

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ**

Кафедра: «Управление воздушным движением»

**Л.К. Деобольд
М.К. Арипджанов**

**Конспект лекции
по курсу «Воздушная навигация»**

Ташкент 2004 г.

Л.К. Деобольд, М.К. Арипджанов «Воздушная навигация»
Ташкент, ТГАИ 2004 г.

Конспект лекций включает в себя основные сведения о навигационных понятиях и определениях, форме и размерах Земли, общих правилах воздушной навигации. Описаны требования к содержанию навигационного обеспечения полетов, применение курсовых систем визуальной ориентировки. Рассмотрены дальномерные радионавигационные системы и спутниковые системы навигации.

Конспект лекций обсужден и одобрен на заседании
кафедры УВД «26».08.2003 г.
Протокол № 1 и рекомендован к размножению

Утвержден на заседании метод совета ФГА

«29».08. 2003 г. протокол № 1

Зам. председателя:

доц. А.А. Паттахов

Содержание:

Лекция №1. Основные навигационные понятия и определения.....	2
Лекция №2. Сведения о форме и размерах Земли.....	7
Лекция №3. Определение относительных координат ВС.....	16
Лекция №4. Штурманская подготовка к полету.....	22
Лекция №5. Общие правила воздушной навигации.....	25
Лекция №6. Обеспечение безопасности полетов в навигационном отношении. Требования к содержанию навигационного обеспечения полетов.....	29
Лекция №7. Применение курсовых систем.....	37
Лекция №8. Визуальная ориентировка.....	41
Лекция №9. Применение доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса. Навигационные характеристики ДИСС, принцип измерения путевой скорости, угла сноса с помощью ДИСС. Курсо- доплеровское измерение координат ВС, курсо - доплеровский навигационный комплекс.....	47
Лекция №10. Неавтономные системы навигации.....	51
Лекция №11. Дальномерные радионавигационные системы.....	59
Лекция №12. Применение угломерно-дальномерных навигационных систем.....	65
Лекция №13. Применение радиолокационной станции в полёте.....	69
Лекция №14. Спутниковые системы радионавигации.....	75
Список использованной литературы.....	79

Лекция №1.

Основные навигационные понятия и определения

Предмет «Воздушная навигация» - наука о вождении воздушных судов по программной траектории.

Полет является сложным движением самолета в воздухе. Его можно разложить на поступательное движение центра масс и угловое движение вокруг центра масс. При описании положения самолета в процессе его поступательного движения используется ряд точек и линий. Они служат основой для ведения навигационных понятий, непосредственно связанных с движением центра масс самолета. К ним относятся: пространственное место самолета (ПМС), место самолета (МС), траектория полета (ТП), линия пути (ЛП).

Пространственное место самолета - точка пространства, в которой в данный момент находится центр масс самолета.

Место самолета – точка на земной поверхности, в которую в данный момент проектируется центр масс самолета. Пространственное место самолета и место самолета могут быть заданными и фактическими.

Траектория полета - пространственная линия, описываемая центром масс самолета при движении. Она может быть заданной, требуемой и фактической. Под **пространственно - временной траекторией** полета понимают траекторию полета, заданную не только в пространстве, но и во времени. Заданная пространственно- временная траектория называется программной.

Линия пути - это проекция траектории полета самолета на поверхность Земли. Проекция программной траектории полета на поверхность Земли называется линией заданного пути (ЛЗП). Линия, по которой должен пролететь самолет, называется маршрутом полета.

Профилем полета – называется проекция программной траектории на вертикальную плоскость, проведенную через развернутый маршрут полета в прямую линию. Проекция на земную поверхность фактической траектории полета самолета называется линией фактического пути (ЛФП). Вдоль маршрутов устанавливаются ВТ и МВП, представляющие собой ограниченные по высоте и ширине коридоры в воздушном пространстве.

ВТ - коридор в воздушном пространстве, ограниченный по высоте и ширине, предназначенный для выполнения полетов воздушными судами всех ведомств, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный средствами радионавигации, контроля и управления воздушным движением.

МВП - коридор в воздушном пространстве, ограниченный по высоте и ширине и предназначенный для выполнения полетов воздушными судами при осуществлении местных воздушных сообщений.

При решении ряда навигационных задач могут применяться несколько координатных систем. В общем случае их выбор и применение зависят от характера технических средств навигации и возможностей вычислительных устройств. Положение МПС и МС в любой системе определяется координатами, которые определяются линейными или угловыми величинами. В

навигации к наиболее употребительным геоцентрическим системам относятся: географическая (астрономическая и геодезическая), нормальная сферическая, ортодромическая и экваториальная. В качестве основных геотропических систем используются: прямоугольные правые системы координат (нормальная земная и стартовая), биполярные (плоская и сферическая), гиперболическая и горизонтальная.

При проектировании физической поверхности Земли на поверхность геоида используется астрономическая система координат. Координатами места самолета в этой системе являются:

- астрономическая широта φ_a - угол между плоскостью экватора и направлением отвесной линии в данной точке, измеряющийся в плоскости экватора к полюсам от 0° до $\pm 90^\circ$;

- астрономическая долгота λ_a - двугранный угол, заключенный между плоскостью Гринвичского меридиана и плоскостью, проходящей через отвесную линию в данной точке параллельно оси вращения Земли (плоскостью астрономического меридиана) измеряющийся от 0° до $\pm 180^\circ$ к востоку и западу.

Координатами в геодезической системе (рис. 1.2) являются:

- геодезическая широта B – угол между плоскостью экватора I и нормальную 4 к референц - эллипсоиду в данной точке M (измеряется от плоскости экватора к полюсам от 0° до $\pm 90^\circ$);

- геодезическая долгота L – двугранный угол между плоскостями Гринвичского и геодезического 5 меридианов данной точки M (измеряется от 0° до $\pm 180^\circ$ к востоку и западу, в некоторых случаях от 0° до 360° к востоку).

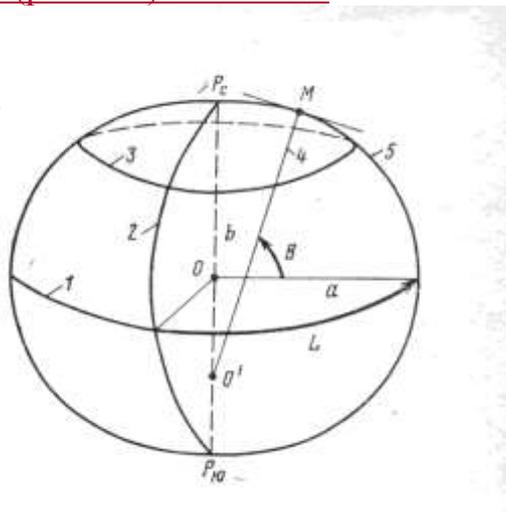


Рис. 1.2

Географическая система координат:

- географическая широта φ_r - двугранный угол, заключенный между плоскостью экватора и нормалью (отвесной линией) к поверхности эллипсоида (геоида) в данной точке M (измеряется от экватора к полюсам от 0° до $\pm 90^\circ$);

- географическая долгота λ_r – двугранный угол, заключенный между плоскостями начального (гринвичского) меридиана и меридиана данной точки M . Измеряется от 0° до $\pm 180^\circ$ к востоку и западу (при решении некоторых задач от 0° до 360° к востоку).

Нормальная система координат:

- нормальная сферическая широта φ - угол между плоскостью экватора и направлением из центра земного шара в точку, являющуюся

изображением соответствующей точки эллипсоида. Измеряется центральным углом или дугой меридиана в тех же пределах. Что и географическая широта;

- нормальная сферическая долгота λ - двугранный угол между плоскостью начального (гринвичского меридиана) и плоскостью меридиана данной точки. Измеряется либо центральным углом в плоскости экватора либо дугой экватора от начального меридиана до меридиана данной точки в тех же пределах, что и географическая долгота.

Физическое состояние воздушной среды, а также направление ее перемещения относительно земной поверхности оказывают существенное влияние на траекторию движения самолета в любой системе координат. Для оценки движения самолета по траектории используются геометрические и механические величины, характеризующие пространственное положение самолета, скорость и направление его движения в некоторый момент времени. Их принято называть навигационными элементами полета и подразделять на навигационные элементы и движения.

Высота полета - это расстояние по вертикали от некоторого уровня, принятого от начала отсчета, до самолета.

Элементами второй группы являются: путевая скорость, путевой угол, угол сноса, воздушная скорость, курс и вертикальная скорость.

Скорость полета самолета определяют как относительно воздушной среды, окружающий самолет, так и относительно земной поверхности.

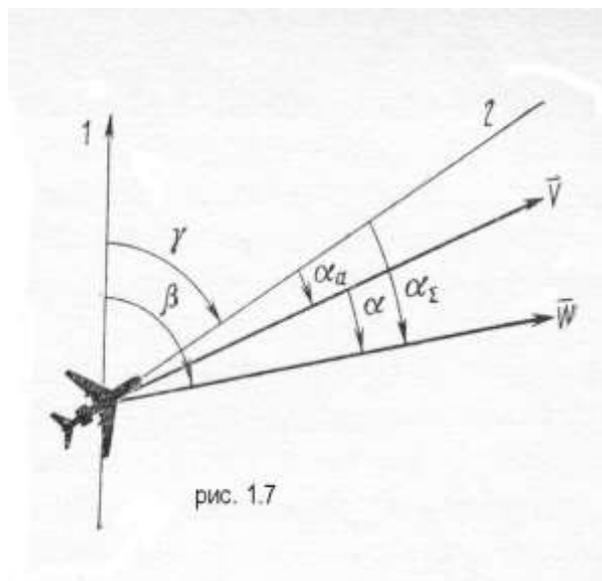
Курсом самолета γ – называется угол в горизонтальной плоскости между направлением, принятым за начало отсчета 1 в точке местоположения самолета, и проекцией на эту плоскость его продольной оси 2 (рис. 1.7).

Путевой скоростью полета называется скорость перемещения по земной поверхности МС, направленная по касательной к линии пути 2 .

Путевым углом называется угол между направлением, принятым за начало отсчета и линией пути (вектором путевой скорости \vec{W}). Он также как и курс отчитывается от начала отсчета по часовой стрелке от 0° до 360° .

Угол сноса α - самолета называется угол между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости в горизонтальной плоскости. Он считается положительным, если вектор путевой скорости расположен правее вектора воздушной скорости, отрицательным – если левее.

Вертикальной скоростью W_v называется вертикальная составляющая вектора полной скорости поступательного перемещения самолета относительно Земли W (рис. 1.7).



Рассмотренные выше навигационные элементы полета могут быть заданными, фактическими и требуемыми. Например, линии фактического пути - фактический путевой угол, линии заданного пути - заданный путевой угол, а линии требуемого пути - требуемый путевой угол.

Постановка навигационной задачи основывается на определении программных, фактических и требуемых значений навигационно-пилотажных параметров относительно воздушной среды и земной поверхности, характеризующих соответствующие траектории полета.

Полету любого назначения предшествует расчет программной траектории и составление (разработка) заданной навигационной программы полета, рассчитанная программная траектория, обеспечивающая наиболее безопасный и экономический полет, может быть задана аналитически или графически в различных системах координат. Аналитически она выражается конечными уравнениями движения центра масс самолета, которые в широко распространенной ортодромической прямоугольной системе координат имеют вид:

$$\begin{cases} Z_3 = Z_3(t) \\ S_3 = S_3(t) \\ H_3 = H_3(t) \end{cases} \quad (1.9)$$

где Z_3, S_3, H_3 – заданные (программные) ортодромические прямоугольные координаты ПМС в заданный момент времени T .

Для указания программной траектории полета экипажу задаются маршрут полета, время полета его опорных пунктов, а также профиль полета. Навигационная программа, разработанная на основе программной траектории, в зависимости от возможностей технических средств навигации и пилотирования может вводиться в запоминающие устройства навигационных вычислителей и представляться на индикаторах навигационной обстановки, автоматических картографических планшетах, полетных картах, бортовых журналах и планах полета. Полет по программной траектории согласно навигационной программе должен выполняться в соответствии с руководством по летной эксплуатации. В них регламентируются правила, условия и ограничения по летной эксплуатации и пилотированию самолета данного типа.

Характер траектории определяется режимами полета самолета. Последние в свою очередь, характеризуются различными навигационными и пилотажными параметрами, под которыми понимают механические и геометрические величины и их производные, применяемые в самолетовождении.

Навигационные и пилотажные параметры могут совпадать с навигационными элементами полета или быть связаны с ними простыми соотношениями. К навигационным параметрам относятся: координаты пространственного места самолета, путевая скорость, путевой угол, угол сноса, вертикальная скорость, производные этих параметров и другие.

К пилотажным относятся: воздушная скорость, курс самолета, вертикальная скорость относительно воздушной среды, угловая скорость, углы

рыскания, крена, тангажа и др. Согласно такому делению параметров, используемых в СВЖ, различают навигационный и пилотажный режимы полетов.

Контрольные вопросы

1. Что такое предмет воздушная навигация?
2. Какой бывает траектория полета?
3. Какие геодезические системы координат наиболее употребительны в навигации?
4. Чем определяется характер траектории полета?

Ключевые слова:

Предмет воздушная навигация, ПМС, МС, ТП, ЛП, профиль полета, ВТ, МВЛ, астрономическая система координат, геодезическая система координат географическая система координат, нормальная система координат, высота полета, курс самолета, путевая скорость, путевой угол, угол сноса.

Лекция №2. Сведения о форме и размерах Земли

План:

1. Сведения о формах и размерах Земли.
2. Карты применяемые в авиации.
3. Картографические проекции.
4. Классификация карт.
5. Полетная карта навигационных комплексов.
6. Способы измерения углов и расстояний на карте.
7. Аэронавигационные карты.

• Мысль о том, что Земля шарообразная была высказана еще Пифагором в VI веке до н.э. Александрийский ученый Эратосфен в III веке до н.э. с точки зрения современной науки путем несложных вычислений впервые определил радиус Земли ®.

• В конце XVI века английский ученый И.Ньютон пришел к заключению, что Земля вследствие своего вращения сплюснута у полюсов и растянута по экватору имея форму эллипсоида.

• Эллипсоидом называется фигура, образованная вращением эллипса вокруг его малой оси.

• Русский геодезист Федор Шуберт считал, что

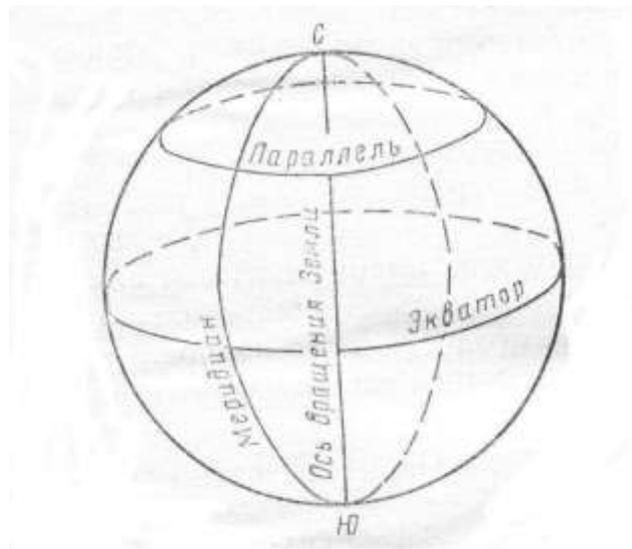


рис. 3.

Земля сплюснута не только у полюсов, но и по экватору и имеет форму сложной фигуры трехосного эллипсоида.

• В 1936 году русским ученым- геодезистом Ф.Н. Красовским и его учеником Изотовым были сделаны выводы о форме и размерах Земли. Эти исследования подтверждают, что Земля имеет вид трехосного эллипсоида (рис1).

• Экватор слегка эллиптический. Наибольший и наименьший радиус экватора отличаются друг от друга на 213 м. Меридиан Земли имеет разную длину.

• Самый длинный меридиан по 15-му , а наименьший по 105-му градусу восточной долготы.

$$R_{\text{ср.экв.}} = a = 6.378.245 \text{ м.}$$

$$R_{\text{полярн.}} = 6.356.863 \text{ м.}$$

С 1946 года было принято данные - эллипсоид Ф.Н.Красовского.
Форма и размеры Земли.

- Земной эллипсоид отличается от шара небольшим сжатием у полюсов

$$C = (a - b) / a = 1 / 298,$$

Поэтому в СВЖ для простоты решения большинство навигационных задач Землю принимают за шар, равновеликий эллипсоиду вращения со средним радиусом

$$R = 6371 \text{ км.}$$

- Максимальные ошибки от замены эллипсоида шаром не превышают $\pm 0,5\%$ в определении расстояний, в определении углов $\pm 12'$.

При расчетах для запуска ракет и т.д. замена эллипсоида шаром не допускается.

- Карты, применяемые в авиации.

- Карта- это уменьшенное изображение земной поверхности или ее части на плоскости в определенном масштабе с учетом кривизны Земли с нанесенной географической координатной сеткой и условными знаками, отображающими земные объекты.

- ПК – полетная карта является основным пособием для СВЖ, без нее не может выполняться ни один полет. ПК используется для прокладки маршрута, изучения маршрута, для выполнения необходимых измерений и расчетов при подготовке к полету, а в полете для ориентировки, контроля пути и определения места самолета.

- Авиационные карты – являются специальными картами. На них изображены условными знаками все земные объекты, облегчающие ведение визуальной ориентировки, причем сохранены подобия всех этих объектов. Это обеспечивается соответствием углов на карте углам на местности.

1. Картографические проекции.

- положение любой точки на земной поверхности определена ее географическими координатами- долготой и широтой.

- Если меридианы и параллели условно изобразить на плоскости (на бумаге) соответствующими линиями, составляющую координатную сетку, то по ним можно нанести предметы земной поверхности.

