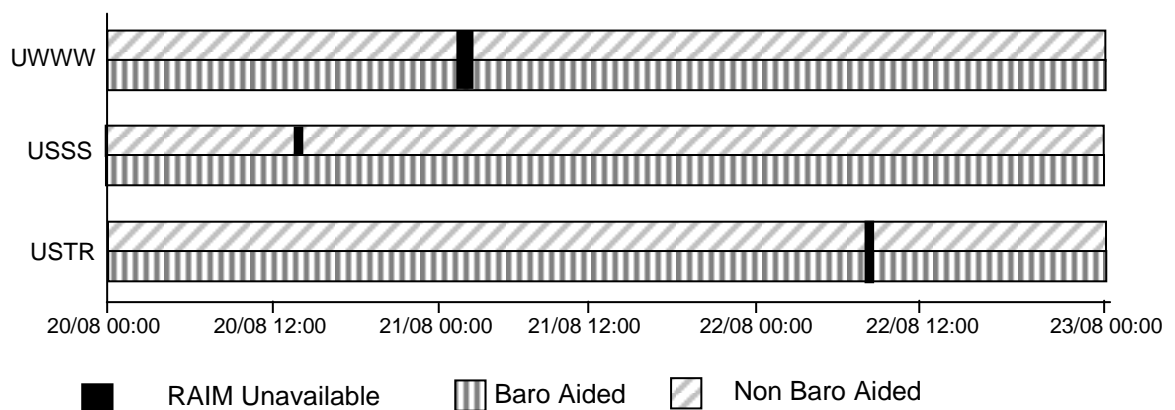
В качестве примера рассмотрим информацию для захода на посадку по *GPS* на аэродромах *UWWW* — Курумоч (Самара), *USSS* — Кольцово (Екатеринбург) и *USTR* — Рощино (Тюмень) на период 20–23 августа 2010 г., представленную на рис. 10.24.

Terminal/Approach Check

Generated 20/08/2009 15:27:30 UTC

Scenario Start: 20/08/2009 00:00:00 UTC Scenario Stop: 23/08/2010 00:00:00 UTC

Mask Angle: 5.00. Algorithm Fault Detection with Exclusion (FDE). Mode: Approach



Almanac – Week 521

Рис. 10.24. RAIM-прогноз, полученный через Интернет

В соответствии с данным прогнозом *RAIM* не обеспечивается в аэропортах:

- Курумоч 21 августа 2010 г. в районе 3 часов *UTC* с барометрической и без барометрической поддержки;
- Рощино 22 августа 2010 г. в районе 9 часов *UTC* с барометрической и без барометрической поддержки;
- Кольцово 22 августа 2010 г. в районе 15 часов *UTC* без барометрической поддержки.

Во время полета перед планированием захода на посадку с использованием *GPS* необходимо выполнить операцию по уточнению *RAIM*-прогноза.

10.14.2. Общие правила подготовки приемоиндикатора СНС к полету

Применение конкретной модификации приемоиндикатора СНС подробно излагается в его техническом описании. Здесь приведены лишь общие сведения.

При включении приемоиндикатора СНС автоматически начинается процесс инициализации: самотестирование, поиск сигналов спутников, определение места ВС. После определения места ВС приемоиндикатор готов к работе.

С использованием режима *AUX* проверяются статусы как приемоиндикатора (конфигурация), так и *GPS* (расположение спутников, их исправность и т. п.).

Во время подготовки к полету по запланированному маршруту создается *FPL (Flight plan)* от аэродрома вылета до аэродрома назначения. С помощью каких кнопок или рукояток выполняется данная операция и как процесс ее выполнения выглядит на дисплее, зависит от типа приемоиндикатора.

При создании *FPL* вводятся аэропорт вылета (четырёхбуквенный код ИКАО), планируемый *SID*, пункты маршрута, планируемый *STAR*, аэропорт посадки (четырёхбуквенный код ИКАО).

Пример ввода данных по маршруту Пулково — Шереметьево:

ULLI UD3D UD NUKOL BD SW SW07A UUEE

где ULLI — код ИКАО аэродрома Пулково;

UD3D — идентификатор *SID*;

UD — идентификатор пункта маршрута Чудово (позывные ОПРС);

NUKOL — пункт границы района ОВД между ПЕТЕБУРГ-КОНТРОЛЬ и МОСКВА-КОНТРОЛЬ;

BD — идентификатор пункта маршрута Богданово (позывные ОПРС);

SW — идентификатор пункта маршрута Савелово (позывные ОПРС);

SW07A — идентификатор *STAR* на ВПП 07 в аэропорту Шереметьево;

UUEE — код ИКАО аэродрома Шереметьево.

Введенный *FPL* запоминается. При последующем полете по указанному маршруту *FPL* вызывается из базы данных и проверяется. Поверка является обязательной процедурой, так как со временем маршрут полета может быть изменен. Если маршрут изменился, то *FPL* корректируется.

Затем необходимо проверить *RAIM*-прогноз.

10.14.3. Применение приемоиндикаторов СНС в полете

Общие сведения

Большинство приемников СНС используют три режима работы для навигации: *Enroute-Leg*, *DIRECT TO* и *Enroute-OBS*. После включения приемник СНС всегда будет в режиме *Enroute-Leg*, который является нормальным режимом для полета по маршруту.