- Картографическая проекция – это способы изображения поверхности Земли на плоскости (на бумаге)

- Все картографические проекции различаются по двум основным признакам:

- а) по характеру искажений;

- б) по способу построения оси.

По характеру искажений:

- равноугольные, равновеликие;

- равнопромежуточные, произвольные.

По способу построения КП делятся на:

1. цилиндрические поверхности – поверхность земного шара проектируется на поверхность прямого цилиндра, касающаяся земного шара по линии экватора (рис. 4).

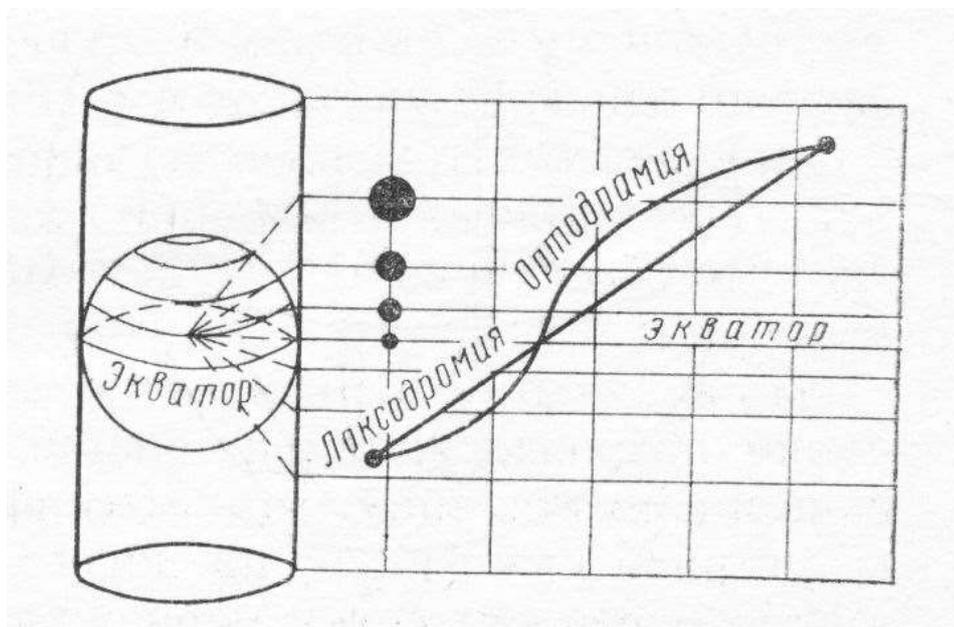


рис. 4

2. Конические проекции.

КП – заключаются в проектировании поверхности Земли на плоскости конуса, касательного к одной из параллелей или секущего земной шар по двум заданным параллелям.

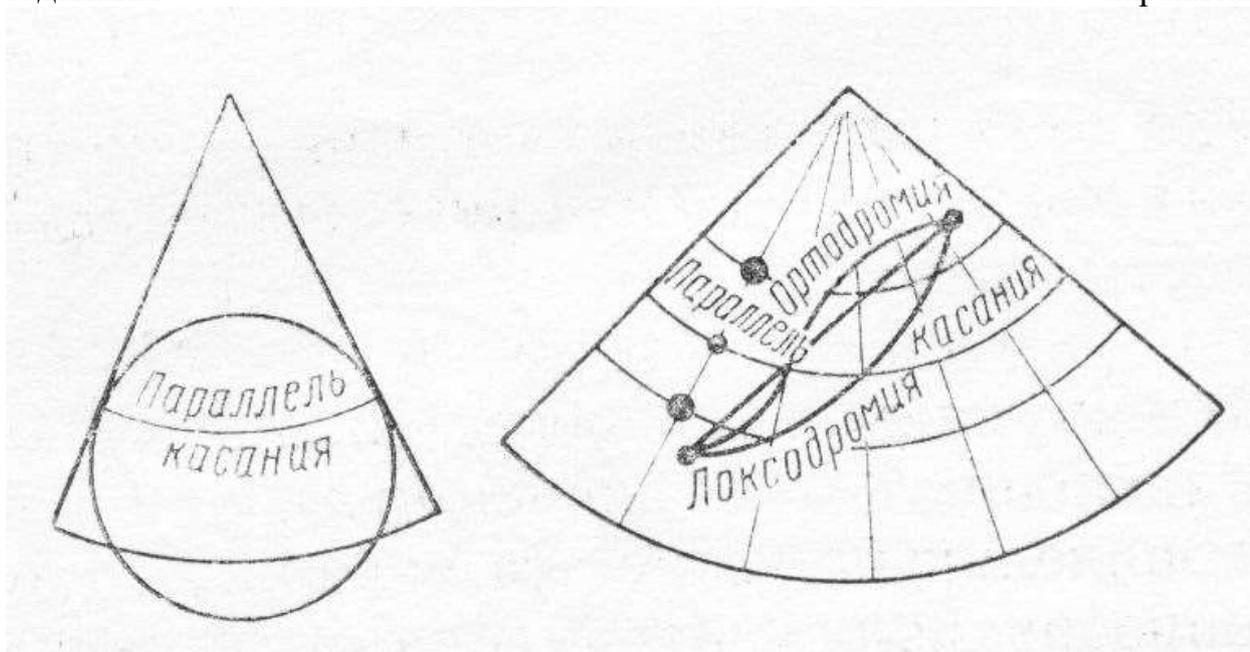


рис. 5

3. Поликонические проекции.

- ПКП – это разновидность конической проекции.

- ПКП – поверхность Земли делится на несколько полюсов, ограниченных параллелями. Каждый пояс проектируется на боковую поверхность отдельного конуса, касающегося средней параллели данного пояса или соединяющего его по двум образующим параллелям.
- Эти проекции применяются для стран, вытянутых в широтном направлении.

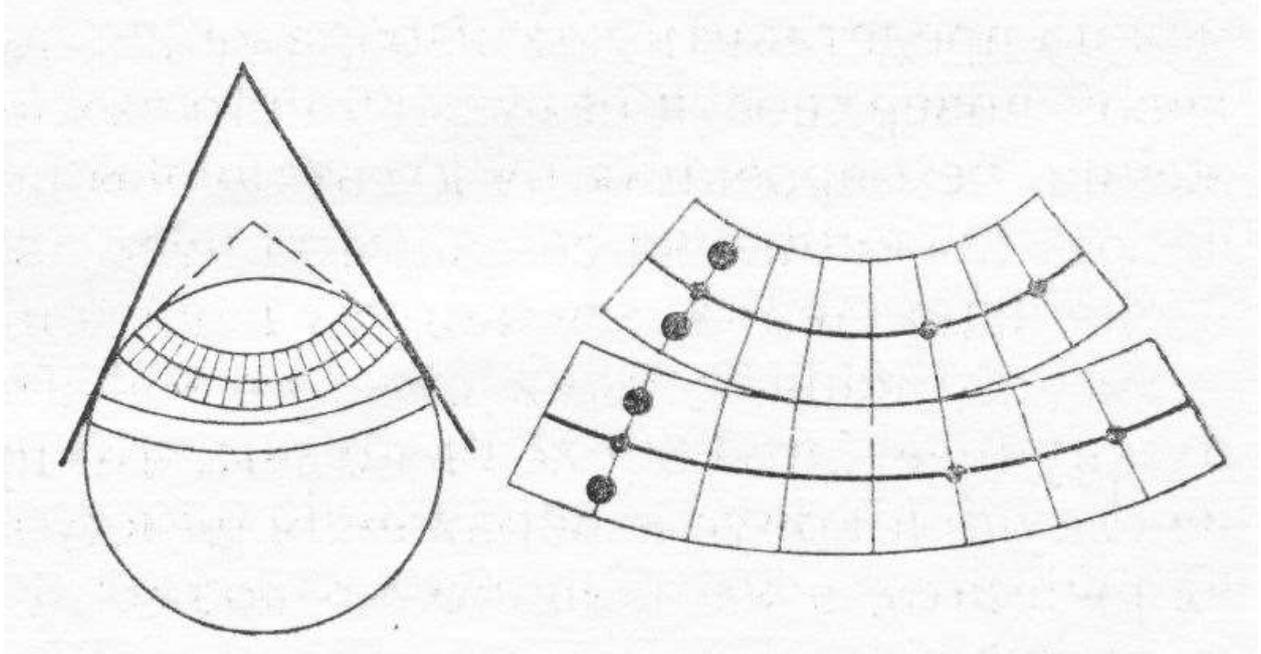


Рис. 6.

На рисунке - видоизмененная ПКП международная

4. Поперечно- цилиндрическая проекция.

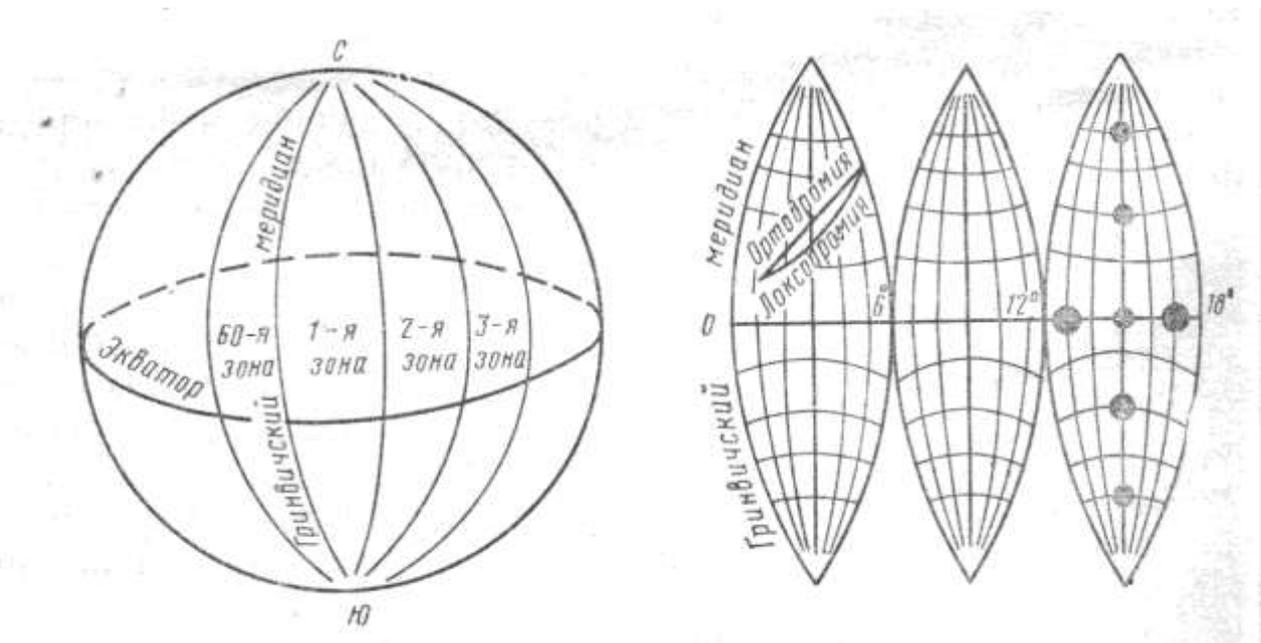


рис. 7

5. Косая равноугольная проекция цилиндрическая.

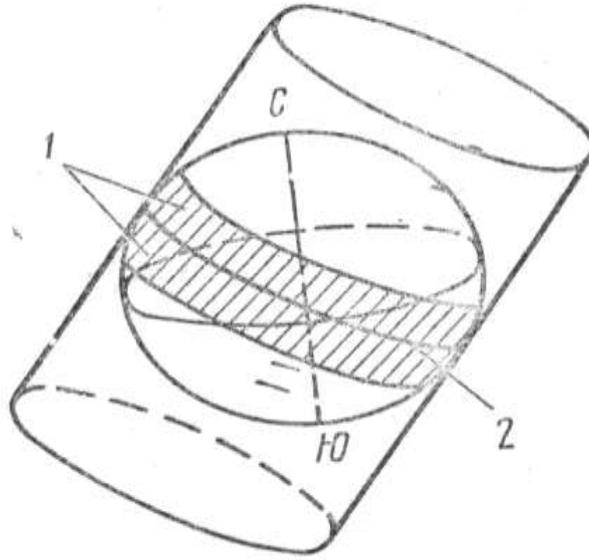


рис. 8.

6. Азимутальные проекции.

- Проектируются меридианы и параллели на плоскость, касательную к земному шару в какой-либо его точке.
 - а) полярная проекция
 - б) экваториальная проекция
 - в) горизонтальная проекция
- Плоскость, на которую проектируется поверхность Земли называется картинной плоскостью.
- Точка, из которой ведется проектирование, называется точкой зрения.

Классификация карт

- По своему назначению карты, применяемые в авиации делятся на:
 1. Полетные - Для СВЖ по маршруту и р-н полетов.
 - М : 1см. – 20 км.
 - М: 1см.-10 км.
 2. Специальные – с отыскиванием мелких объектов местности.
 - М: 1 см.- 5 км.
 - М: 1см –2 км.
- 2. Бортовые – для использования Р.Т. и астрономических средств в полете.
 - М: 1см –20 км

- М: 1см –25-40 км.

Специального назначения – карты магнитных склонений, часовых поясов, воздушных линий, гиперболические, бортовые карты неба и т.п.

Методика подбора карт для заданных районов работы.

- С целью изучения района полетов или при подготовке карты к полету прежде всего необходимо подобрать соответствующие листы карт нужного масштаба и склеить их.
- Подбирают листы карт по сборным таблицам.
- При отсутствии таблиц для районов работ можно определить, зная номенклатуру одного из полетов карты данного района.
- После отвода листов карты склеивать листы карты по колонкам с Юга на Север, а затем между собой с Востока на Запад.

Полетная карта навигационных комплектов.

- В соответствии с полученным заданием экипаж (пилот) обязан подобрать необходимые листы полетных карт масштаба в 1см- 20 км (2000000) и в 1 – 10 км. (1: 1000000) , охватывающий район полета в полосе не менее чем на 100 км в обе стороны от заданного маршрута для самолетов с поршневыми двигателями и вертолетов 200-250 для воздушных судов с газотурбинными двигателями.
- Кроме полетной карты готовят бортовые карты для самолетов с поршневыми двигателями в М= 1:2000000 или 1 см- 25 км.(1:2500000), а для самолетов с газотурбинным двигателем (1: 4000000) для определения места самолета, восстановления ориентировки и полета на запасные аэродромы.

Способы измерения углов расстояния на карте.

- Углы на картах измеряются при помощи транспортира в пределах – 360° по ходу часовой стрелки от северного направления истинного меридиана.
- Если угол транспортира направлен к востоку, отсчет ведется по внешней шкале 1-180°, а если к западу, то по внутренней шкале 180°-360°.
- Расстояние на карте измеряется при помощи масштабной линейки, при этом на ней используется шкала соответствия масштабу данной карты.
- Длина измеряемой прямой линии получается при непосредственном приложении к этой линии масштабной линейки.

Аэронавигационные карты.

NAVIGATION CHARTS.

Классификация аэронавигационных карт.

NAVIGATION CHART CLASSIFICATION.

	<u>Маршрутные карты</u> ENROUTE CHARTS
2.	<u>Карты аэродромных зон (аэроузлов)</u> AREA CHARTS
3.	<u>Карты стандартных маршрутов выхода и входа по приборам</u> SIDS AND STARS
4.	<u>Карта инструментального захода на посадку</u> APPROACH CHARTS
5.	<u>Карты аэропортов</u> AIRPORT CHARTS
6.	<u>Карты процедур по снижению шума</u> NOISE CHARTS
7.	<u>Карты зон радиолокационного обеспечения</u> RADAR CHARTS

Маршрутные карты.

ENROUTE CARTS

Маршрутные карты фирмы « JEPPESEN» разработаны и выполнены на основе лучших действующих образцов аэронавигационных и топографических карт. Большинство маршрутных карт фирмы « JEPPESEN » используют разноугольную коническую проекцию – Ламберта. (LAMBERT COMFOMAL CONIC PROJECTION).

- МК- 'J' - используется главным образом для использования в качестве справочника радионавигационных данных при осуществлении трассовой инструментальной навигации.
- МК- 'J' издается сериями для районов, на которые разбита территория земного шара и присвоены буквенные обозначения, являющиеся общими для листов карт данного района.

A – Africa – Африка

AT – Atlantic - Атлантика

CA- Canada – Alasca – Канада – Аляска

CA – China - Китай

E – Europa - Европа

EE – Eastn Europa – Восточная Европа

LA – Latin America – Латинская Америка

ME- Midle East – Средний Восток

South Asia – Южная Азия

Indian Osean – Индийский Океан

MID – Mediterranean Countries – Страны Средиземного моря

P - Pacific - Тихий океан
SA – South America – Южная Америка
SP – South Pacific – Южный район Тихого океана
US – United States – С.Ш.А.

- Каждый лист МК – ' J ' имеет кодовый номер, включающий буквенные обозначения района, обозначение воздушного пространства (ВП) в скобках и листа в серии карт для района.

- Например:

- P (H/L) 2 – соответствует второму листу тихоокеанской серии карт, содержащему маршруты в верхнем и нижнем ВП.

- E (HI) 3 – третий лист Европейской серии в верхнем воздушном пространстве.

- E (LO) 10 – десятый лист Европейской серии, нижнее воздушное пространство.

- Если не указано иное, все пеленги и радиалы – магнитные, расстояние в морских милях, превышающие измерения в футах от среднего уровня моря. Высота полета либо в футах (P= QNH), либо как в Н эщ. (FL) по стандартному P= 1013, 2 mb/ hP_a давлению или 29,92 Inches of Mercury, время Гринвичское – UTC (Coordinated Universal Time) – Всемирное скоординированное время.

Классификация маршрутных карт.

ENROUTE CHART CLASSIFICATION

1. Карты нижнего воздушного пространства (НВП).