В системах зональной навигации, каковой является и оборудование СНС, индикация отклонения от заданной линии пути в поперечном направлении индицируется при помощи вертикальной планки на индикаторе

типа *CDI* (*Course Deviation Indicator*). При этом цена деления шкалы в километрах или морских милях может устанавливаться вручную или автоматически.

При полете по маршруту диапазон шкалы *CDI*, на которой отображается ЛБУ, обычно составляет ± 5 м. миль. Это относится как к *CDI* на панели самого приемоиндикатора, так и к любым внешним *CDI* на приборной доске пилотов, если они получают информацию об отклонении от СНС. Следовательно, если *CDI* имеет по пять точек слева и справа от центрального положения, то каждая точка отмечает одну морскую милю отклонения.

При подлете к аэродрому за 30 м. миль от контрольной точки аэродрома при включении режима захода на посадку базовый приемник СНС переключается на чувствительность *CDI* ± 1 м. миля; таким же устанавливается предел срабатывания сигнализации *RAIM*.

Когда до точки входа в глиссаду (*FAF* или *FAP*) остается 2 м. мили, диапазон чувствительности *CDI* и предел срабатывания *RAIM* плавно меняются и устанавливается величиной $\pm 0,3$ м. мили, соответствующей заходу на посадку.

При уходе на второй круг после пролета точки *MAPt* чувствительность *CDI* изменяется автоматически на $\pm 1,9$ км.

Минимальная безопасная высота в полете (*ESA*), отображаемая на странице навигации приемника СНС, — это наибольшая высота от текущего положения ВС до активной точки.

Режим *Enroute-Leg*

Режим *Enroute-Leg* (сокращенно *ENR-LEG*) позволяет выполнять полет по маршруту в соответствии с выбранным и активированным планом полета, который активируется из базы данных предварительных планов полета или формируется в рабочем плане полета.

В этом режиме рассчитываются и индицируются линейное боковое уклонение, поправка в путевой угол и другие параметры, связанные с текущим участком маршрута.

Навигация осуществляется по ортодромии между двумя пунктами маршрута (точками пути). В этом режиме заданный путевой угол обозначается *DTK* (*desired track angle*). Его значение отображается на страницах приемника *CHC* и *FMS*.

Во время работы с активным планом полета (*FPL*) автоматически по мере пролета точек обеспечивается выбор следующей активной точки (поворотного пункта, пункта обязательного донесения, точки пересечения трасс и т. д.), и следующий участок полета становится активным.

При работе с *FPL* возможно использование линейного упреждения разворота.

Режим *Enroute-OBS*

Режим *Enroute-OBS* (сокращенно *ENR-OBS*) позволяет выполнить полет с выбранным путевым углом *на* или *от* какой-либо точки (активная точка), наподобие того как выполняется полет *на* или *от* радиомаяка *VOR*.

Сокращение *OBS* означает *Omnidirectional Bearing Selector*. В данном случае под пеленгом (*bearing*) понимается выбранное пилотом направление (пеленг) выхода на пункт маршрута.

Для режима *Enroute-OBS* число означает выбранный магнитный путевой угол (ЗМПУ). ЗМПУ может быть изменен на любое нужное значение. Например, *OBS:256* означает, что ВС должно выходить на заданный пункт (или следовать от него) с путевым углом 256 °, и именно от заданной таким образом линии заданного пути будут индицироваться приемником сторона и величина уклонения ВС. Может быть выбрано направление *TO* или *FROM*. Выбор *DTK* (ЗМПУ) выполняется на страницах навигации приемника *CHC*.

Если при включении данного режима ВС не находится на ЛЗП, заданной с помощью ЗМПУ, то с помощью *CDI* можно «вписаться» (*to intercept*) в эту ЛЗП.

В этом режиме нет автоматического выбора новой активной точки и линейного упреждения разворота. Если выполнялся полет *на* точку, то после ее пролета будет выполняться полет *от* точки с тем же путевым углом.

Режим *DIRECT TO*

Режим *DIRECT TO* («ПРЯМО НА») позволяет выполнять полет на любую выбранную активную точку плана полета. При этом автоматически формируется ЛЗП от текущего места до данной точки и относительно нее индицируется уклонение.

Данный режим является основным при выполнении полетов в районах зональной авиации. Например, после взлета в районе аэродрома часто осуществляется «векторение», когда диспетчер задает курсы и высоту полета, а уже затем экипаж получает разрешение на полет прямо на первую точку в составленном плане полета. Приемник СНС позволяет легко это выполнить. Когда вы выполняете операцию *DIRECT TO* для полета на одну из точек активного плана полета (*FPL 0*), то СНС обеспечит навигацию на эту точку и затем, после ее достижения, автоматически продолжит навигацию по плану полета. Точки, стоящие в плане полета перед точкой *DIRECT TO*, будут пропущены.

Таким образом, во время работы с планом полета автоматически после пролета выбранной активной точки обеспечивается выбор следующей точки маршрута (поворотного пункта, пункта обязательного донесения, точки пересечения трасс и т. д.), и разворот можно выполнить с учетом линейного упреждения разворота. Следующий участок полета становится активным, но уже в режиме *Enroute-Leg*. Естественно, что навигация по активному плану полета никогда не будет возобновлена, если точка, на которую выполнялся полет *DIRECT TO*, не входит в этот план.

Если во время полета диспетчер ОВД разрешил спрямление маршрута, то нажатием клавиши *WPT* выбирается указанный диспетчером пункт маршрута и нажимается клавиша **D**→. После нажатия данной клавиши необходимо выполнить разворот на заданный диспетчером пункт. Пилотирование осуществляется таким образом, чтобы вертикальная планка на *CDI* была в центре.