LOW ALTITUDE ENROUTE CHARTS

2. Карты верхнего воздушного пространства.

HIGH / LOW ALTITUDE ENROUTE CHARTS (H/D).

Разделы МК – ' J '

1. **HEADING** - заголовок

2. **LIMITS OF AIRSPACE** – граница воздушного пространства

3. **REVISION DATA** - поправки

4. **ENROUTE CHART INDEX** – схема разграфки маршрутных карт

COMMUNICATION - связь

5. **TRANSPONDER SETTINGS** - установка ответчика

6. **CRUISING LEVELS** - крейсерский эшелон

7. **ALTIMETER SETTING** - установка высотомера

8. **AIRSPACE RESTRICTED AREAS** – воздушное пространство

с зонами ограничения полетов.

Контрольные вопросы:

1. Форму какой геометрической фигуры имеет Земля?
2. Какие карты применяются в авиации?
3. Чем определяется положение любой точки на земной поверхности?
4. Какие бывают картографические проекции?
5. Какую проекцию использует большинство карт фирмы “JEPPESEN”?

Ключевые слова:

Эллипсоид Красовского, полетная карта, долгота, широта, цилиндрическая проекция, коническая проекция, поликоническая проекция, поперечно цилиндрическая проекция, косая равноугольная цилиндрическая проекция, азимутальная проекция, полетная карта, бортовая карта, масштабная линейка, проекция Ламберта.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ КООРДИНАТ ВС

План:

1. Общая характеристика абсолютных и относительных координат.
2. Определение абсолютных координат места самолета.
3. Определение места самолета различными способами.

Абсолютные и относительные координаты

Выполнение полета по заданной воздушной трассе или маршруту с целью вывода самолета на заданный пункт или аэродром посадки требует от экипажа точного знания текущего местоположения относительно земной поверхности. Это требование вытекает из того, что поворотные пункты маршрута полета и аэродром посадки задаются обычно географическими точками, например названиями населенных пунктов или их географическими координатами, которые позволяют проложить заданную линию пути на полетной карте или ввести их в программирующее устройство навигационного комплекса.

Зная текущее, соответствующее данному моменту времени место самолета, экипаж может определять правильность выполнения полета: совпадает ли фактическая линия пути с заданной. Исправление возможных отклонений достигается вводом поправок в пилотажный режим, т. е. корректировкой курса и воздушной скорости полета.

Место самолета может быть получено непосредственно и косвенно. Непосредственное определение МС производится по фиксации момента пролета ВС над опознанным ориентиром и с помощью технических средств самолетовождения. В первом случае, как правило, визуально отмечается момент, когда самолет находится строго над каким-либо ориентиром (объектом). Это наиболее надежный способ определения МС. Однако здесь чрезвычайно важно достоверно опознать ориентир, так как ошибка может привести к потере ориентировки.

Непосредственное определение МС с помощью технических средств самолетовождения достигается фиксацией момента пролета над радиолокационным ориентиром или радиомаяком. Косвенное определение МС осуществляется измерением некоторых параметров, например азимута, дальности, высоты небесного светила и т. п., находящихся в функциональной зависимости от взаимного положения ВС и внешнего источника навигационной информации. В результате измерения получают координаты МС, соответствующие моменту определения, но чаще всего в системе координат, отличной от той, в которой ведется контроль пути (счисление). Они требуют дальнейшего преобразования. В качестве источников позиционной информации используются наземные радиомаяки, визуальные и радиолокационные ориентиры, небесные тела естественного и искусственного происхождения.

Координаты МС, полученные на основании внешней информации, называют абсолютными, так как не зависят от навигационного и пилотажного режимов полета, дальности и продолжительности полета до момента определения МС. Точность абсолютных координат определяется только средствами и условиями измерения, а также взаимным расположением самолета и источника позиционной информации.

В настоящее время находят применение следующие способы определения абсолютных координат: по моменту пролета опорного ориентира; обзорно-сравнительный; координатных преобразований. Каждый из них имеет свои достоинства и недостатки, определяемые особенностями самого способа и технической реализации его.

Непрерывный контроль пути в процессе самолетовождения возможен двумя методами: определением абсолютных координат или счислением пройденного пути.

Первый метод может быть реализован при возможности непрерывного получения позиционной информации от внешнего источника. Этого можно достичь применением радионавигационных систем дальнего действия и спутниковых навигационных систем, перекрывающих своими рабочими областями весь предполагаемый район полетов.

Однако в большинстве случаев измеренные абсолютные координаты используют дискретно, т. е. через определенные промежутки времени. Поэтому для непрерывного самолетовождения реализуется второй метод, при котором используются относительные координаты, отсчитываемые от последнего МС, полученного в результате обработки внешней информации. Относительные координаты определяются счислением пути, основанном на интегрировании вектора путевой скорости или ускорений самолета по времени. Следовательно, это дает возможность получать не сами координаты МС, а только лишь приращение их во времени.

Счисление пути позволяет определять координаты МС относительно ранее определенных—абсолютных. Таким образом, в результате счисления пути координаты текущего МС как бы «сохраняются» во времени и пространстве между моментами определения абсолютных координат.

Основной недостаток счисления пути заключается, в том, что только стоит нарушиться системе счисления, например при отказе электропитания навигационного комплекса, как восстановить текущие координаты МС уже невозможно. Для этого необходимо определять абсолютные координаты.

Для счисления пути используется дополнительная информация о курсе, скорости ВС и ветре. Процесс интегрирования (суммирования) вектора путевой скорости приводит к появлению возрастающей ошибки счисления. Поэтому точность самолетовождения в большой степени зависит от продолжительности полета в автономном режиме, в процессе которого МС не уточнялось и абсолютные координаты его не определялись. В этом проявляются связь и различие между относительными и абсолютными координатами. В принципе для надежного самолетовождения абсолютные координаты содержат достаточно навигационной информации, в то время как и информация, содержащаяся в

относительных координатах, быстро утрачивается вследствие возрастающих ошибок счисления.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АБСОЛЮТНЫХ КООРДИНАТ МЕСТА САМОЛЕТА

Общие сведения

Местом самолета называется та точка на земной поверхности над которой в данный момент он находится (в которую проецируется его центр масс). Положение этой точки определяется, как правило, указанием двух координат в любой используемой навигационной системе координат (например, в географической — широта и долгота, в полярной—пеленг и расстояние и т. п.) или, в некоторых случаях относительно навигационного ориентира (например, «10 км восточнее острова В»).

Задача определения МС является наиболее трудной и важной в процессе самолетовождения. Она решается разными способами и с помощью различных технических средств. При этом требуется, чтобы выбранный способ и средство обеспечивали надежное (в смысле применимости в широком диапазоне условий), точное и непрерывное определение местонахождения ВС. В тех случаях, когда МС определяется не автоматически, большое значение приобретают также технологичность и оперативность решения задачи. Поскольку в настоящее время по существу нет какого-либо одного способа или средства, обеспечивающего выполнение всех этих требований в необходимом объеме, то надежное, непрерывное и нетрудоемкое определение МС осуществляется практически только комплексным применением различных средств.

Абсолютные координаты находят способами: координатных преобразований, обзорно-сравнительным и пролета над опорным ориентиром. Основным из них является способ координатных преобразований (называемый позиционным), так как он наиболее часто применяется и его положения распространяются и на все другие способы, включая определение относительных координат.

Способ координатных преобразований базируется на получении и использовании позиционной информации о местонахождении самолета, содержащейся в линиях положения (ЛП). Суть решения задачи сводится к нахождению координат точки, принадлежащей одновременно двум ЛП. Такой точкой является точка пересечения линий положения. Практически способ координатных преобразований реализуется двумя путями:

графическим—прокладкой ЛП на карте. При этом за место самолета принимается точка их пересечения (для краткости будем называть определением МС прокладкой ЛП);

аналитическим—преобразованием координат, в которых получены ЛП, в координаты в другой системе, например в географической или ортодромической прямоугольной (будем называть определением МС преобразованием координат).

Линии положения

Определение МС способом координатных преобразований всегда связано с измерением какой-либо геометрической или физической величины (расстояния, угла, давления и т. п.), которая для общности называется навигационным параметром. Если, например, измеряется расстояние D от какой-либо точки на земной поверхности до самолета, то он будет находиться в одной из точек сферической поверхности, соответствующей навигационному параметру $D = const$. В случае пеленгования самолета наземным пеленгатором измеренному параметру $P_c = const$ будет соответствовать вертикальная плоскость, в одной из точек которой находится самолет. Измеренное в полете атмосферное давление указывает, что ВС находится на некоторой изобарической поверхности.

Во всех приведенных примерах измерение одной геометрической или физической величины позволяет указать поверхность, на которой может оказаться самолет. Такая поверхность называется поверхностью положения самолета при данном значении навигационного параметра. Если одновременно получены два независимых навигационных параметра, то можно утверждать, что ВС находится в одной из точек пространственной кривой, являющейся пересечением двух поверхностей положения, соответствующих этим измеренным параметрам, т. е. находится на пространственной ЛП.

В воздушной навигации рассматриваются и в практике самолетовождения используются, как правило, не пространственные линии положения, а их центральные проекции на земную поверхность, называемые линиями положения. Они полностью определяются одним, соответствующим им навигационным параметром и являются его изолиниями. Последняя представляет собой геометрическое место точек, в которых значение параметра постоянно, т. е. изолиния—это кривая, соединяющая точки с равными значениями навигационного параметра. Уравнение изолинии отличается от общего уравнения постоянством параметра.

В общем случае изолинии представляют собой сложные кривые, ибо они располагаются на поверхности сферы. Для упрощения расчетов и построения на карте изолинии на практике заменяют прямыми (касательными к изолинии в данной точке) или дугами окружностей.

Определение места самолета различными способами

Определение места самолета аналитическим преобразованием координат.

Сущность способа состоит в аналитическом решении системы уравнений и получении ответа в виде выражений. Метод этот универсален и находит широкое применение в современной навигации, в частности при автоматической и неавтоматической коррекции численных координат. Он требует, как правило, оборудования ВС бортовыми вычислительными устройствами (аналоговыми или цифровыми) для решения уравнений, но в некоторых случаях может реализовываться и с помощью НЛ-10М или НРК-2. В принципе способ обладает высокой точностью определения координат ВС, так

как можно использовать самые точные математические описания линий положения и решать задачу на сфере или даже на сфероиде. При эксплуатации современных БЦВМ могут быть практически полностью исключены дополнительные погрешности и задача определения МС решается мгновенно.

Определение места самолета обзорно-сравнительным способом.

В самолетовождении большое место занимает обзорно-сравнительный способ определения МС. Все полеты самолетов применения авиации в народном хозяйстве (авиахимработы, обслуживание лесного хозяйства, ледовая и рыбная разведка, поиск полезных ископаемых и др.) выполняются, как правило, на малых и предельно малых высотах, когда МС определяется только обзорно-сравнительным способом. Он состоит в том, что МС оценивается сравнением изображения местности на карте с фактическим видом земной поверхности, наблюдаемым экипажем визуально или с помощью технических средств (радиолокационного, теплового, телевизионного и др.). Если изображение местности и ее наблюдаемый вид совпадают по множеству характерных признаков, то местность считается опознанной. В этом случае МС определяется по взаимному расположению самолета относительно одного или нескольких ориентиров. Взаимное положение оценивается по глазомерно определяемым дальности и направлению ориентиров, что можно рассматривать как визуальную реализацию координатных преобразований.

Большим достоинством обзорно-сравнительного способа являются простота решения задачи, соответствие способа субъективным особенностям человека (который до 90% информации о внешнем мире получает с помощью зрительного аппарата), большая достоверность информации и возможность определения МС с высокой точностью: 1—3 км при пролете ориентиров на расстояниях до 5—15 км и 0,1—0,3 км при пролете над малоразмерным объектом на небольшой высоте. Такая точность достигается и при полетах на средних и больших высотах, если для определения момента пролета над ориентиром используется оптический визир. Однако необходимость условий визуальной наблюдаемости земной поверхности ограничивает возможность применения этого способа. Его роль в навигации сильно возрастает при наличии на борту самолета радиолокатора, так как последний позволяет наблюдать пролетаемую местность практически в любых условиях и превосходит визуальную ориентировку на дальности наблюдения и точности определения координат земных объектов. Радиолокационные сигналы, отраженные от облучаемой поверхности, создают на экране индикатора изображение местности. Хотя оно носит условный характер, но опытный оператор легко читает его и сравнением с картой опознает местность, а визуальной оценкой положения самолета (центра развертки) относительно опознанного ориентира определяет МС. Радиальная СКП определения места ВС зависит от множества факторов, основными из которых являются характеристики радиолокационного ориентира (РЛО) и индикатора БРЛС, и при дальностях до 60—80 км оценивается $\sigma r = 0,05D$, где D — расстояние до используемого РЛО.

Определение места самолета пролетом над радионавигационной точкой.

Определение места ВС над радионавигационной точкой (приводной радиостанцией, радиомаяком, радиолокационным ориентиром) сводится к определению момента ее пролета, оценка которого, а следовательно, и точность определения МС зависят от погрешности выхода на радионавигационную точку (РНТ).

Все РНТ (за исключением маркерного радиомаяка) имеют область над местом их установки, так называемую «нерабочую воронку», где прием информации от них отсутствует, или имеет место неустойчивость показаний прибора, фиксирующего момент пролета. Эта область имеет, примерно, форму конуса с вершиной в точке размещения радиосредства. Погрешность определения момента пролета: отдельной приводной радиостанции $\Delta r=0,84$; маяков РСБН, ВОР $\Delta r=0,58H$, где H — высота пролета.

Радиомаркерные радиомаяки «нерабочей воронки» не имеют, но из-за характера (формы) диаграммы направленности антенны ошибка определения МС достигает 0,5 км, 0,8 км и 1,12 км при высотах полета 200, 500 и 1000 м соответственно.

При использовании БРЛС момент пролета радиолокационного ориентира определяется приходом его отметки на высотное кольцо. Из-за ухудшения условий наблюдаемости отметок РЛО около высотного кольца точность определения МС будет 1—2 км.

Имеется возможность повысить точность определения МС, если 1 момент пролета РНТ фиксировать не по показанию индикаторов используемых радиосредств, а по времени полета до нее. При этом в некоторой небольшой дальности до РНТ (10—15 км) полет выполняется не с применением РНС, а с контролем пути по направлению с помощью курсовых приборов, а по дальности—расчетом времени полета до радионавигационной точки.

Контрольные вопросы:

1. Какие координаты именуют абсолютными?
2. Какие существуют способы определения абсолютных координат места самолета?
3. Какие координаты называют абсолютными?
4. Как производят счисление пути?
5. Опишите способы определения места самолета?

Ключевые слова:

Абсолютные координаты, относительные координаты, место самолета, счисление пути, линия положения, изолиния, РНТ

Лекция №4. Штурманская подготовка к полету.

План.

1. Общие вопросы штурманской подготовки.
2. Общая наземная штурманская подготовка с экипажами вновь прибывшими в летное подразделение.
3. Предварительная подготовка.
4. Штурманский контроль за подготовкой и выполнением полетов.

Штурманская подготовка экипажей (пилотов) воздушных судов к полетам имеет целью максимально облегчить их работу в воздухе, обеспечить точное самолетовождение по воздушным трассам, МВЛ и установленным маршрутам, районам полетов по выполнению авиационных работ и является одним из условий обеспечения безопасности полетов, направлена на предотвращение случаев потери ориентировки, нарушений правил использования воздушного пространства.

Штурманская подготовка к полетам предусматривает:

- изучение правил полетов и аэронавигационной обстановки;
 - выбор наивыгоднейших маршрутов, эшелонов и методов самолетовождения и применения навигационных средств при полетах в различных условиях;
 - подбор и подготовку необходимой штурманской документации, штурманского снаряжения и справочного материала;
 - расчет элементов, необходимых для выполнения полетов (ПНР);
 - отработку действий экипажа в особых случаях полета;

Подготовка экипажей (пилотов) воздушных судов всех типов к полету подразделяется на предварительную и предполетную. Подготовку к полету должны проводить все члены экипажа воздушного судна в соответствии со своей специальностью.

С экипажами (пилотами, штурманами), вновь прибывшими в летное подразделение, перед предварительной подготовкой организуется общая наземная штурманская подготовка. Проводится она должностным лицом штурманской службы подразделения и предусматривает:

- Ознакомление экипажа (пилота, штурмана) с общими задачами штурманского обеспечения полетов, характером работы авиапредприятия (подразделения), программой предстоящих полетов (ввода в строй, провозки).
- Собеседование с членами экипажа (пилотом, штурманом) по вопросам теории и техники самолетовождения для определения уровня их специальных знаний.

Предварительная подготовка проводится в сроки и в объеме, установленном Руководством по организации летной работы.

Подбор и подготовка полетных карт производятся в зависимости от характера задания на полет. Однако во всех случаях на полетные карты необходимо наносить:

- пункты маршрута (ИПМ, ППМ, КПМ) – в виде окружностей диаметром 5-8 мм., а точки пересечения маршрутов с границами районов УВД-ов в виде треугольника высотой 2-3 мм.
- Условные изображения взлетно-посадочных полос – в виде отрезков, расположенных в окружностях 3-6 мм, обозначающих аэродромы, в направлении истинных посадочных путевых углов;
- линии заданного пути и расстояния между пунктами (в разрывах ЛЗП);
- при выполнении полетов с ортодромическими курсовыми приборами ортодромические магнитные (истинные) путевые углы (ОМПУ, ОПУ), измеренные от опорных меридианов, и текущие МПУ-начальные (на участках маршрута большой протяженности повторяются при изменении на величину 3-5°) вдоль ЛЗП со стрелкой в направлении полета);

- при выполнении полетов с локсодромическими курсовыми приборами – магнитные путевые углы, измеренные от средних меридианов участков маршрута; в этом случае участках маршрута большой протяженности выбираются характерные контрольные ориентиры через 50-200 км, рядом с которыми указываются новые значения МПУ;

- доминирующие высоты: в полосе по 50 км в обе стороны от оси маршрута: в районе аэродрома в радиусе 50 км. От КТА (в прямоугольниках черного цвета);

- значения магнитных склонений в районе аэродрома и на каждом участке маршрута (в окружностях диаметром 8 мм.) через 2-3 °;

- линии ограничительных рубежей (пеленгов, азимутов);

- границы районов УВД и их названия.

Порядок расчета безопасной высоты полета по маршруту (району авиационных работ) ниже нижнего эшелона производится по формуле:

$H_{\text{без. прив.}} = H_{\text{без. ист.}} + H_{\text{преп.}} - H_z$, где $H_{\text{без. ист.}}$ – установленное значение безопасной истинной высоты полета, м;

$H_{\text{преп.}}$ - абсолютная высота наивысшей точки рельефа местности с учетом естественных препятствий на ней. Высота искусственных препятствий учитывается в $H_{\text{преп.}}$ при скорости полета более 300 км / час, а в горной местности – во всех случаях, независимо от скорости полета в пределах установленной ширины полосы, м;

H_t - методическая температурная поправка высотомера, определяемая по навигационной линейке, м.или по формуле:

$$H_t = (t_o - 15^\circ) / H_{\text{испр.}}$$

где: t_o – фактическая температура на аэродроме взлета и посадки (меньшая из них), град.

$$H_{\text{испр.}} = H_{\text{без. ист.}} + H_{\text{преп}}$$

Расчет заправки топливом.

Количество топлива потребное для выполнения полета по заданному маршруту подсчитывается по формулам

б. При прогнозируемом боковом или попутном ветре расчет топлива берется, как для штиля.

$$G_{\text{шт. общ.}} = / Q_{\text{норм.}} T_{\text{шт.}} / + / Q_{\text{норм.}} T_{\text{нзг}} /,$$

где : $Q_{\text{нор}}$ - при штилевом расчете утвержденная норма расхода топлива берется – 118кг/час; $T_{\text{нзг}}$ - время, на которое берется навигационный запас.

Решение на линейке НЛ - 10:

$$\frac{118}{5 \text{ ч } 09 \text{ мин}} = G = 610 \text{ кг}$$

3. При прогнозируемом встречном или встречно- боковом ветре общее время полета, часовой расход топлива берется из крейсерского графика, или из таблицы режимов горизонтального полета.

$$G_{\text{общ}} = Q_{\text{гр}} T_{\text{вет}} + Q_{\text{нор}} T_{\text{нзг}}$$

Штурманский контроль за подготовкой и выполнением полетов Штурманский контроль за подготовкой осуществляется:

- в процессе предварительной и предполетной подготовки экипажей;
- при проверке техники самолетовождения в полете;
- с помощью средств объективного контроля и анализа полетной документации.

Контрольные вопросы:

1. Какую цель имеет штурманская подготовка экипажей воздушных судов к полетам?
2. Что предусматривает штурманская подготовка к полетам?
3. На какие виды подразделяется подготовка экипажей воздушных судов?
4. Что организуется перед предварительной подготовкой с экипажами вновь прибывшими в летное подразделение?
5. Как и кем проводится предварительная подготовка?

Ключевые слова:

Общая наземная штурманская подготовка, предварительная подготовка, предполетная подготовка, собеседование, ИПМ, ППМ, КПМ, условные изображения, доминирующие высоты, безопасная высота полета, расчет топлива, штурманский контроль.

Лекция №5.

Общие правила воздушной навигации.

План:

1. Основные задачи и общий порядок вождения ВС.
2. Основные этапы полета ВС по маршруту.
3. Общие правила выполнения полета по маршруту.
4. Способы полета ВС по линии заданного пути и вывода ВС в заданную точку.
5. Выход на КПМ и аэродром посадки.
6. Определение рубежа начала снижения.

7. Пути уменьшения времени полета и экономии авиатоплива в полете.

- СВЖ- сложный технологический процесс, объединяющий и навигацию, и пилотирование. Воздушная навигация как и самолетовождение рассматривается с позиции теории и рабочего процесса.

Воздушная навигация- есть прикладная авиационная наука о точном, надежном, регулярном и безопасном вождении воздушных судов по программным траекториям. На основе этих закономерностей разрабатываются методы решения следующих навигационных задач:

- программирование траектории;
 - определение текущих значений координат пространственного места самолета;
 - векторов скорости воздушной, путевой и ветра;
 - расчеты времени выхода обязательного донесения и поворотные пункты маршрута, моментов ввода в разворот и вывода из него и другие определения параметров вывода самолета в пункт назначения, а также маневров захода на посадку в горизонтальной и вертикальной плоскостях;
 - измерения отклонений фактической траектории полета от программной.

Таким образом, в воздушной навигации рассматривается кинематика движения самолета с целью определения указанных выше навигационных выше элементов положения и движения, характеризующих пространственное положение самолета и перемещение его относительно воздушной среды и поверхности Земли.

- Полеты ГА осуществляются на ВТ МВЛ, и вне ВТ(воздушной трассы) и применении авиации в народном хозяйстве. Общий порядок работы экипажа по выполнению навигационных задач определяется этапами самолетовождения, куда входят:

- Взлет и набор высоты;
- Выход на опорные пункты маршрута (исходный, поворотный, конечный, контрольный ориентир)
- Выход на линию заданного пути;
- Выход на рубеж начала снижения;
- Выход ВС на конечный пункт маршрута;
- Выполнение маневра для захода на посадку;

Независимо от этапа полета ЭВС обязан выполнять общие правила:

1. Полет планировать и осуществлять с учетом конкретной аэронавигационной обстановки, метеорологических условий и характеристик навигационного оборудования самолета и со строгим выполнением требований правил ПВП, ППП, ОПВП.

2. Независимо от условий полета ЭВС обязан постоянно знать местонахождение ВС.

3. Строго соблюдать расчетный (требуемый) навигационный режим полета.

4. При смене участков маршрута обеспечить точный выход на линию заданного пути.

5. Вести требуемую документацию и применять самолетные средства объективного контроля.

- Для выдерживания ВС на заданной траектории полета необходимо непрерывно или дискретно управлять его движением. В зависимости от того, по какому параметру осуществляется управление различают:

1. путевой;
2. курсовой;
3. маршрутный способ полета по линии заданного пути и выводу ВС на ПМ.

Задача полета по ЛЗП и выводу ВС в ПМ путевым способом решается по подвижной полярной системе координат.

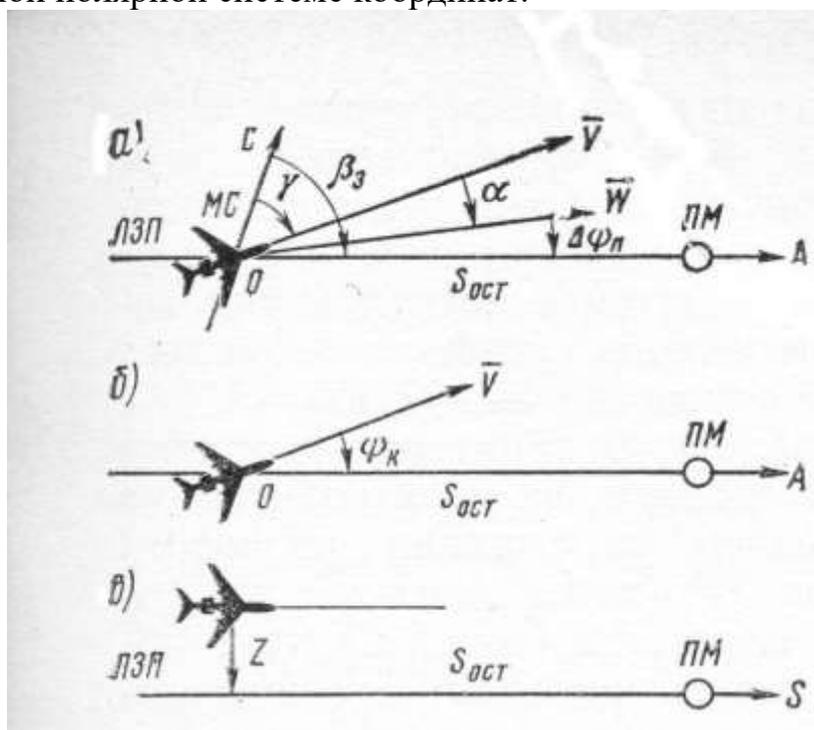


рис. 9

Преимуществом путевого способа является возможность вывода ВС в заданную точку по кратчайшему расстоянию, а недостатком – неточное следование по ЛЗП и выхода ПМ не строго с заданного направления.

- Курсовой способ основан на использовании связанной с ВС системой координат, полярная ось которой OA совпадает с продольной осью ВС (рис б). Параметром вывода служит курсовой угол φ_k , который выдерживается равным нулю. При отсутствии ветра ВС будет выходить в ПМ по кратчайшему расстоянию, а в условиях ветра по сложной траектории, не совпадающей с ЛЗП.

- Маршрутный способ полета по ЛЗП и вывода ВС в ПМ реализуется при использовании НК, когда обеспечиваются непрерывное определение и индикация координат Z и S . Задача решается в системе земных координат, одной из осей которых служит ЛЗП, а второй-перпендикулярное к ней направление (рис.в) Маршрутный способ гарантирует полет по ЛЗП и выход на ПМ с заданного направления. Недостатком является отсутствие непосредственной связи между направлением полета и координатой Z (линейно боковым уклонением).

Весь полет по заданному маршруту состоит из последовательного его вывода из одного ПМ в другой по кратчайшему расстоянию. Пролет над опорным пунктом с последующим немедленным выводом на ЛЗП очередного участка маршрута возможен только при угле разворота близкому к нулю и малой скорости.

$$УР = ЗМПУ_{н} - ЗПУ_{л}$$

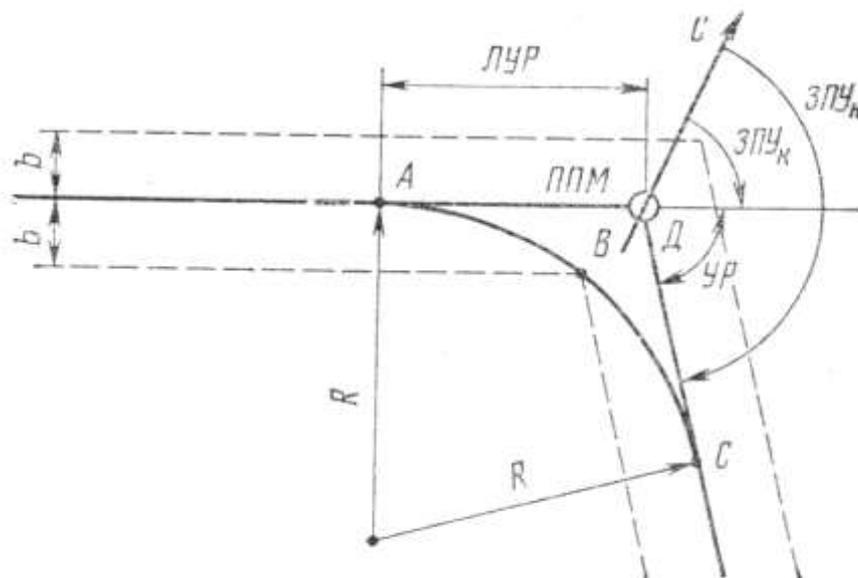


рис. 10

Обычно конечным пунктом является аэродром посадки.

Выход на КПП – очень важный этап выполнения маршрутного полета. Здесь ВС входит в район с высокой интенсивностью ВД, ЭВС вынужден производить маневрирование, т.е. выполнять полет с переменными скоростями, курсом и высотой. Это требует от ЭВС повышенного внимания к процессу СВЖ и обеспечения БП.

Выход на КПП осуществляется визуально или по бортовому радиолокатору, расчетному курсу и времени, наземными техническими и светотехническими средствами СВЖ, расположенными на аэродроме посадки.

Выход на КПП, как правило выполняется полетом на приводную радиостанцию с контролем пути по другим техническим средствам СВЖ и времени.

В тех случаях, когда КПП не является аэродромом посадки, ЭВС выводит самолет на КПП, а затем на аэродром посадки, используя в комплексе технические средства СВЖ и визуальную ориентировку.

Снижение по трассе для захода на посадку имеет большое значение экономическое, так как не приходится тратить добавочного времени на снижение в районе аэродрома.

Расчет удаления начало снижения рассчитывается по НЛ-10ю.

Для уменьшения времени полета и экономии авиатоплива в процессе СВЖ применяются комплекс мер:

- по сокращению расстояния от аэродрома вылета до аэродрома посадки путем выпрямления ВТ.
- Путем выбора наиболее выгодного эшелона полета и по кратчайшему маршруту.

Контрольные вопросы:

1. Что включает в себя СВЖ?
2. Что такое воздушная навигация?
3. Каковы основные этапы СВЖ?
4. Какие общие правила обязаны выполнять члены экипажа ВС во время выполнения полетного задания?
5. Какие способы полета ВС по ВТ существуют? Их преимущества и недостатки.
6. Как осуществляется выход на КПП?

Ключевые слова:

СВЖ, ВН, фактическая траектория, программная траектория, ВТ, МВЛ, маршрутный способ, ИПМ, ППМ, КПП.

Лекция 6.

Обеспечение безопасности полетов в навигационном отношении. Требования к содержанию навигационного обеспечения полетов.

План:

1. Обеспечение безопасности полетов в навигационном отношении. Требования к содержанию навигационного обеспечения полетов.
2. Меры по обеспечению безопасного СВЖ.

3. Меры предотвращения случаев потери ориентировки.
4. Действия экипажа ВС в случае потери ориентировки.
5. Способы восстановления ориентировки.
6. Обязанности экипажа в случае, если ориентировку восстановить не удастся.
7. Предотвращение случаев попаданий самолетов в районы с опасными для полетов метеоявлениями.
8. Особенности самолетовождения в зоне грозовой деятельности.
9. Предотвращение столкновений ВС с наземными препятствиями.

Требования безопасного самолетовождения на воздушном транспорте, вопросы безопасного движения имеют особое значение. Это обусловлено тем, что оно принципиально отличается от всех других видов транспорта. Поэтому одной из главных задач СВЖ является обеспечение безопасности полетов. Эта задача, имеющая важное государственное значение, решается многими службами авиапредприятий ГА, обеспечивающих полеты. Но ведущая роль в его решении принадлежит экипажам ВС, так как они непосредственные исполнители полетов.

В каждом полете есть потенциальная возможность опасности, но возникает она не всегда.

Практика показывает, что ее можно предупредить и исключить.

Безопасное самолетовождение – означает предотвращение случаев столкновения воздушного судна с наземными препятствиями и опасных сближений ВС с наземными препятствиями и опасных сближений ВС в полете, потери ориентировки, нарушения установленного режима полетов, а также попадания ВС в зоны ОМЯ.

Меры по обеспечению безопасного СВЖ.

Меры по обеспечению безопасного СВЖ достигаются строгим соблюдением правил полетов, выдерживанием интервалов вертикального, продольного, бокового эшелонирования, а также контролем за полетом с земли с помощью наземных радиотехнических средств, а также с помощью расчета безопасной высоты полета по давлению 760 мм.рт.ст. и остальных безопасных высот полета.

Потеря ориентировки, ее причины и меры предотвращения. Действия экипажа при потере ориентировки, восстановление ориентировки.

Для достижения безопасности СВЖ экипаж обязан в течении всего полета сохранять ориентировку, т.е. знать местонахождение ВС. Современные средства СВЖ обеспечивают сохранение ориентировки при полетах как днем, так и ночью. Однако практика показывает, что еще встречаются случаи потери ориентировки. Это вызывает необходимость изучения ее причин и действия экипажа при этом. Ориентировка считается потерянной, когда экипаж не знает своего местонахождения и не может определить направления полета к пункту назначения

Ориентировка может быть потеряна полностью или временно. Ориентировка считается полностью потерянной если экипаж по этой причине произвел вынужденную посадку вне аэродрома назначения.

Ориентировка считается временно потерянной, если самолет после потери ориентировки был выведен экипажем самостоятельно или при помощи наземных навигационных средств на заданный маршрут с последующей посадкой на аэродром назначения.

При видимости земной поверхности факт потери ориентировки устанавливается невозможностью опознавания пролетаемой местности при сличении ее с картой и отсутствием ориентиров, ожидаемых по расчету времени. При полете вне видимости земной поверхности факт потери ориентировки устанавливается по невозможности даже приближенно указать направление дальнейшего полета.

Каждый случай потери ориентировки тщательно расследуется, анализируется и разбирается с командным и летным составом.

По результатам расследования принимаются меры к предотвращению подобных случаев в дальнейшем. Виновные в потере ориентировки по причинам халатности, недисциплинированности, нарушения правил и порядка СВЖ привлекаются к ответственности.

Причины. Чтобы предупредить случаи потери ориентировки, необходимо хорошо знать причины, приводящие к ее потере.

Основными причинами потери ориентировки являются:

- недоученность летного состава в теории и практике СВЖ;
- плохая подготовка к полету (слабое знание маршрута, неправильная или небрежная подготовка карт, ошибочный или неполный расчет полета, плохая подготовка навигационного оборудования ВС);
- неисправность или полный отказ навигационного оборудования в полете;
- нарушение в полете основных правил СВЖ по причине халатности и недисциплинированности экипажа (полет без учета курсов и времени, без контроля и своевременного исправления пути, произвольное, без надобности, изменение режима полета, допущение грубых ошибок при определении фактических элементов полета);
- переоценка одних средств СВЖ и пренебрежение другими, т.е. неиспользования дублирующих средств СВЖ;
- неподготовленность экипажа к полету в неожиданно усложнившихся условиях (неожиданное ухудшение погоды, вынужденный полет в сумерках или ночью, попадание в район магнитной аномалии);
- плохая организация и управление полетами;
- слабый контроль готовности экипажа к полету и недостаточное внимание в послеполетном разборе к выявлению ошибок в навигационной работе экипажа, которые могут привести к потере ориентировки в последующих полетах.