Другие возможности приемоиндикаторов СНС

Кроме трех основных режимов навигации приемников СНС используются дополнительно режимы *SID* и *STAR*, которые позволяют заранее запрограммировать и выполнять полет по схемам вылета и прибытия. Эти режимы являются, по сути, частным случаем режима *Enroute-Leg*. Полет выполняется по коротким участкам установленного маршрута выхода из района аэродрома или захода на посадку. При этом на любом участке маршрута экипаж может по указанию диспетчера перейти на выполнение полета в режиме *DIRECT TO*.

Если диспетчер ОВД с целью разведения ВС даст команду следовать параллельно ЛЗП на заданном боковом уклонении, то в режиме *AUX* можно ввести значение этого уклонения. При выдерживании вертикальной планки *CDI* в центре индикатора ВС будет следовать параллельно ЛЗП. При пролете траверза пункта маршрута ВС развернется, и на следующей ЛЗП будет также следовать параллельно.

Глава 11. Понятие о зональной навигации

11.1. Навигационное наведение и зональная навигация

Навигационное наведение

Невозможно понять, что такое зональная навигация, да и современная навигация вообще, если не иметь представления о *навигационном наведении* (*navigational guidance*), или, для краткости, просто *наведении*. В зарубежной авиации этот термин является в такой степени понятным и само собой разумеющимся, что даже в документах ИКАО отсутствует его определение.

Правда, такое определение есть в некоторых авиационных словарях. В переводе на русский оно выглядит следующим образом: «Наведение — это расчет команд управления для вывода воздушного судна на заданную траекторию». Смысл понятия «наведение» заключается в следующем.

Для того чтобы выполнить полет по заданной траектории, пилот в первую очередь должен иметь информацию о том, находится ли в данный момент ВС на заданной траектории и, если не находится, то насколько от нее отклонилось и в какую сторону. После этого пилот должен принять решение о том, каким образом он будет выводить ВС на заданную траекторию, и выработать «команду» на исправление пути. Такой «командой» могут являться, например, рассчитанный курс выхода на ЛЗП или вертикальная скорость, необходимая для снижения до заданной высоты к моменту пролета назначенной точки. Эти «команды» (заданные значения курса и вертикальной скорости) сам же пилот и должен будет выполнить. Разумеется, рассчитать и выполнить их может и автоматическая система управления без помощи пилота.

Рассчитать «команду управления» — дело в определенном смысле второстепенное, да и не столь уж сложное. Главное в наведении — знать сторону и величину отклонения ВС от заданной траектории. Вот почему, отвлекаясь от второстепенных деталей, можно определить *наведение* как *непрерывное наличие информации об отклонении ВС от заданной траектории*.

Это «наличие информации» может быть у диспетчера ОВД, который на экране наземной РЛС видит отклонение ВС от маршрута и дает команды экипажу, например: «Курс 130, занимайте 3000». Такое наведение называется *радиолокационным наведением*, или *векторением*.

Но в данном учебном пособии в основном идет речь не об управлении воздушным движением, а об *аэронавигации*, которую осуществляет сам *экипаж*, а не диспетчер, поэтому под наведением мы будем в большинстве случаев понимать наличие такой информации у *экипажа*.

Необходимо обратить внимание на то, о наличии какой именно информации идет речь: не о месте самолета, не о широте и долготе или пеленге и дальности. Речь идет об информации непосредственно об *отклонении* от той траектории, по которой ВС должно лететь. Причем, как правило, эта информация должна поступать непрерывно, а не время от времени. Пилот должен видеть эту информацию на приборной доске в готовом виде, не требующем каких-либо расчетов или графической работы с картой. Тогда он сможет легко исправлять отклонение, выводить ВС на заданную траекторию и удерживать его на ней.

Имеется ли наведение в случае, когда бортовая навигационная система непрерывно выдает информацию о текущей *широте* и *долготе* МС? Или о его *пеленге* и *дальности* от наземного радиомаяка? Вовсе нет, поскольку по этим данным невозможно сразу сказать, уклонилось ли ВС от ЛЗП и в какую сторону. Конечно, в этом случае имеется информация о *месте самолета*, поскольку как широта и долгота, так и пеленг и дальность полностью определяют, в какой точке находится ВС. Но информации об *отклонении* от ЛЗП в этих данных нет. Разумеется, пилот может нанести на карту МС (по широте и долготе или проложив линии положения) и узнать, отклонилось ли ВС или нет. Но он не может это делать *непрерывно*, поэтому наведение в данном случае отсутствует.

Если же полет выполняется на угломерный радиомаяк или на приводную радиостанцию, то пилот сразу и легко может определить сторону и величину уклонения, сравнив фактический пеленг с его заданным значением, при котором ВС будет находиться на ЛЗП. Для этого ему не нужно выполнять каких-либо

расчетов и графических построений. И сделать это он может в любой момент, фактически непрерывно. Следовательно, в этом случае наведение имеется.

Наличие наведения является еще более очевидным, когда выполняется полет на радиомаяк *VOR* с использованием *CDI* (см. разд. 5.2) или на радиомаяк РСБН в режиме «Азимут» (см. разд. 7.3). В этом случае вертикальная планка на индикаторе непосредственно указывает, с какой стороны и насколько далеко от ВС находится ЛЗП. Пилот непрерывно видит сторону и величину уклонения и выполняет полет по ЛЗП, удерживая планку в центре прибора.

Разумеется, наведение может быть обеспечено и с использованием других технических средств.

Траектория — пространственная линия, поэтому отдельно можно говорить о наведении в горизонтальной плоскости (информация об отклонении вправо-влево) и о вертикальном наведении, то есть по высоте (выше или ниже заданной траектории находится ВС). Возможно, в недалеком будущем придется говорить и о наведении по продольной координате, если будет задана пространственно-временная траектория, то есть, если будет задано, в какой именно момент времени нужно пролететь тот или иной пункт. Тогда потребуется непрерывная информация об опережении или отставании ВС от установленной программы полета. Однако (по крайней мере, в данной части учебного пособия) речь пойдет в основном о *наведении в горизонтальной плоскости*, то есть о наличии информации об уклонении вправо или влево от ЛЗП.

В зарубежной навигации, если действительно требуется выдерживать определенную заданную траекторию, наличие наведения является необходимым и само собой разумеющимся условием. И это вполне логично. Пилот может сказать: если вы требуете от меня выдерживать ЛЗП, так дайте мне прибор, который будет показывать, отклонился я от нее или нет.

К сожалению, в России на протяжении многих десятилетий наведение вовсе не считалось само собой разумеющимся и необходимым. Мало того, такой термин в авиации вообще отсутствовал. Он все чаще применяется лишь теперь,

когда российская авиация переходит к международным требованиям и стандартам.

Термина *наведение* у нас не было, но само наведение, конечно, хотя бы иногда присутствовало. Действительно, в поворотных пунктах маршрута (ППМ) иногда устанавливаются ОПРС и, следовательно, полет выполняется *на* или *от* радиостанции. Пилот в любой момент может определить сторону и величину отклонения от ЛЗП, следовательно, обеспечивается наведение. Но ОПРС на маршруте устанавливается далеко не всегда. Часто ППМ — это просто точка на карте, и через нее проходит ЛЗП, которую пилот обязан выдерживать. Каким образом он будет решать эту задачу — его проблемы: веди счисление пути, прокладывая на карте пеленги, решай прямоугольные треугольники, сравнивай карту с местностью... ЛЗП задана, и пилот обязан по ней лететь. И, надо сказать, что российские пилоты и штурманы с этой задачей справлялись. Другое дело, какой ценой это давалось и с какой точностью выполнялся полет.

За рубежом такой подход немыслим. Раз требуется полет по ЛЗП, то должно быть обеспечено наведение. И оно обеспечивалось с помощью наземных радионавигационных средств, как правило, угломерных. Правда, в нашей стране наиболее распространенным угломерным средством является ОПРС (*NDB*). За рубежом более широко используется *VOR*, поэтому там обычные маршруты (*conventional route*), то есть не являющиеся маршрутами зональной навигации, проходят через навигационные средства, обычно через радиомаяки *VOR*. В этом случае полет всегда протекает *на* радиомаяк или *от* него и при наличии наведения. В этом легко убедиться, посмотрев на зарубежные маршрутные карты (рис. 11.1). Вот такая навигация и считается обычной, то есть незональной. И в некоторых зарубежных учебниках аэронавигации само определение навигации дается такое: «Навигация — это способ, с помощью которого обеспечивается наведение по линии пути».

Зональная навигация

По мере роста интенсивности воздушного движения обычных маршрутов, проходящих через радиомаяки, стало не хватать даже в Европе и США, где радиомаяков *VOR* много. И тогда за рубежом задумались: а нельзя ли выполнять полет не через радиомаяки, а через произвольные точки, в которых не установлено никаких навигационных средств? Ведь это позволило бы повысить эффективность использования воздушного пространства и его пропускную способность, сделать маршруты более короткими и экономичными, обеспечить гибкость в задании траекторий в районе аэродрома... Когда были найдены способы сделать это, то такую навигацию и назвали *зональной навигацией*, то есть позволяющей выполнять полеты не только по фиксированным трассам, но в принципе по любым траекториям в пределах определенного района (зоны).

В документах ИКАО дано следующее официальное определение зональной навигации: «Зональная навигация (*Area navigation (Area navigation, RNAV)*) — метод навигации, позволяющий выполнять полет по любой желаемой траектории в зоне действия наземных средств или в пределах возможностей автономных средств, или их комбинации».