Меры предотвращения случаев потери ориентировки.

Для предотвращения случаев потери ориентировки необходимо:

- постоянно совершенствовать теоретическую и практическую подготовку;
- тщательно и всесторонне готовиться к каждому полету, обращая внимание на правильность подготовки карт, навигационных расчетов и выбор РТС для обеспечения выполнения полета;
- тщательно изучить воздушные трассы, правила и режимы полетов на них;
- грамотно и в комплексе использовать все технические средства СВЖ в полете;
- уметь правильно анализировать метеообстановку и заблаговременно определять в полете приближение самолета к опасным и усложняющим полет явлениям;
- осуществлять всесторонний и полный контроль готовности экипажа к полету;
- не допускать нарушения правил СВЖ, халатности и недисциплинированности.

Действия экипажа ВС в случае потери ориентировки.

В случае потери ориентировки экипаж, не допуская растерянности, необдуманного решения полета с произвольными курсами и на повышенной скорости обязан:

- включить сигнал бедствия аппаратуры опознавания;
- немедленно доложить службе движения о потере ориентировки, остатке топлива и условиях полета, применив сигнал срочности. В телеграфном режиме сигнал срочности передается кодовыми выражениями «ББЬ», а в нетелефонном режиме этот сигнал передается словом «ПАН»;
- не допуская паники, оценить обстановку и в зависимости от условий полета принять решение о восстановлении ориентировки всеми доступными способами, предусмотренными ШНС и специальными указаниями, разработанными для данной воздушной линии;
- набрать высоту для данного радиуса действия РТС, средств связи и улучшения обзора местности;
- В случае потери ориентировки вблизи государственной границы во избежание ее нарушения взять курс, перпендикулярный границе, на свою территорию и только после этого приступить к ее восстановлению.

Способы восстановления ориентировки.

Восстановление ориентировки экипаж обязан начинать с определения района местонахождения самолета. Для этой цели прежде всего следует использовать автоматические навигационные устройства. При возможности следует запросить место самолета у службы движения. Если этого сделать

нельзя, то необходимо проверить расчетные данные и по запросам в ШБЖ определить место ВС на карте прокладкой пути.

Основными способами восстановления ориентировки в зависимости от навигационной обстановки полета являются:

- Прокладка по карте взаимно пересекающихся линий положения самолета, рассчитанных при помощи имеющихся в распоряжении экипажа РТС самолетовождения;

- Выход на радионавигационную точку;
- Использования пеленгования, полученных от радиолокаторов, пеленгаторных баз, радиопеленгаторов;
- • Выход на характерный линейный и крупный площадный ориентир

При восстановлении ориентировки ночью при видимости Земли применяется также выход на световой ориентир или на светомаяк, опознаваемый по характеру его работы. В светлую лунную ночь восстановление ориентировки может осуществляться выходом на характерный линейный и световой ориентир.

Обязанности экипажа в случае, если ориентировку восстановить невозможно.

В этом случае командир корабля обязан:

- принять необходимые меры для посадки на ближайшем встретившемся аэродроме или на пригодной для этого площадке, не дожидаясь полного расхода топлива и имея в виду, имеющееся в баках запаса топлива хватило на тщательный осмотр места посадки, а также на случай ухода на второй круг.
- В ночном полете, если позволяет запас топлива, продержаться в воздухе до рассвета, а если такой возможности нет, произвести посадку на аэродроме или на выбранной с воздуха площадке, используя парашютные или сигнальные осветительные ракеты.

Предотвращение случаев попаданий самолетов в районы с опасными для полетов метеоявлениями.

Для предотвращения случаев попадания в районы с опасными для полетов метеоявлениями необходимо:

- перед полетом тщательно изучить метеобстановку по трассе и прилегающим к ней районам;
- наметить порядок обхода опасных условий погоды;
- наблюдать в полете за изменением погоды, особенно за развитием явлений, опасных для полетов;
- периодически получать по радио сведения о состоянии погоды по трассе, в пункте назначения и на запасных аэродромах;
- при встрече с опасными для полета метеоявлениями немедленно докладывать об этом службе движения и, если нет возможности обойти их, необходимо вывести самолет из опасного для

полета района и возвратиться на аэродром вылета или произвести посадку на ближайшем запасном аэродроме;

- все изменения навигационного полета, связанные с опасными условиями погоды, подробно записывать в ШБХ, отличая в нем время, курс, высоту и скорость полета.

Особенности самолетовождения в зоне грозовой деятельности.

Грозы являются опасными явлениями погоды для авиации. Опасность полетов в условиях грозовой деятельности связана с турбулентностью воздуха и возможностью попадания молнии в самолет, что может вызвать его повреждение, поражение экипажа и вывод из строя оборудования. Наиболее опасными являются фронтальные грозы, которые охватывают большие пространства и перемещаются с большой скоростью. Внутримассовые грозы занимают меньше пространства и их легче обходить. Самолетовождение в зоне грозовой деятельности характеризуется следующими условиями:

- возможность удара молнии в самолет, что может вызвать опасную ситуацию;

- сильной болтанкой, вызываемой большой турбулентностью воздуха, затрудняющей управление самолетом и выдерживание заданного режима полета. Вертикальные потоки воздуха иногда достигают 20-25 м/сек. Броски самолета в зоне грозовой деятельности подчас превышают несколько сот метров и могут вызвать разрушающие перегрузки и привести к потере управляемости и срывам.

- Уменьшением точности определения навигационных элементов ввиду наличия интенсивной турбулентности воздуха.

Ограниченной возможностью использования средств радиосвязи и радиоконюаса для самолетовождения, так как во избежании удара самолета молнией при полете в зоне грозовой деятельности необходимо включать средства радиосвязи. Радиоконюас из-за наличия электрических разрядов дает показания с большими отклонениями.

Особенности выполнения полета в условиях грозовой деятельности.

Грозвая деятельность в полете обнаруживается визуально или с помощью бортового радиолокатора. В ночное она видна за несколько десятков километров по зарницам. В дневном полете при отсутствии сплошного покрова других облаков грозвая деятельность наблюдается с расстоянии 100-200 км. В виде сплошной стены облаков у горизонта с более темными полосами выпадающих осадков и по сверканию молний.

При полете в облаках о приближении самолета к району грозвой деятельности можно судить по усиливающемуся треску в наушниках, а о непосредственной близости к грозвым очагам – по резким вздрагиваниям самолета. Выполнение полета в зоне грозвой деятельности имеет некоторые особенности, поэтому необходимо:

- записать в штурманский бортовой журнал время встречи самолета с грозowymi облаками и немедленно сообщить об этом диспетчеру РДС и в дальнейшем все действия согласовывать с диспетчерской службой, руководящим полетом;

- непрерывно вести наблюдения по бортовому радиолокатору, а при его отсутствии визуально за очагами грозовой деятельности и не допускать попадания в них самолета;

- при необходимости выключить радиосредства;

- записывать в бортовом журнале всякое изменение высоты и направления полета;

- непрерывно вести прокладку пути на карте и возможно чаще определять место самолета.

При подходе к зоне грозовой деятельности командир корабля оценивает возможность пролета через эту зону и докладывает об условиях полета диспетчеру. Если невозможно выполнить безопасный пролет через зону грозовой деятельности, то командир корабля, учитывая обстановку, намечает порядок обхода очагов грозовой деятельности, а при невозможности обхода принимает решение о полете на запасной аэродром.

При обходе гроз необходимо руководствоваться следующими правилами:

- на самолетах, не имеющих радиолокаторов, мощно-кучевые, кучево-дождевые облака, а также облака, примыкающие к грозowym очагам, разрешаются обходить только визуально, на расстоянии не более 10 км. Если такой обход на заданной высоте невозможен, разрешается пролет над облаками в равнинной или холмистой местности только днем визуально без входа в зону ливневых осадков. Высота полета над местностью и высота нижней кромки облаков над самолетом при этом должна быть не менее 20 км.

- Обход грозowych очагов, как правило должен выполняться в направлении понижения рельефа местности.

- Пролет зоны грозowych и ливневых очагов под облаками на малых высотах в горной местности и ночью запрещается;

- На самолетах, имеющих бортовой радиолокатор, разрешается обходить видимые на индикаторе грозowe и ливневые очаги как визуально, так и по приборам на заданной высоте при удалении от них не менее 10 км.

- Пересечении фронтальной облачности разрешается только в том месте, где расстояние между отдельными грозowymi очагами, изображается на экране радиолокатора, составляет не менее 50 км.;

- Если обойти грозowe и ливневые очаги на заданной высоте невозможно, разрешается по согласованию с диспетчером полет с превышением не менее 500 м над верхней границей облаков.

Предотвращение столкновений ВС с наземными препятствиями.

Для предотвращения столкновений с наземными препятствиями необходимо выдерживать в полете высоту не менее безопасной. Безопасной высотой называется высота полета, гарантирующая ВС от столкновений с земной поверхностью или препятствиями, расположенными на ней. Для исключения столкновений ВС с наземными препятствиями в наставлении по производству полетов в ГА установлены истинные высоты для полетов по ППП, ПВП, и особым ПВП в зависимости от рельефа местности и высоты искусственных препятствий на ней с учетом скорости ВС, допусков в точности пилотирования и СВЖ, погрешностей высотомеров, возможных вертикальных отклонений от траектории полета в турбулентной атмосфере.

В полете устанавливается безопасная истинная высота, которая контролируется по барометрическому высотомеру, поэтому при подготовке к полету экипаж обязан рассчитать безопасную высоту и выдерживать ее.

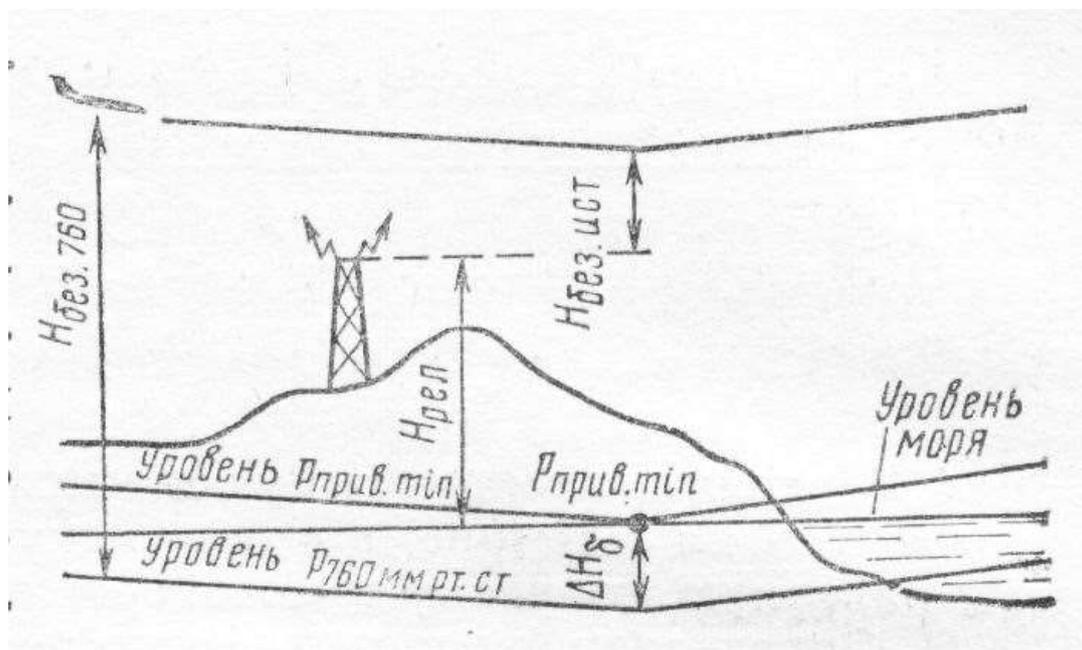
Безопасная высота полета и их расчет.

Одним из основных требований безопасности СВЖ является предотвращение столкновений ВС с наземными препятствиями. Основным способом решения этой задачи в настоящее время является расчет и выдерживание в полете безопасной высоты по барометрическому высотомеру.

Расчет безопасной высоты полета по давлению 760 мм.рт.ст.

Безопасная высота по давлению 760 мм.рт.ст. рассчитывается при полете на эшелоне, когда шкалы давлений барометрических высотомеров установлены на отсчет, равный 760 мм.рт.ст. Такой расчет производится по минимальной истинной безопасной высоте, абсолютной высоте наивысшей точки рельефа с учетом искусственных препятствий на данном участке трассы минимальному атмосферному давлению и температуре воздуха. Безопасная барометрическая высота по давлению 760 мм.рт.ст. рассчитывается по формуле:

$H_{\text{без.}} = H_{\text{без.ист.}} + H_p - \Delta H_c + (760 - P_{\text{прив.мин}}) 11$, где $H_{\text{без.ист.}}$ - установленное значение минимальной истинной безопасной высоты для полетов по ППП; H_p - абсолютная высота наивысшей точки рельефа



местности с учетом высоты искусственных препятствий; $P_{\text{прив. мин.}}$ – минимальное атмосферное давление по маршруту, приведенное к уровню моря; ΔH_t – методическая температурная поправка высотомера; 11 барометрическая ступень в метрах у земли.

рис. 11.

Контрольные вопросы:

1. Что означает безопасное самолетовождение?
2. Как достигаются меры по обеспечению безопасного СВЖ?
3. При каких условиях ориентировка считается потерянной?
4. Назовите причины и меры по предотвращению потери ориентировки?
5. Меры по предотвращению случаев попаданий самолетов в районы с ОМЯ?
6. Как предотвращают столкновения ВС с наземными препятствиями?

Ключевые слова:

интервал, эшелонирование, безопасная высота полета, потеря ориентировки, радионавигационная точка, площадной ориентир, район с ОМЯ, зона грозовой деятельности, наземные препятствия, фронтальные грозы, болтанка.

Лекция №7.

Применение курсовых систем.

План:

1. Применение курсовых систем.
2. Классификация курсовых приборов, ортодромические и локсодромические способы воздушной навигации.
3. Методика к выполнению полетов по ортодромической линии заданного пути при помощи гирокомпаса.
4. Определение путевых углов и курсов.
5. Преимущество ортодромического способа самолетовождения.

1. Применение курсовых систем.

Высокая точность самолетовождения с помощью курсовых систем может быть достигнута только при полной реализации ее

возможностей. Курсовая система в отличие от других систем самолетовождения требует особого внимания при работе с ней и выполнения в ходе полета многих действий: выставка курсовой системы по опорному меридиану перед вылетом; периодическая проверка правильности ортодромического курса; коррекция показаний курсовой системы; определение собственного ухода гироскопа; переход на отсчет ортодромического курса по новому опорному меридиану; переход к измерению ортодромического курса относительного магнитного меридиана аэродрома посадки.

2. Классификация курсовых приборов, ортодромические и локсодромические способы воздушной навигации.

Курсовые приборы представляют собой устройство, объединяющее магнитные, гироскопические и астрономические средства определения курса. Оно предназначено для определения и указания магнитного, истинного и ортодромического курса и углов разворота, а также для выдачи сигналов курса в автопилот и другие потребители.

На полетных картах, составленной в конической, поликонической и поперечно-цилиндрической проекциях, в следствии малого искажения в масштабе ортодромия практически принимается за прямую линию. Если применять полетные карты цилиндрической проекции, то необходимо вычислить координаты промежуточных точек ортодромического пути, нанести их на карту, а затем соединяя прямыми линиями, получить локсодромические участки по общему ортодромическому пути.

Локсодромия представляет собой кривую линию на земной поверхности, пересекающую меридианы под одинаковыми углами. В настоящее время полеты по локсодромии не производятся, так как она является невыгодным расстоянием между двумя точками.

3. Методика к выполнению полетов по ортодромической линии заданного пути при помощи гирокомпаса.

На многих самолетах установлены гирополукомпасы ГПК-52 и гироиндукционный компас ГИК-1. Совместное использование этих курсовых приборов позволяет выполнять полеты по ортодромической линии пути. Для этого необходимо:

- определить для каждого участка маршрута $OЗПМУ_{нач.}$ и записать их на карты вдоль ЛЗП справа по полету;
- рассчитать через $1-2^{\circ}$ долготы условное магнитное склонение и нанести на карту в кружках справа от ЛЗП на некотором удалении от нее;
- установить на ПУГПК среднюю широту первого участка маршрута;

- перед взлетом за 1-2 мин. до вылета установить ГПКОМК, равный МК и ГИК в данный момент.
- Значительная часть нарушений режима полета и потерь ориентировки происходит из-за неграмотного использования курсовых приборов и нарушений правил самолетовождения.

4. Определение путевых углов и курсов.

Для выполнения полета в заданном направлении экипажу необходимо знать путевой угол и курс. Надежность и точность измерения курса с помощью магнитных астрономических и гироскопических компасов зависят от структуры магнитного поля Земли, условий видимости небесных светил и продолжительности полета. Каждый из курсовых приборов имеет особую ориентацию указываемого направления. Значения путевого угла сами по себе ни о чем не говорят, нужно знать относительно какого направления на Земле они измерены.

Принято путевой угол и курс приводить к той системе координат, в которой осуществляется самолетовождение. Основные навигационные системы координат – географическая, ортодромическая.

Путевые углы так же как и курсы могут измеряться от магнитного, истинного опорного меридианов и направления главной ортодромии. Зависимость между путевыми углами полностью соответствует рассмотренной зависимости между курсами.

5. Преимущества ортодромического способа самолетовождения.

Для определения и выдерживания курса используют магнитные компасы, с помощью которых курс измеряют относительно меридиана места самолета. Ортодромия представляет собой дугу большого круга, проходящую через две заданные точки на поверхности земного шара. На полетных картах на расстоянии 1000-1200 км. Ортодромия совпадает с прямой.

Однако полеты по самолетов по маршруту могут выполняться по локсодромии. Выбор способа самолетовождения зависит от оборудования самолета курсовыми приборами.

При использовании магнитного компаса полет по маршруту можно выполнять только по локсодромии. В этом случае по магнитному компасу выдерживают постоянный курс следования, рассчитанный для МПУ, измеренного относительно среднего меридиана.

На средних широтах при длине участка маршрута 200-5000 км. Максимальное отклонение локсодромии от ортодромии не превышает 2-3 км (см. рис).

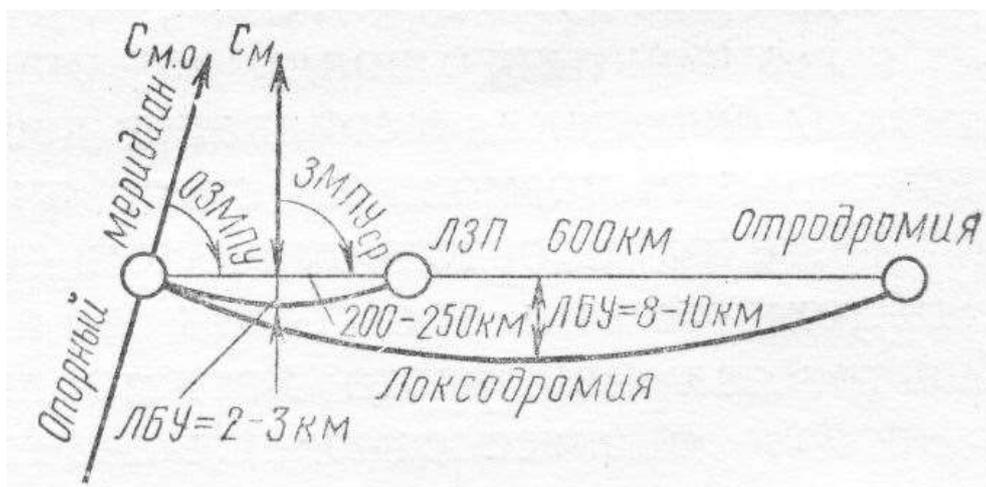


рис. 12

При существующих допусках в точности самолетовождения такие отклонения допустимы.

По длине участка 600 км. Максимальное отклонение самолета от ортодромической линии достигает 8-10 км, т.е. выходит за пределы точности самолетовождения. Чтобы уменьшить отклонение, приходится участки маршрута большой протяженности делить на ряд участков с таким расчетом, чтобы средний МПУ отличался от МПУ на концах участка не более чем на 1-2°.

При полетах по таким участкам на самолетах с ТТД приходится менять значение МПУ через 10-15 м. как по причине схождения меридианов, так и в следствии изменения магнитного склонения, что создает трудности. Кроме того даже при таком дроблении участков маршрутов линии фактического пути из-за прогиба локсодромии отклоняется от ортодромического пути, проложенного на карте, на расстоянии до 3 км., что усложняет контроль пути по пеленгам наземных РТС, расположенных в поворотных пунктах. Это объясняется тем, что принцип РТС самолетовождения основывается на свойстве распространения радиоволн по ортодромии.

Контрольные вопросы:

1. При каком условии может быть достигнута высокая точность СВЖ?
2. Для чего предназначены курсовые приборы?
3. Что представляет собой локсодромия?
4. Каковы преимущества ортодромического способа СВЖ?
5. Что необходимо выполнить для выполнения полета по ортодромической линии пути при помощи курсовых приборов?

Ключевые слова:

курсовая система, гироскопические приборы, астрономические приборы, ортодромия, локсодромия, гирополукомпас, гироиндукционный компас, магнитное склонение, путевой угол, курс.

Лекция № 8. Визуальная ориентировка.

План:

1. Визуальная ориентировка и условия её ведения. Виды ориентиров.
2. Факторы, влияющие на условия ведения визуальной в полете.
3. Порядок и правила ведения визуальной ориентировки.
4. Способы определения навигационных элементов полета на контрольном этапе и базисным способом.

Одним из основных правил СВЖ является непосредственное сохранение ориентировки в течении всего полета. Сохранять ориентировку – это значит в любое время полета знать место самолета. Местом самолета называется проекция положения самолета в данный момент времени на земную поверхность. Ориентировка может осуществляться визуально и при помощи технических средств СВЖ.

Визуальной ориентировкой называется определение места самолета по опознанным ориентирам путем сличения карты с наблюдаемой местностью. Она применяется при видимости земной поверхности и наличии на местности в районе полетов наземных ориентиров. В каждом полете с помощью визуальной ориентировки и других средств СВЖ, используемых в комплексе, осуществляются контроль пути, определение навигационных элементов полета и вывод самолетов в назначенное место.

Визуальная ориентировка ведется по земным ориентирам. Ориентирами называются все объекты на земной поверхности или отдельные ее характерные участки, выделяющиеся на общем ландшафте местности, изображенные на карте и видимые с самолета.

Ориентиры подразделяются на линейные, площадные, точечные.

Линейными называются ориентиры, которые при относительно незначительной ширине имеют большую протяженность. Такими ориентирами являются реки, дороги, каналы, берега морей, горные хребты.

Площадными называются ориентиры, которые занимают относительно большую площадь и выделяются на фоне местности своими контурами. Обычно это крупные населенные пункты, железнодорожные узлы, озера, леса.

Точечными ориентирами являются перекрестки дорог, моты, мелкие населенные пункты, небольшие железнодорожные станции. К ним относятся также светотехнические средства (светомаяки, прожекторы, дымовые шашки и др.).

На ведение визуальной ориентировки оказывают влияние:

1. Характер пролетаемой местности.

В районах, насыщенных крупными и характерными ориентирами вести ориентировку легче, чем в районах с однообразными ориентирами.

2. Время года и суток. Лучшие условия для ведения визуальной ориентировки бывают летом, когда все ориентиры наблюдаются в неискаженном виде. В зимнее время такие ориентиры трудно различимы. Весной и осенью снеговые ландшафты затрудняют ориентировку, происходит разлив рек и озер, в следствии чего искажается их конфигурация. Большая влажность воздуха делает его менее прозрачным и дальность видимости сокращается.

Лучше всего вести визуальную ориентировку в ясный солнечный день. В сумерки и ночью видимость ориентировки ухудшается.

3. Метеорологические условия. Дождь, снег, пыльная буря, дымка сильно ухудшают видимость ориентиров и затрудняют ведение визуальной ориентировки.

4. Высота полета. Для крупных ориентиров с подъемом на высоту ориентировка (дальность) увеличивается. При полетах на малых высотах условия ведения визуальной ориентировки также ухудшаются в следствии малой площади обзора и малого времени для опознавания ориентиров из-за большой угловой скорости перемещения местности относительно самолета.

5. Скорость полета. С увеличением скорости полета время на отыскание и опознавание ориентиров резко уменьшается.

6. Обзор с самолета. При ведении ориентировки следует соблюдать следующие правила:

а) Перед сличением карты с местностью ориентировать ее по странам света, чтобы расположение ориентиров на карте было подобным расположению ориентиров на местности.

б) Сочетать ориентировку с прокладкой пути, чтобы создать благоприятные условия для сличения карты с местностью в районе предполагаемого местонахождения самолета.

в) Ожидать появления ориентиров в пределах видимости, и.е. знать какой ориентир и с какого направления должен появиться. Соблюдая это правило штурман будет иметь больше времени на распознавание появившегося в поле зрения ориентира.

г) Вначале нужно распознать крупные наиболее характерные ориентиры, а затем переходить к опознаванию более мелких ориентиров, расположенных вблизи линии пути самолета или под самолетом.

д) Ориентиры надо опознавать не по одному, а по нескольким отличительным признакам, чтобы не принять один ориентир вместо другого.

Курсом самолета называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через самолет и продольной осью самолета. Курс отчитывается в горизонтальной плоскости от северного направления меридиана до продольной оси самолета по ходу часовой стрелки от 0° до 360° .

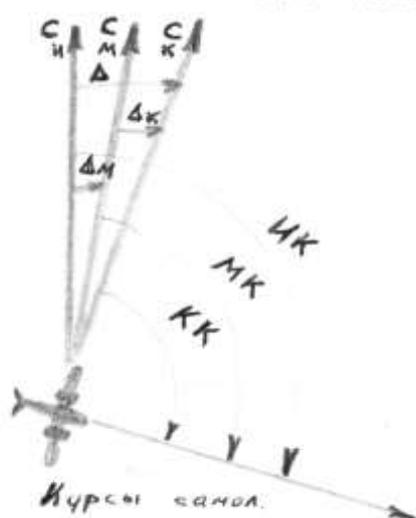
Курс самолета может быть истинным, магнитным и компасным в зависимости от меридиана, от которого он отсчитывается.

Истинным курсом (ИК) называется угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через самолет и продольной осью самолета.

Магнитным курсом (МК) называется угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета.

Компасным курсом (КК) называется угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета.

Курс самолета определяется и выдерживается с помощью магнитного или астрономического компаса. Магнитный компас позволяет определить направления от компасного и магнитного меридианов.



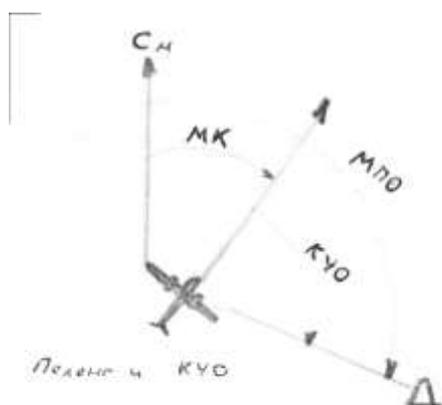
ΔM – магнитное склонение;
 ΔK – девиация компаса;
 Δ – вариация.

Заданным путевым углом может быть истинный и магнитный в зависимости от меридиана, от которого он отсчитывается.

ЗМПУ называется угол, заключенный между C_M и линией заданного пути (ЛЗП). Отсчитывается от C_M и ЛЗП по часовой стрелке от 0° до 360°

$$\text{ЗМПУ} = \text{ЗИПУ} - (\pm \Delta_M)$$

Магнитным пеленгом ориентира (МПО) называется угол, заключенный между C_M и направлением на ориентир. Отсчитывается от C_M к направлению на ориентир по часовой стрелке от 0° до 360° . Курсовым углом ориентира (КУО) называется угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением на ориентир. Отсчитывается по часовой стрелке от 0° до 360° . МПО можно определить при помощи девиационного пеленгатора.



Высотой полета H - называется расстояние по вертикали от самолета до уровня, принятого за начало отсчета. Высота измеряется в метрах. Знание высоты полета необходимо экипажу для выдерживания заданного профиля полета и предотвращения столкновения самолета с земной поверхностью и искусственными препятствиями, а также для решения некоторых навигационных задач.

В самолетовождении в зависимости от уровня начала отсчета различают следующие высоты полета: истинную, абсолютную и барометрическую.

Истинной высотой $H_{ист}$ называется высота полета, измеряемая относительно пролетаемой местности. В горизонтальном полете истинная высота измеряется относительно рельефа местности.

Абсолютной высотой $H_{абс}$ называется высота полета относительно уровня Балтийского моря.

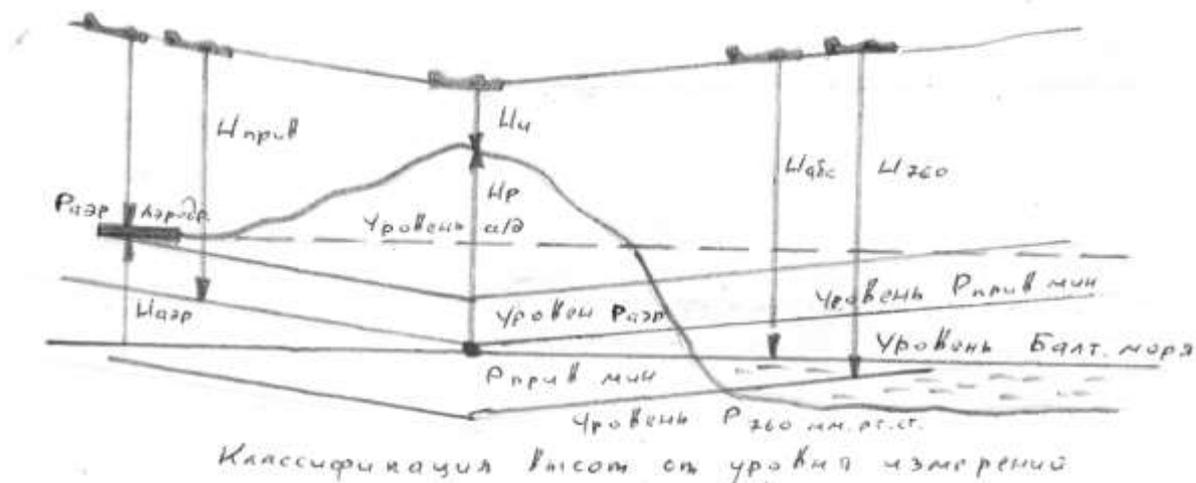
Барометрической высотой H_b называется высота полета, измеряемая относительно изобарической поверхности атмосферного давления, установленного на шкале барометрического высотомера.

Барометрическая высота может быть:

1. Относительной H_o , если она измеряется относительно давления аэродрома вылета или посадки (используется при полетах ниже нижнего эшелона в зоне взлета и посадки).

2. Приведенной $H_{прив}$, если она измеряется относительно минимального давления участка трассы, которое приведено к уровню моря (используется при визуальных полетах по маршруту ниже нижнего эшелона).

3. Условно барометрической H_{760} , если она измеряется относительно условного уровня давления 760 мм.рт.ст. (используется для выдерживания заданных эшелонов при полетах по трассам и в зоне ожидания).



Основными способами измерения высоты полета является барометрический и радиотехнический.

Барометрический способ - измерения высоты основан на принципе измерения высотного давления, закономерно изменяющегося с высотой. Барометрический высотомер представляет собой обыкновенный барометр, у которого вместо шкалы давлений поставлена шкала высот. Такой высотомер

определяет высоту полета косвенным путем, измеряя атмосферное давление, которое изменяется с высотой по определенному закону.

Радиотехнический способ - измерения высоты основан на использовании закономерностей распространения радиоволн. Радиоволны распространяются с постоянной скоростью и отражаются от различных поверхностей. Используя эти свойства можно определить высоту полета самолета.

Различают воздушную и путевую скорости самолета, измеряются они в км/час.

Воздушной скоростью V называется скорость самолета относительно воздушной среды, эту скорость самолет приобретает под действием тяги двигателей. Воздушная скорость зависит от аэродинамических качеств самолета, его полетного веса и плотности воздуха. Ветер не оказывает влияние на его величину и направление, которое при симметричной тяге двигателей совпадает с продольной осью самолета. Воздушная скорость измеряется указателем воздушной скорости.

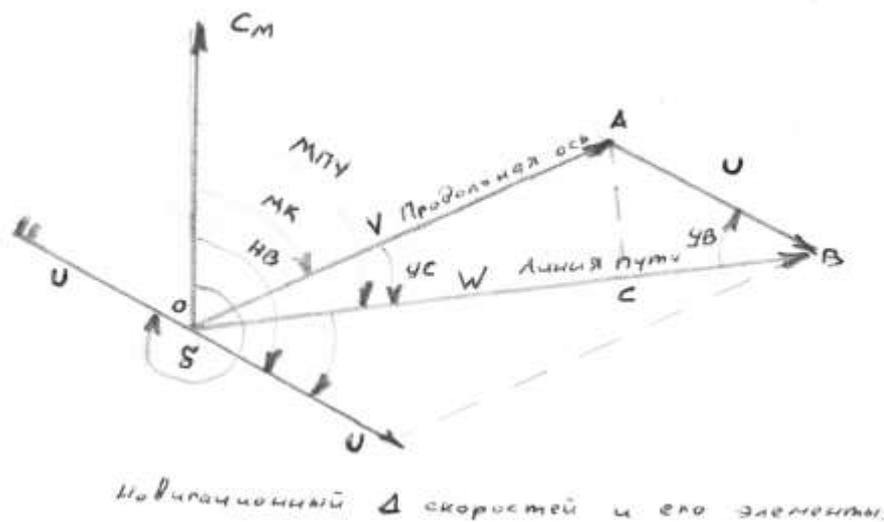
Путевой скоростью V называется скорость самолета относительно земной поверхности. На ее величину влияет ветер, который уменьшает или увеличивает скорость ВС относительно земной поверхности. Путевую скорость самолета рассчитывают или измеряют с помощью специальных приборов.

При полете с боковым ветром векторы воздушной путевой скорости и скорости ветра образуют навигационный треугольник скоростей, каждый вектор характеризуется направлением и величиной.

Вектором воздушной скорости - называется направление с скоростью движения самолета относительно воздушных масс. Его направление определяется курсом самолета, а величина - значением воздушной скорости.

Вектором путевой скорости - называется направление с скоростью движения самолета относительно земной поверхности. Его направление определяется путевым углом, а величина - значением путевой скорости.

Вектором ветра называется направление и скорость движения воздушной массы относительно земной поверхности. Его направление определяется направлением ветра, а величина - значением скорости.



- МК- магнитный курс самолета;
- V – воздушная скорость;
- МПУ- магнитный путевой угол;
- W –путевая скорость;
- НВ- навигационное направление ветра;
- U – скорость ветра;
- УС- угол сноса;
- УВ – угол ветра.

Фактическим магнитным углом называется угол, заключенный между C_m и линией фактического пути. Отсчитывается от C_m до ЛФП по ходу часовой стрелки от 0° до 360° .