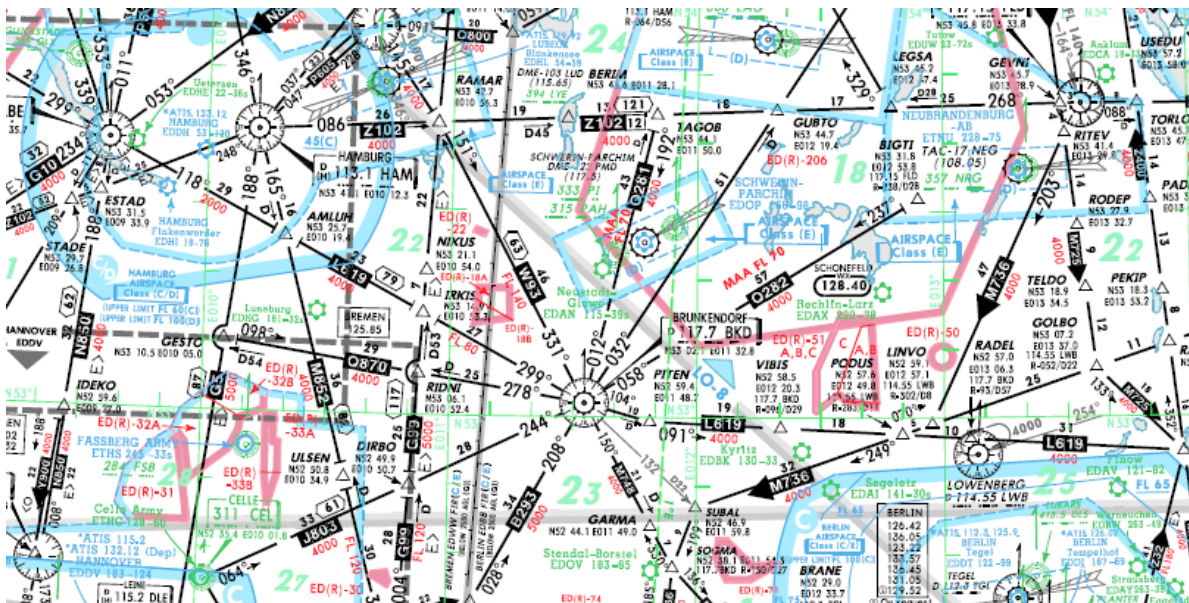


Рис. 11.1 . Обычные маршруты проходят через радиомаяки

Вторая часть приведенного определения, касающаяся того, с помощью каких средств зональная навигация может быть обеспечена, представляется просто лишней. Раз зональную навигацию можно выполнять либо с помощью того, либо с помощью другого, либо того и другого вместе, то зачем об этом вообще писать? А спутниковые средства здесь вообще не упомянуты.

Но самое главное, что смысл данного определения может оказаться вообще непонятным. Что значит «по любой желаемой траектории»? Разве нельзя летать по любой желаемой траектории при использовании любых навигационных средств или вообще без средств? Например, частный пилот может полететь налево, а может и направо, как желает. Неужели и называется зональной навигацией??

Дело в том, что в определении ИКАО пропущена самая важная вещь — наличие навигационного наведения. Конечно, пропущена не по ошибке, а потому, что она для западных авиаторов является само собой разумеющейся. И речь идет не о том, чтобы просто лететь по любой желаемой траектории, а чтобы при этом было еще и наведение по этой траектории, то есть чтобы прибор непрерывно показывал отклонение от нее.

Разумеется, для этого на борту ВС должно быть оборудование, которое непрерывно определяет не только координаты самолета, но и отклонение его от «желаемой» траектории. Впрочем, «желаемая траектория» — это просто дословный перевод *desired path*, что соответствует русскому «заданная траектория», то есть траектория, по которой *должен* выполняться полет. И неважно, является ли она заранее установленной или ее выбрал сам пилот.

По смыслу самого понятия представляется целесообразным дать следующее определение.

Зональная навигация — это навигация с использованием технических средств, обеспечивающих наведение по любой заданной траектории.

Это означает, что какую бы траекторию пилот ни выбрал или какую бы траекторию ему ни задали, оборудование ВС позволяет выполнить полет по

этой траектории, непрерывно обеспечивая экипаж информацией об отклонении от нее.

При использовании оборудования зональной навигации траектория не обязательно должна проходить через угломерные радиомаяки (*VOR*, ОПРС и т. д.), но, конечно, может проходить в том числе и через них, поскольку речь идет о «любой» траектории. Отсюда следует, что обычные маршруты являются частным случаем маршрутов зональной навигации.

Маршрут зональной навигации задается точками на Земле, местоположение которых определено просто их координатами — широтой и долготой. По-английски эти точки называются *waypoints (WP)*, что на русский обычно переводят как *точки пути* или *путевые точки*. Но, по сути, понятие *точки пути* ничем не отличается от понятия *поворотный пункт маршрута*.

На аэродромных картах точки пути изображаются символом в виде четырехугольной звездочки (рис. 11.2), а на маршрутных картах — теми же символами, что и пункты обязательного или необязательного донесения. Кроме широты и долготы на карте могут быть указаны и полярные координаты — радиал и дальность точки от ближайшего радиомаяка *VOR/DME*. Координаты точек хранятся в базе аэронавигационных данных бортового навигационного комплекса или в базе данных бортового приемника СНС.

Из последовательности точек пути может быть сформирован маршрут полета и, при наличии на борту оборудования зональной навигации, на каждом участке будет обеспечено наведение по линии заданного пути, то есть бортовое оборудование будет непрерывно рассчитывать и показывать пилоту в явном виде сторону и величину уклонения от ЛЗП.

Величина уклонения будет получена не напрямую путем сравнения заданного и фактического пеленгов (как, например, при полете на/от *VOR* или ОПРС), а путем *расчета* этого уклонения. Но для пилота все это будет выглядеть так же, как при полете на радиомаяк или от него: вертикальная планка *CDI* или аналогичного индикатора покажет уклонение.

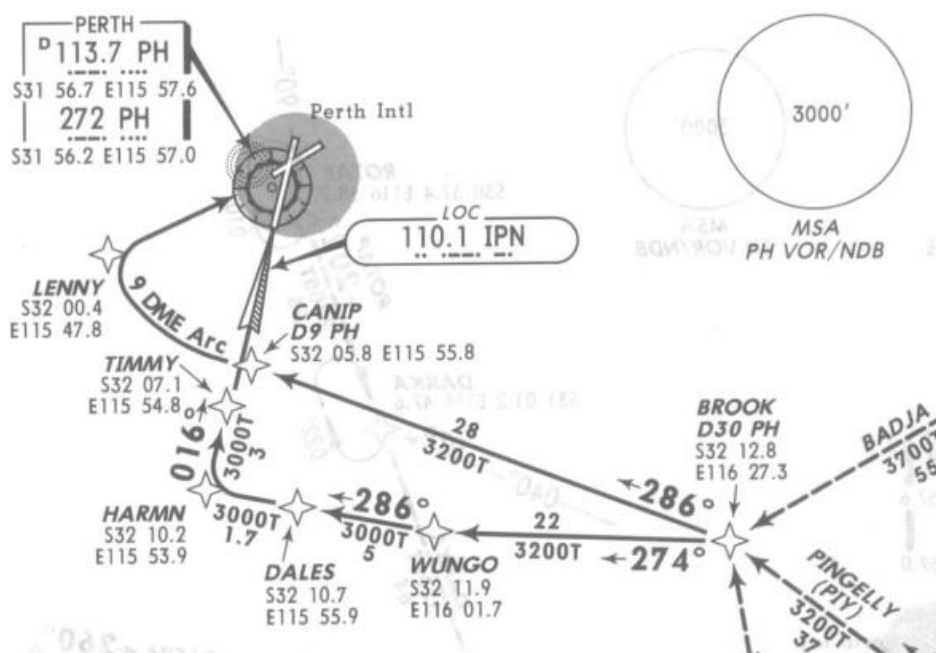


Рис. 11.2. Точки пути на карте вылета

Различие между маршрутами обычной навигации (*conventional navigation*) и зональной навигации (*RNAV*) заключается в том, что для обеспечения наведения обычные маршруты должны, как правило, проходить через радиомаяки, а маршруты зональной навигации могут проходить через произвольные точки пути.

Во внеаэродромном воздушном пространстве обычная, то есть незональная, навигация обычно выполняется по воздушным трассам. Воздушная трасса — это установленный коридор в воздушном пространстве, ограниченный по ширине и высоте, оборудованный наземными радиотехническими средствами, обеспечивающими наведение, и предназначенный для выполнения полетов ВС. Но оборудование зональной навигации позволяет выполнять полет по произвольным маршрутам, которые никак не привязаны к наземным средствам. И эти маршруты вовсе не обязаны быть заранее установленными, хотя в настоящее время это пока именно так. В перспективе пилот, возможно, будет сам выбирать абсолютно любой маршрут предстоящего полета: через любые выбранные точки или даже по ортодромии от аэродрома вылета до аэродрома посадки. Для этого

должно быть решено множество проблем, связанных с обеспечением безопасности полетов. Собственно, на это и направлено внедрение концепции *CNS/ATM*.

11.2. Технические средства зональной навигации

Бортовые и наземные технические средства, обеспечивающие наведение при полете по произвольной ЛЗП, называются *оборудованием зональной навигации (RNAV equipment)* или *системами зональной навигации (RNAV system)*.

VOR/DME плюс бортовой вычислитель. С помощью наземного и бортового оборудования *VOR* и *DME* непрерывно измеряются пеленг Π (радиал) и дальность D . Но сами эти навигационные параметры еще не обеспечивают наведения. Чтобы рассчитать и показать пилоту отклонение от ЛЗП, в памяти вычислителя должны храниться географические координаты точек пути, через которые проходит ЛЗП, а также координаты самого радиомаяка. Задача пересчета Π и D в z и s (ЛБУ и пройденное расстояние) непрерывно решается вычислителем, а информация об отклонении индицируется пилоту как в цифровом виде (в километрах), так и в виде отклонения планки прибора типа *CDI*.

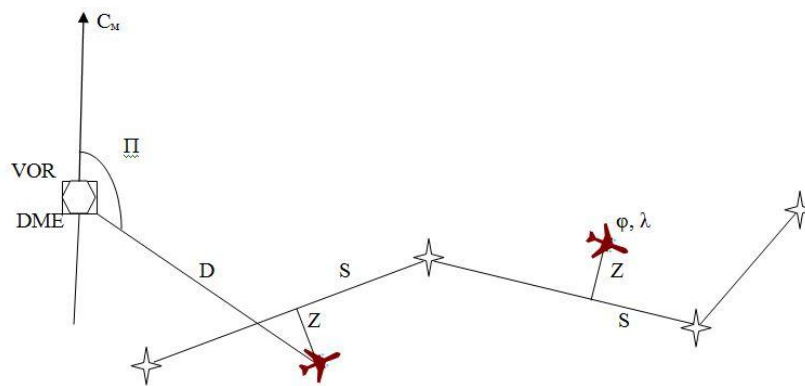


Рис. 11.3. Зональная навигация

Такой способ обеспечения наведения является не очень точным, поскольку погрешности определения пеленга с помощью *VOR* довольно велики. Чем дальше от *VOR*, тем менее точно будут рассчитываться координаты и тем менее точно обеспечивается наведение, поэтому такой вид оборудования *RNAV* допускается использовать до удаления порядка 100 морских миль от радиомаяка.