Углом сноса называется угол, заключенный между продольной осью самолета и линией пути. Отсчитывается от линии пути вправо со знаком «+» и влево со знаком «-».

Углом ветра называется угол между линией пути и направлением навигационного ветра. Отсчитывается от линии пути до направления ветра по ходу часовой стрелки от 0° до 360° .

Контрольные вопросы:

1. Что называется визуальной ориентировкой ?
2. Какие факторы влияют на ведение визуальной ориентировки ?
3. Какие правила следует соблюдать при ведении визуальной ориентировки ?
4. Что называется магнитным пеленгом ориентира ?
5. Что называется курсовым углом ориентира ?

Ключевые слова:

Ориентир, линейный ориентир, площадный ориентир, точечный ориентир, истинный курс, магнитный курс, компасный курс, МПО, КУО, высота полета, вектор воздушной скорости, вектор путевой скорости

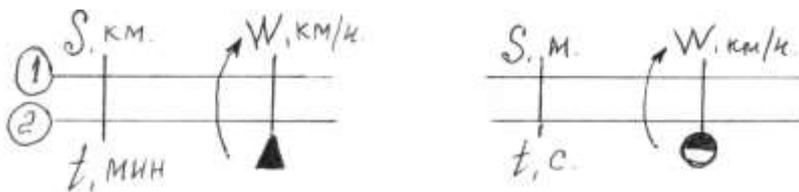
Лекция №9

Применение доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса. Навигационные характеристики ДИСС, принцип измерения путевой скорости, угла сноса с помощью ДИСС. Курсо-доплеровское измерение координат ВС, курсо-доплеровский навигационный комплекс.

План:

1. Общие понятия о навигационных элементах полета.
2. Принцип работы ДИСС.
3. Погрешности измерения путевой скорости и угла сноса.
4. Курсо-доплеровское счисление координат ВС.
5. Курсо-доплеровские навигационные комплексы.

Путевая скорость (W) – это скорость воздушного судна (ВС) относительно земной поверхности. Она зависит от воздушной скорости, скорости и направления ветра. Ее можно рассчитать или измерить с помощью технических средств самолетовождения. Путевая скорость измеряется в километрах в час (км/час). Путевую скорость по пройденному расстоянию и времени полета находят по формуле $W = S/t$. Решение ее на НЛ-10.



Углом сноса называется угол, заключенный между продольной осью ВС и линией пути. Отсчитывают его от продольной оси ВС до линии пути вправо со знаком плюс и влево со знаком минус. Может быть расчетным и фактическим. Расчетный рассчитывается от ЛЗП, а фактический до ЛФП.

Навигационные элементы полета – путевая скорость и угол сноса в зависимости от располагаемых средств самолетовождения на борту ВС измеряются автоматически непрерывно или дискретно экипажем. Автоматические средства самолетовождения- инерциальные навигационные системы и доплеровские измерители позволяют непрерывно в течении всего полета измерять путевую скорость и угол сноса. Эти средства являются полностью автономными, так как не требуют дополнительного наземного оборудования. При использовании инерциальных навигационных систем путевая скорость и угол сноса вырабатываются автоматически и выдаются на индикаторы обычно по мере необходимости.

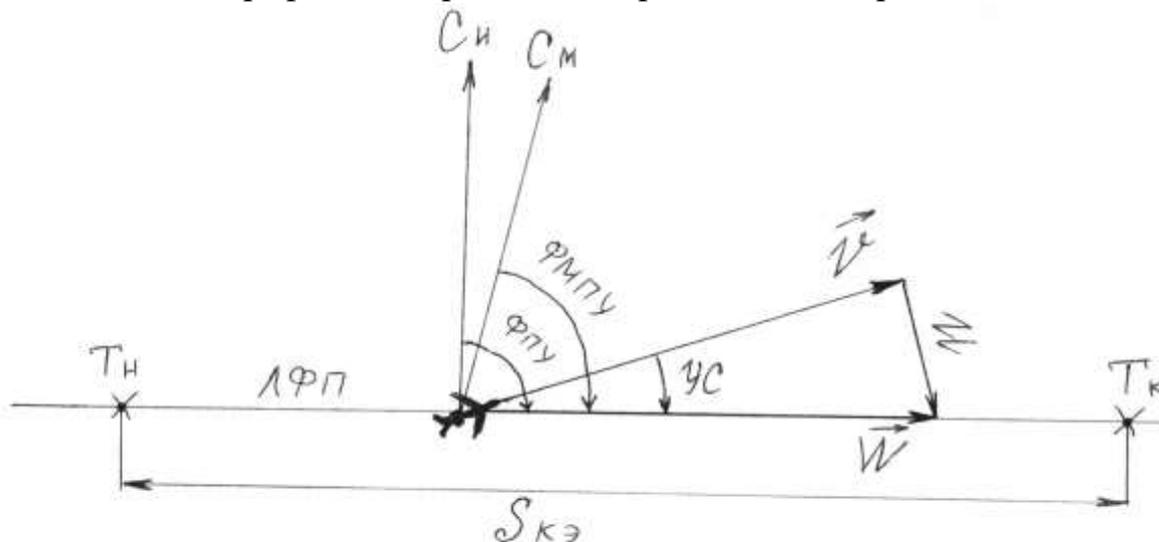
Измерение путевой скорости и угла сноса доплеровским измерителем (ДИСС) основано на замере разности частот радиосигналов, излученных радиопередатчиком ДИСС и принятых обратно после отражения их от земной или водной поверхности. Условия отражения радиоволн от земной или водной поверхности оказывают влияние на точность измерения. Для устранения ошибки путевой скорости из-за морского эффекта в ДИСС вводится калибровочная поправка, соответствующая среднему состоянию водной поверхности. Более совершенные ДИСС имеют специальную схему автоматического учета отражающих свойств поверхности.

При изменении режима полета, при наборе высоты и снижении, разгоне и торможении, а также при изменении полетной массы ВС изменяется и угол тангажа. У ДИСС с нестабилизированными антеннами это приводит к изменению наклона диаграммы излучения в вертикальной плоскости и к завышению показаний путевой скорости. Повышение точности измерения путевой скорости по этой причине достигается двумя путями. Наиболее простой из них заключается в переводе ДИСС в режим «ПАМЯТЬ», если продольный крен ВС приводит к возникновению ошибок, превышающих допустимые. Другое направление реализуется в тех ДИСС, расчет путевой скорости у которых выполняется не самим прибором, а бортовой ЦВМ. В этом случае аналитически рассчитать и учесть поправки. При продолжительных поперечных кренах, например при развороте ВС, ДИСС переходит при развороте ВС, ДИСС переходит в режим «ПАМЯТЬ».

Доплеровские измерители непрерывно измеряют угол сноса. Достигается это либо разворотом антенной системы ДИСС по направлению вектора W и отсчетом УС относительно продольной оси ВС, либо

аналитически, если антенна закреплена неподвижно, а на борту ВС имеется ЦВМ. При отсутствии на борту ВС ИНС или ДИСС путевая скорость, угол сноса и ФПУ могут определяться в полете экипажем дискретно по мере необходимости с помощью оптических и радиотехнических средств. В основе всех способов дискретного измерения НЭ лежит оценка перемещения ВС относительно земной поверхности.

На контрольном этапе для измерения W и $УС$ экипажу необходимо располагать зафиксированными на полетной карте точками фактических МС. По измеренному расстоянию $S_{кэ}$ между ними и времени полета рассчитывается путевая скорость $W = S_{кэ} : (T_k - T_n)$, где T_n, T_k - время пролета начала и конца КЭ. Точность измерения зависит от частных погрешностей определения МС, графической работе на карте и отсчета времени.



Доплеровский измеритель (ДИСС) непрерывно измеряет путевую скорость и угол сноса и выдает их значения на указатель и в автоматическое навигационное устройство, куда поступают также сигналы курса от курсовой системы ВС и истинная воздушная скорость от датчика воздушной скорости. По этим данным АНУ ведет автоматическое счисление пути. Измеритель ДИСС может работать в трех режимах: «Суша», «Море», «Память».

Режим «Суша» включается при полетах над земной поверхностью. Режим «Море» включается при полетах над водной поверхностью. Режим «Память» измеритель не производит измерения путевой скорости и угла сноса, а выдает потребителям запомненные значения этих величин. Измеритель ДИСС имеет систему встроенного контроля, которая обеспечивает контроль работоспособности измерителя при наземных проверках и в полете.

Индикация $УС$ осуществляется постоянно на индикаторе ДИСС, НПП штурмана, а также на приборах НПП пилотов при работе САУ в режимах «Курс» и «Навигация». Индикация путевой скорости осуществляется индикатором ДИСС штурмана. Отражение радиоволн от земной и водной

поверхности неодинаково. Над водной поверхностью коэффициент отражения радиоволн значительно меньше, чем над сушей. Поэтому при полете над морем ДИСС занижает измеренную путевую скорость по сравнению с действительной на 1-3,7%. В зависимости от волнения его поверхности. Эта погрешность носит систематический характер, поэтому ее можно уменьшить калибровкой ДИСС, работающего в режимах «Суша» и «Море». Калибровку ДИСС выполняют для средней степени волнения воды. Поэтому путевая скорость, измеренная доплеровским измерителем при полете над морем несколько отличается от фактической в следствии остаточной погрешности.



Указатель путевой скорости и угла сноса (см.рис.) предназначен для указания текущего значения путевой скорости и угла сноса. При курсо- доплеровском счислении координат используется информация о путевой скорости и угле сноса от ДИСС и курса полета от КС (курсовой системы), а также величина вручную вводимого угла карты (β_k), измеряемого от положительного направления начала отсчета путевого угла (и курса) до оси. Одновременно значения путевой скорости и угла сноса подаются в навигационный вычислитель, который осуществляет счисление пройденного самолетом пути по осям в ортодромической системе

координат. Навигационный вычислитель связан с курсовой системой и задатчиком угла карты. При установке на задатчике МУК= ОЗПМУ координатная ось совмещается с ЛЗП. Сигналы курса ВС, поступающие от курсовой системы , и сигналы угла сноса, поступающего от доплеровского измерителя, складываются и их сумма сравнивается с ОЗПМУ, установленным на задатчике угла карты. В основу работы навигационного вычислителя положено автоматическое определение углового бокового уклонения ВС, т.е. решение равенства:

$$БУ = (ОМК + УС) - ОЗПМУ$$

Если сумма курса и УС равна ОЗПМУ, то вектор путевой скорости ВС совмещен с координатной осью. Если это равенство не обеспечивается, то вектор W раскладывается навигационным вычислителем на две составляющие. Одна из них направлена по направлению ЛЗП, а другая – перпендикулярно ЛЗП. Суммирование углов и разложение путевой скорости на составляющие по осям происходит непрерывно электромеханическим способом. Полученные составляющие W интегрируются по времени специальными моторчиками, которые и выдают на счетчик координат текущие значения координат места ВС в виде пройденного пути по ортодромии и линейного бокового уклонения.

Контрольные вопросы :

1. Что является навигационными элементами полета ?
2. На чем основано измерение путевой скорости и угла сноса ?

3. В каких режимах может работать ДИСС ?
4. Для чего предназначен указатель путевой скорости ?
5. Как вводится угол карты?

Ключевые слова:

путевая скорость, угол сноса, ДИСС, калибровочная поправка, УПС

Лекция № 10.

Неавтономные системы навигации.

План:

1. Общая характеристика угломерных радионавигационных систем.
2. Принцип действия угломерных радионавигационных систем
3. Полеты по наземным радиомаякам VOR.
4. Применение аппаратуры VOR-ILS в полете.
5. Использование радиоконпасов при полетах на больших высотах и скоростях.

Угломерно- дальномерная система ближней навигации непрерывно подает на индикаторные приборы текущие полярные координаты самолета относительно наземного маяка системы.

Полярные координаты самолета:

азимут или истинный пеленг самолета (ИПС) – угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через точку установки наземного радиомаяка и направлением на самолет; азимут выдается с точностью до $0,25^{\circ}$;

дальность или расстояние от маяка до самолета – радиус орбиты, проведенный из точки установки маяка через МС: точность измерения дальности $\pm 200\text{М}$.

Система с высокой точностью решает следующие задачи:

- а) непрерывное указание экипажу азимута на самолете и дальности;
 - б) самолетовождение по заданному маршруту;
 - в) определение навигационных элементов в полете;
- вывод самолета любую заданную точку и сигнализация ее пролета; наземное наблюдение, опознавание, определение координат самолета и управление его движением.

Принцип действия. Азимут задается временным интервалом между начальным временем отсчета, одинаковым для всех самолетов, находящихся в зоне действия маяка и оборудованных соответствующим оборудованием, аппаратурой и моментом приема азимутального сигнала каждого из этих

самолетов. Наземный маяк системы включает в себя передающую азимутальную антенну с узконаправленной диаграммой излучения (в горизонтальной плоскости), вращающуюся со скоростью 100 об/ мин. и антенну опорных сигналов со всенаправляющей диаграммой излучения. Северный опорный сигнал передается этой антенной в момент прохождения азимутальной антенны нулевого азимута (северного направления истинного меридиана). Определение дальности осуществляется по принципу «запрос-ответ» путем измерения суммарного времени распространения запросного сигнала с самолета на землю и ответного сигнала с земли на самолет. Это время с достаточной точностью преобразуется в измеряемое расстояние, так что скорость распространения электромагнитной энергии постоянна. Наземный маяк системы имеет индикатор кругового обзора (ИКО) для получения на экране электронно- лучевой трубки отметок самолетов, совершающих полет в зоне действия маяка.

Система работает в диапазоне УКВ и поэтому ее рабочая область определяется высотой полета и нерабочей воронкой с радиусом, равным высоте полета, расположенной непосредственно над наземной станцией.

Полет в режиме «Азимут» может производиться в случае, если ЛЗП или ее продолжение проходит через точку установки наземного маяка системы (рис1). В этом режиме полет может осуществляться по двум вариантам: « от маяка» и «на маяк». В первом случае ИПС (азимут) все время должен сохраняться равным значению заданного истинного путевого угла ЗИПУ, во втором- $\text{ЗИПУ} \pm 180^\circ$. В обоих случаях значение ЗИПУ при помощи поворота шкалы курсов прибора КПП выставляются под неподвижным оранжевым индексом.

Во всех случаях полета отклонение вертикальной стрелки нуль-индикатора влево от центра шкалы свидетельствует об уходе самолета вправо от ЛЗП, а отклонение стрелки нуль- индикатора вправо сигнализирует о левом уклонении самолета от ЛЗП. Таким образом, центр шкалы прибора представляет собой самолет, а вертикальная стрелка- линию заданного пути.

Контроль пути по дальности обеспечивается наблюдением за текущей дальностью, сопоставлением ее с дальностью контрольных точек и по загоранию сигнальных ламп.

Путевую скорость в этом режиме определяют следующим образом:

При полете от маяка $W = (D_2 - D_1) / t$;

При полете на маяк $W = (D_1 - D_2) / t$.

Полет по наземным радиомаякам VOR.

Самолетная аппаратура VOR- ILS, SR- 32 или SR – 34|35 обеспечивает самолетовождение по наземным маякам VOR и выполнение захода на посадку по систем ILS. При работе в режиме VOR эта аппаратура позволяет решать следующие навигационные задачи: определять магнитный пеленг наземного радиомаяка VOR (магнитный пеленг всегда отсчитывается от меридиана места установки маяка) выполнять полет по заданному магнитному пеленгу

наземного радиомаяка; определять место самолета по магнитным пеленгам двух радиомаяков VOR; определять угол сноса в полета.

Дальность действия системы VOR (маяки мощностью 200 Вт.) находятся в пределах:

При $H = 300\text{м}$ ----- 60-90 км;

При $H = 1500\text{ м}$ -----130-170 км;

При $H = 6000\text{ м}$ -----250-320км;

При $H = 9000\text{м}$ ----- 330-370км.

Наибольшая дальность - при полетах над равнинной местностью и морем. Точность определения полетов радиомаяков VOR при помощи бортовой аппаратуры характеризуется, как правило, ошибкой 2-3°. При полетах в горных районах ошибки могут доходить до 5-6°.

При работе в режимах ILS бортовая аппаратура позволяет выполнять заход на посадку по сигналам курсового и глиссадного радиомаяков системы ILS при помощи курсо-глиссадного указателя. Дальность действия системы ILS по каналу курса при высоте полета $H = 600\text{м}$ не менее 45 км, по каналу глиссады при $H = 400\text{м}$ – не менее 18 км. Аппаратура SR32 и SR 34|35 работает на частотах 108- 117,9 МГц и имеет 100 каналов, которые поделены между системами следующим образом:

Нечетные частоты в диапазоне 108,2- 11,9 МГц – для курсовых маяков системы ILS; четная частота в диапазоне 108,0- 112,0 МГц – для маяков системы VOR; все частоты в диапазоне 112,0|117,9 МГц- только для маяков системы VOR/

При установке частоты курсового маяка системы ILS одновременно включается бортовой глиссадный приемник аппаратуры SR-32 и SR 34|35.

Наземное оборудование системы VOR – это УКВ всенаправленный радиомаяк. Существуют два вида радиомаяков:

1. Радиомаяк VOR мощностью 200 Вт. (потребляемая мощность 7 кВт) для обеспечения полетов по ВТ;
2. Радиомаяки пониженной мощности – 50 Вт(потребляемая мощность 5 Квт), предназначенные для установки в аэропортах.

Все радиомаяки системы VOR работают автоматически и управляются дистанционно.

Для того, чтобы отличить один радиомаяк от другого, каждому из них присваивают свои позывные сигналы, представляющие собой две или три буквы латинского алфавита, передаваемые по телеграфной азбуке. Прослушивание этих сигналов на борту самолета производится через СПУ.