Инерциальные навигационные системы (ИНС). Инерциальные системы непрерывно определяют численные координаты ВС на основе измеренных ускорений ВС. Счисление ведется в географической системе координат, то есть рассчитываются широта и долгота МС. В память ИНС могут быть введены координаты точек пути (*WP*), через которые проходит маршрут. В этом случае задача определения отклонения от ЛЗП становится чисто математической. По известным текущим координатам самолета и *WP* участка маршрута вычислитель, входящий в состав ИНС, рассчитывает величину отклонения, оставшееся расстояние и время, индицирует их экипажу. Величина отклонения может быть выведена на индикатор типа *CDI* и таким образом будет обеспечено наведение.

Характерной особенностью любых систем счисления пути, в том числе инерциальных, является возрастание погрешностей определения МС. Чем дальше МС от точки выставки начальных координат, тем менее точным оно становится, поэтому системы счисления пути нуждаются в периодической коррекции (исправлении) численных координат с помощью более точных средств (наземных радиомаяков, спутниковых систем и пр.). Современные бесплатформенные ИНС (на лазерных гироскопах) имеют достаточно высокую точность: за 10–11 часов полета накапливается средняя квадратическая погрешность определения координат порядка всего 3–4 морских мили. Однако требования к точности навигации становятся все более жесткими, и в связи этим ИНС в качестве оборудования зональной навигации могут использоваться без коррекции лишь ограниченное время

(в зависимости от требуемой в данном районе точности навигации от 2 до 6 часов).

Разностно-дальномерные системы. Из множества существовавших ранее и существующих ныне разностно-дальномерных систем самой точной и самой распространенной является *LORAN C*. Современное бортовое оборудование, работающее с этими наземными системами, позволяет автоматически рассчитать текущую широту и долготу самолета. Поскольку в бортовой приемник можно ввести маршрут полета (координаты точек пути), то вычислителю приемника не составляет труда рассчитать величину отклонения от ЛЗП и показать ее экипажу, то есть обеспечить наведение. Точность определения координат составляет в среднем 0,5–1 км, что не так и плохо.

Станции *LORAN C* объединены в цепочки по 3–5 станций. Применять систему в качестве оборудования зональной навигации разрешается только при полете в зоне действия одной цепочки станций.

***DME/DME* плюс вычислитель.** Такой способ определения МС и отклонения от ЛЗП рассмотрен в главе 6. Если ВС находится в зоне действия одновременно двух радиомаяков *DME*, то бортовой вычислитель по непрерывно измеряемым дальностям рассчитывает координаты точки пересечения двух ЛРР, то есть определяет текущие широту и долготу самолета. Если в памяти вычислителя кроме координат радиомаяков хранятся также координаты пунктов маршрута, то рассчитывается и отклонение от ЛЗП, то есть обеспечивается наведение.

Поскольку дальность по *DME* определяется достаточно точно (на небольших удалениях погрешность измеряется сотнями метров), то такой способ зональной навигации считается одним из самых точных, на втором месте после спутниковых навигационных систем.

Спутниковые навигационные системы. Бортовое оборудование спутниковых навигационных систем способно обеспечить все требования, предъявляемые к зональной навигации. Поэтому, когда говорят о

перспективах зональной навигации, в первую очередь имеют в виду зональную навигацию, основанную на спутниковых системах. Действительно, с помощью базы аэронавигационных данных, содержащейся в приемнике, можно сформировать маршрут полета. Поскольку в любой момент с высокой точностью известно место самолета, то может быть рассчитано отклонение ВС от заданной траектории и отображено экипажу в виде отклонения вертикальной планки (*CDI*) или на синтезированной карте.

11.3. Понятие о навигации, основанной на характеристиках

Навигация, основанная на характеристиках (*Performance-based navigation*). Применение зональной навигации тесно связано с предъявлением требований к точности выполнения полета. Действительно, если выдерживание ЛЗП, даже при наличии наведения, осуществляется с точностью ± 30 км, то такая навигация вряд ли кому нужна.

При полетах по обычным трассам требование к точности полета по боковой координате предъявляется в виде *ширины воздушной трассы*. В России ширина воздушной трассы чаще всего составляет 10 км (± 5 км от ЛЗП). Однако это вовсе не значит, что ВС должно непременно находиться в пределах трассы, как, например, автомобиль — на проезжей части. Конечно, пилот должен к этому стремиться. Мало того, он должен стараться как можно точнее выдерживать ЛЗП. Но управление ВС в отличие от автомобиля осуществляется по приборам, которые всегда имеют случайные погрешности измерения. Все, что может пилот, — выдерживать планку в центре прибора или заданный пеленг на средство наведения. Но из-за погрешностей измерения пеленга ВС вовсе не обязательно будет находиться на ЛЗП, поэтому и требовать от пилота стопроцентного нахождения в пределах трассы просто бессмысленно.

На самом деле требование к точности заключается в том, чтобы ВС находилось в пределах трассы с вероятностью $P=0,95$. За рубежом это же

требование формулируется иначе: *95 % времени полета уклонение ВС от заданной траектории не должно превышать заданных пределов*. Упрощенно говоря, это означает, что в среднем из 100 минут полета ВС должно не менее 95 минут лететь в пределах ширины трассы, а 5 минут может находиться и за ее пределами.

В России ширина воздушной трассы является постоянной, но это вряд ли логично. Ведь чем дальше ВС от наземного средства, обеспечивающего наведение (*VOR, NDB*), тем больше может быть линейное уклонение ВС при той же самой угловой погрешности измерения пеленга. По этой причине в зарубежной практике допустимые отклонения от ЛЗП увеличиваются по мере удаления от средства наведения. Область, в пределах которой ВС должно находиться 95 % времени полета, имеет более сложную конфигурацию и называется *защищенным воздушным пространством (protected airspace)*. В документах ИКАО приведены правила построения защищенного воздушного пространства для маршрутов, задаваемых радиомаяками *VOR*.

В зональной навигации может вовсе не быть заранее установленных маршрутов и не предполагается наличия радиомаяков на ЛЗП, поэтому для зональной навигации разработана своя концепция. На протяжении многих лет она называлась концепцией *требуемых навигационных характеристик (required navigation performance, RNP)*. В последние годы она существенно изменилась и называется концепцией *навигации, основанной на характеристиках (Performance-based Navigation, PBN)*.

Следует сразу оговориться, что перевод этих понятий (*RNP, PBN*) на русский язык является, мягко говоря, неточным. Слово *performance* в английском языке имеет несколько значений, в том числе и «характеристики». Но в данном случае оно используется в своем основном смысле. Ведь оно происходит от глагола *to perform* — «выполнять», «работать»... Поэтому и *performance* в данном случае не мифические *характеристики* (нигде в документах ИКАО не сказано, что они собой

представляют), а просто *само выполнение навигации*. И требования предъявляются к тому, насколько качественно она выполнена. Поэтому *PBN* по своему смыслу — это *навигация, основанная на качестве ее выполнения*. Вместо того чтобы предъявлять требования к *навигационным датчикам (sensors)*, то есть к оборудованию, которое должно использоваться (*VOR, DME, INS...*), требования предъявляются к качеству *самой навигации* (например, в виде вероятности нахождения ВС в определенных пределах). Ведь важно не то, какой инструмент используется, а какой результат достигнут.

Концепция *PBN* изложена в документе ИКАО «Руководство по навигации, основанной на характеристиках» (*Doc 9613 Performance-based navigation Manual*), объемом более 300 страниц. Суть предъявляемых в нем требований более подробно рассматривается в дисциплине «Аэронавигационное обеспечение полетов». В самом же сжатом виде она может быть изложена следующим образом.

Если в каком-то регионе или на отдельном маршруте собираются ввести зональную навигацию, то сначала необходимо разработать концепцию данного воздушного пространства и определить стратегические цели введения такой навигации. Например, требуется повысить безопасность полетов, или увеличить пропускную способность, или снизить загруженность диспетчеров... После этого на основе анализа навигационной инфраструктуры (навигационных средств, которые можно использовать в данном районе) выбирается одна из *навигационных спецификаций*.

Навигационная спецификация (*navigation specification*) — это набор конкретных требований к качеству навигации. Навигационные спецификации могут быть двух разных видов, обозначаемых буквами *RNAV* или *RNP* и, как правило, каким-либо численным значением, например, *RNAV 5*.

В спецификациях типа *RNAV* число означает требование к *точности* (*accuracy*). Например, *RNAV 5* означает, что 95 % времени боковая и продольная погрешность должны находиться в пределах ± 5 морских миль.

В спецификациях типа *RNP* число также означает требуемую точность, но вводятся и дополнительные требования. Бортовая навигационная система должна вести *мониторинг* своей работы и выдавать *предупреждения экипажу* в случаях, когда она не в состоянии обеспечить требуемую в данном районе точность (например, из-за недостаточного количества спутников в поле видимости, отказов подсистем и пр.). Это требование называется требованием к *целостности* (*integrity*) навигационной системы. Кроме того, такие предупреждения должны выдаваться достаточно редко (это требование к *непрерывности* — *continuity*).

Кроме требований к точности, целостности и непрерывности устанавливается также вид оборудования, которое способно обеспечить эти требования в данном регионе. Например, такой достаточно жесткий вид спецификации, как *RNP 1*, может обеспечить *GNSS* и *DME/DME*, а, скажем, ИНС — нет.

Устанавливаются также функциональные требования к бортовому оборудованию, то есть к его способности выполнять определенные операции: возможность запрограммировать одновременно несколько участков маршрута, выполнять развороты с учетом ЛУР, отображать на приборной доске величину уклонения и т. п.

Литература

Основная

1. Сарайский Ю. Н., Алешков И. И. Аэронавигация. Ч. 1. Основы навигации и применение геотехнических средств / СПбГУГА. СПб., 2011.
2. Алешков И. И. Решение задач по основам аэронавигации / СПбГУГА. СПб, 2009.
3. Черный М. А., Кораблин В. И. Воздушная навигация. М., 1992.

Дополнительная

1. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. М., 2000.
2. Олянюк П. В., Астафьев Г. П., Грачев В. В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации. М., 1983.
3. Липин А. В., Мишин В. П. Применение радиотехнических систем дальней навигации на воздушных судах/ АГА. СПб, 1993.
4. Воздушная навигация и аэронавигационное обеспечение: Учебник / Под ред. Н. Ф. Миронова. М., 1992.
5. Хиврич И. Г., Белкин А. М. Автоматизированное вождение воздушных судов. М., 1985.
6. Воздушная навигация: Справочник. М., 1988.

Редактор и корректор Т.В. Собко

Технический редактор Е.А. Балясникова

Подписано к печати 16.12.2013. Формат бумаги 60x90 1/16.
Тираж 500. Уч.-изд.л 24,0. Усл.печ.л. 24,25. С 54. Заказ 625.
Тип. СПбГУ ГА. 196210. С.-Петербург, ул. Пилотов, дом 38.