Наземное оборудование системы ILS состоит из курсового и глиссадного радиомаяков и трех маркерных радиомаяков: дальнего, среднего и ближнего. Имеется два варианта размещения наземного оборудования:

1. Курсовой радиомаяк расположен на оси ВПП с таким расчетом, что ось зоны курса проходит через средний или ближний маркерный пункт под углом 2-8° к продолжению оси ЗПП. Во многих аэропортах дальний маркерный пункт системы ILS устанавливается на расстоянии 7400м, средний маркерный пункт на 4000м, а ближний – на 1050 м от начала ВПП.

Применение аппаратуры VOR – ILS в полете.

Наземная подготовка. Для использования аппаратуры VOR-ILS в полете необходимо знать точные координаты и позывные наземных радиомаяков, расположение их относительно заданной линии пути (отдельных участков маршрута). В целях облегчения определения и прокладки пеленгов на карте наносят азимутальные круги с центром в месте установки радиомаяка с ценой деления в 5°. Нуль шкалы этих кругов совмещают с северным направлением магнитного меридиана радиомаяка. У круга должны быть надписи с указанием названия пункта места расположения радиомаяка, частоты его работы и позывных (буквами телеграфной азбуки). Определение в полете магнитного пеленга радиомаяка VOR относительно места самолета необходимо выполнять в такой последовательности:

- включить аппаратуру и выждать 2-3 мин, пока она прогреется;
- установить на пульте управления частоту радиомаяка;
- прослушать позывные радиомаяка;
- вращая кремальеру на указателе- задатчике пеленга SR –32, добиться совмещения двойной стрелки с одинарной, при этом одинарная стрелка должна находиться между составляющими двойной стрелки и быть им параллельна;
- убедиться, находится ли курсовая стрелка курсо-глиссадного указателя в центре шкалы прибора и при необходимости установить ее в центре черного кружка, вращая кремальеру на указателе – задатчике пеленгов.
- Снять отчет магнитного пеленга радиомаяка в окне счетчика указателя- задатчика пеленга и проложить на карте линию снятого МПР.

В полете по системе VOR необходимо помнить, что пеленг на радиомаяк от курса самолета не зависит. Это отличает систему VOR от системы «радиокомпас- приводная радиостанция», при работе с которой пеленг получается как сумма курса и курсового угла радиостанции.

Полет на радиомаяк VOR по заданному магнитному пеленгу.

После взлета экипажу необходимо: включить аппаратуру, установить частоту радиомаяка на щитке управления и прослушать его позывные; установить значение заданного МПР на указателе- задатчике пеленга (SR- 32) или на приборе селектор- азимут (SR- 34/35) если взлет был произведен не в направлении на радиомаяк, то выполнить маневр для выхода на линию заданного магнитного пеленга радиомаяка. При приближении самолета к линии МПР одинарная стрелка указателя- задатчика пеленга подойдет к двойной стрелке (

SR- 32). Для точного выхода на линию заданного МПР экипаж должен развернуть самолет в упрежденной точке разворота.

Когда самолет будет лететь строго по линии заданного МПР, курсовая стрелка курсо-глиссадного указателя будет находиться в центре прибора, а одинарная стрелка установится между двойной стрелкой и будет ей параллельна (при использовании аппаратуры SR- 32).

Определение момента пролета над радиомаяком VOR

При подходе самолета к радиомаяку VOR отмечается периодическое выпадение бленкера, Курсовая стрелка курсо-глиссадного указателя становится более чувствительной даже при незначительных отклонениях самолета от линии заданного пути. Одинарная стрелка указателя-задатчика пеленга также колеблется в пределах от ± 5 до $\pm 10^\circ$ в обе стороны.

В этом случае, когда после пролета над маяком предусматривается следование по маршруту с тем же курсом, за 15-20 км от момента пролета радиомаяка целесообразно курс выдерживать не по курсовой стрелке курсо-глиссадного указателя, а по ГПК (курсовой системе в режиме ГПК)

Момент пролета над маяком отмечается поворотом стрелки, указывающей МПР, на 180° . Этот поворот в зависимости от высоты и скорости полета самолета совершается в течении 2-3 сек.

Полет от радиомаяка VOR.

Для полета в заданном направлении от радиомаяка необходимо: проложить на карте линию заданного пути; снять с карты значение магнитного пеленга радиомаяка от одного из характерных точечных ориентиров, расположенных на линии пути в пределах дальности действия радиомаяка; к полученному значению МПР прибавить 180° ; после взлета включить аппаратуру VOR , установить частоту радиомаяка прослушать его позывные; установить значение угла МПР+ 180° на указателе задатчика пеленга (SR- 32) или на приборе селектор- азимут (SR-34|54); в зависимости от направления взлета по отношению к направлению полета от маяка выполнить маневр для выхода на линию заданного МПР (линии. пути), что отмечается приходом вертикальной стрелки курсо-глиссадного указателя в вертикальное положение.

Полет по линии заданного пути выполнять по курсо- глиссадному указателю, контролируя значение ЗМПУ по показаниям одинарной стрелки указателя задатчика-пеленга (SR-32) или по РМИ (SR- 34|35).

Определение места самолета по магнитным пеленгам двух радиомаяков VOR с наибольшей точностью получается в том случае, когда полет выполняется «от» или «на» маяк, а второй радиомаяк находится на траверзе с правого или левого борта самолета. При этом пеленги двух маяков составляют угол, близкий к 90° .

Порядок определения места самолета следующий: снять точный отчет пеленга радиомаяка, находящегося в створе линии заданного пути и проложить его на карте; выдерживать курс по ГПК, настроиться на маяк, расположенный в стороне от линии заданного пути, и снять пеленг на этот радиомаяк; провести линию пеленга с бокового радиомаяка; точка пересечения двух пеленгов будет место самолета, если учесть поправку на перемещение самолета за время прокладки.

По времени полета и расстоянию между отметками двух МС, определенных пеленгацией радиомаяков VOR, можно определить значение путевой скорости.

Определение угла сноса. При полете вдоль линии магнитного пеленга радиомаяка VOR («на» или «от» него) производят по формулам:

Полет на радиомаяк УС= МПР-МК:

При полете от радиомаяка УС= (МПР+180°) – МК.

Примечание. Если МПР больше 180°, то при расчетах УС из суммы МПР+ 180° необходимо вычесть 360°.

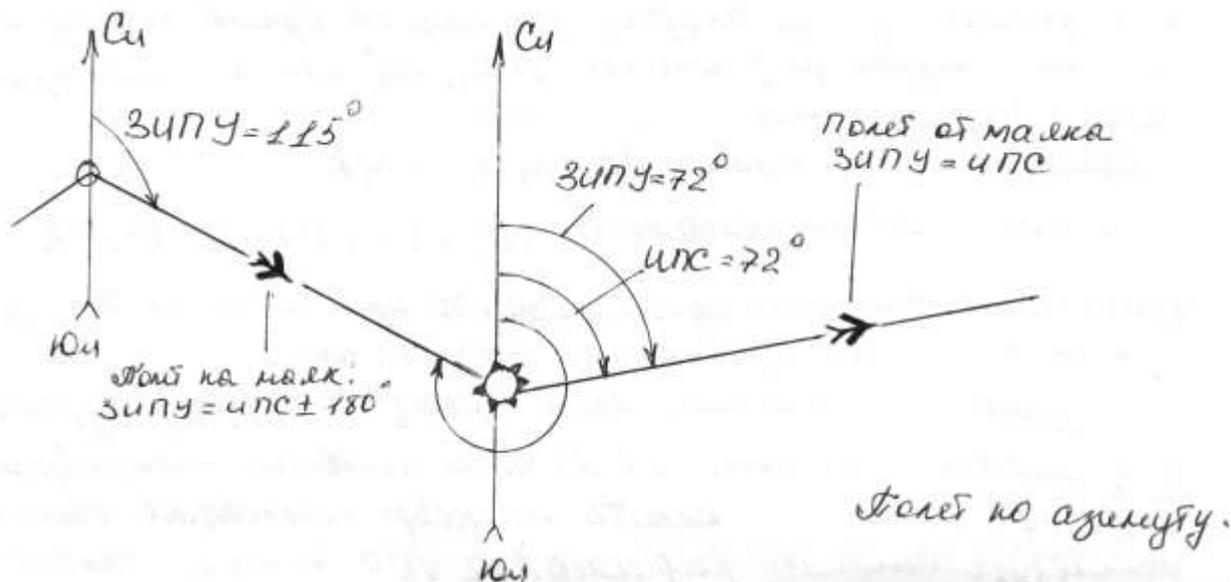
Выполнение маневра для выхода курсового радиомаяка системы ILS.

При помощи аппаратуры VOR-ILS можно выполнить маневр снижения самолета, используя сигналы радиомаяка VOR, расположенного в аэропорту, и осуществить вход в зону курсового радиомаяка системы ILS следующими способами: с прямой; по большому прямоугольному маршруту; методом стандартного разворота или отворотом на расчетный угол.

Наиболее просто маневр снижения и вход в зону курсового маяка системы ILS выполняется тогда, когда радиомаяк VOR расположен в створе линии посадки.

В случае захода на посадку с прямой при снижении на курсе подхода к аэропорту экипаж пилотирует самолет с использованием сигналов радиомаяка VOR по курсовой стрелке курсо- глассадного указателя до входа в зону действия курсового маяка системы ILS.

При заходе на посадку на щитке управления вместо частоты радиомаяка VOR устанавливается частота курсового маяка ILS. Вход в зону маяка ILS контролируется по загоранию сигнальной лампы с надписью «ILS» и по срабатыванию бленкера. При заходе на посадку по большому прямоугольному маршруту экипаж определяет по показаниям приборов аппаратуры VOR-ILS моменты разворотов и входа в зону курсового радиомаяка ILS. Для этого на схеме снижения и захода на посадку заранее рассчитывается значение МПР контрольных точек. При совпадении расчетных и фактических величин МПР, снятых с указателя пеленгов, отмечается момент пролета этих контрольных точек.



Использование радиоконпасов при полетах на больших высотах и скоростях.

Использование радиоконпасов при полетах с большими скоростями с соблюдением всех правил, предъявляемых к точности пеленгации, требует значительного повышения оперативности навигационных расчетов. Поскольку эти расчеты трудоемки, уменьшение времени на их производство весьма нежелательно. Однако этот недостаток в некоторой степени устраняется применением АРК с кнопочным переключением и совмещенных указателей пеленга, особенно при ортодромической системе отчетов курсов самолета.

Другим существенным недостатком радиоконпасов, работающих на средних и коротких волнах при полетах с большими скоростями, являются электростатические помехи. Несмотря на защиту открытых антенн радиоконпасов и применение специальных устройств для стока статического электричества, накопившегося в заостренных частях самолета, при полетах в облаках и осадках, создаются значительные помехи приему в диапазоне частот работы радиоконпасов. На точность работы радиоконпасов, особенно на точность определения пролета РНТ, отрицательно сказывается большая высота полета. Это происходит в результате изменения характера радиодевиации при различных углах наклона вектора распространения радиоволн, меняющегося в больших пределах по мере приближения самолета к РНТ.

По мере приближения самолета к радиостанции поляризация электромагнитной волны переходит из вертикальной в горизонтальную а затем, после пролета РНТ снова в вертикальную, но противоположную по фазе.

Антенна, имеющая наклон назад, будет иметь нулевой прием. Далее прием возрастает, но в фазе противоположной. Это повлечет за собой поворот рамки АРК на 180° до момента пролета РНТ. После пролета изменится фаза рамочной антенны и открытой. Следовательно, здесь будет иметь место преждевременная отметка пролета РНТ с последующими колебаниями стрелки.

Если антенна наклонена вперед, тот колебания стрелки АРК и поворот стрелки на 180° будет отмечен с запаздыванием. При строго вертикальном положении антенны возможен преждевременный поворот стрелки АРК на 180° , чего стрелка может повернуться в обратную сторону и вторично отметить пролет РНТ.

Эквивалент открытой антенны радиоконпаса в отношении ее наклона в вертикальной плоскости- результирующая, соединяющая нижнюю и верхнюю точку антенны с электрическим центром, т.е. заземлением или противовесом.

Расположение антенны под фюзеляжем вызовет запаздывание в отметке момента пролета в РНТ. Если антенна установлена на том же удалении от электрического центра, но над фюзеляжем, то отметка момента пролета радиостанции произойдет преждевременно. При расположении антенны позади электрического центра самолета картина будет обратной. Очевидно, что расположение антенны строго над или под электрическим центром самолета наиболее выгодно, но и здесь возможно опережение или запаздывание отметок пролета, так как практически ошибки зависят не только от высоты и скорости полета, но и от угла тангажа, точности пролета самолета над радиостанцией и т.п. Практически точный пролет бывает чрезвычайно редко и имеет место сочетание эффекта перекладки с эффектом отслеживания (определение прохода

траверза РНТ). На различных типах самолетов при полетах на разных высотах и скоростях ошибки перекладки стрелки на 180° лежат в пределах от 1 до 3 высот полета.

Точное отслеживание возможно лишь при сравнительно значительных отклонениях самолетов от радиостанции при полете. Это расстояние превышает высоту пролета и находится за пределами зоны с горизонтальной поляризацией электромагнитных волн.

Контрольные вопросы:

1. Какие задачи решает угломерно-дальномерная система ближней навигации?
2. Принцип действия угломерно-дальномерной системы ближней навигации.
3. Какие задачи позволяет решать аппаратура VOR-ILS, SR-32 или SR-34/35 в режиме "VOR"?
4. Какие задачи позволяет решать аппаратура VOR-ILS, SR-32 или SR-34/35 в режиме "ILS"?
5. Что включает в себя наземная подготовка аппаратуры VOR-ILS?
6. Как определяется момент пролета над радиомаяком VOR?
7. Как производится полет от радиомаяка VOR?
8. Как определяют место самолета по магнитным пеленгам двух радиомаяков VOR?
9. По какой формуле определяется угол сноса при полете вдоль линии магнитного пеленга радиомаяка VOR?
10. Каким образом производится выполнение маневра для входа в зону курсового радиомаяка системы ILS?
11. Каковы особенности использования радиоконпасов при полетах на больших высотах и скоростях?

Ключевые слова:

УДСБН, азимут, дальность, азимутальный сигнал, ИКО, VOR-ILS, VOR, курсо-глиссадный указатель, маркерный радиомаяк.

Лекция №11

ДАЛЬНОМЕРНЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

План:

1. Назначение и эксплуатационно-технические характеристики.
2. Принцип действия.

Назначение и эксплуатационно-технические характеристики.

Дальномерные радионавигационные системы (РНС) устанавливаются обычно в дополнение к маякам VOR в тех местах, где из-за высокой интенсивности воздушного движения, близости маршрутов и по другим причинам эксплуатационного характера требуется более высокая точность, чем точность, достигаемая с помощью маяков VOR. Они предназначены для точного измерения дальности до фиксированного наземного пункта, в котором установлен ретранслятор дальномера. Точка установки ретранслятора радиодальномера обычно совмещается с точкой расположения всенаправленного радиомаяка, благодаря чему обеспечивается возможность одновременного измерения азимута самолета и дальности от радиомаяка до самолета. При этом обеспечивается определение двух взаимно перпендикулярных линий положения: линии равных пеленгов самолета и линии равных расстояний, которые позволяют однозначно определить положение самолета.

На самолетах западного флота устанавливается бортовое оборудование системы ДМЕ, представляющей собой импульсную дальномерную систему с запросом с самолета. Для работы с наземным оборудованием системы ДМЕ на самолетах восточного флота устанавливаются радиодальномержы СД-67, СДК-67 и СД-75. Эксплуатационно-технические характеристики радиодальномеров всех упомянутых типов близки друг к другу. Согласно рекомендациям ИКАО для них выделены следующие диапазоны частот:

для запроса 1025...1150 МГц;

для ответа 962...1213 МГц.

Интервалы между частотными каналами задаются равными 1 МГц, поэтому для запроса выделяются 126, а для ответа — 252 частотных канала.

Запросные сигналы представляют собой двухимпульсные посылки, для которых предусматриваются два значения кодовых интервалов: 12 и 36 мкс. Коды запроса назначаются независимо от выбора частотных каналов, поэтому для запроса используются $2 \times 126 = 252$ частотно-временных канала.

Ответные сигналы также представляют собой двухимпульсные посылки с кодовыми интервалами 12 и 30 мкс. Однако значения кодовых интервалов ответных сигналов жестко закрепляются за определенными значениями несущих частот, поэтому в канале ответа формируются лишь 252 частотно-временных канала.

Между каналами запроса и ответа устанавливается постоянный частотный интервал 63 МГц.

Поскольку для радиодальномеров отведен диапазон дециметровых волн (длина несущих колебаний близка к 30 см), то они работают в пределах прямой видимости между самолетом и ответчиком. Фактическая дальность действия зависит от высоты полета и мощности передатчиков запросчика и ответчика. На трассах устанавливаются ответчики мощностью 6,5 кВт, на аэродромах — 0,5 кВт. Максимальная дальность действия при работе с этими ответчиками составляет соответственно 365 и 95 км.

Для стабилизации режима работы передатчиков ответчиков независимо от действительного числа запросов они излучают 2700 импульсов в секунду. Для

защиты от перегрузки передатчиков вводится ограничение на количество импульсов, излучаемых ими за 1 с. Это количество не превышает 2700 пар. Оно обеспечивает формирование ответных сигналов на запрос не более 100 ЛА, расположенных в зоне действия ответчика. Если число самолетов превышает 100, вводится ограничение на количество формируемых ответов, и ответные сигналы посылаются лишь 100 наиболее близко расположенным самолетам. Таким образом, пропускная способность радиодальномерных систем ограничена и равна 100 ЛА.

Точность измерений с помощью радиодальномеров всех типов характеризуется удвоенным значением средней квадратичной погрешности определения расстояния, которое равно $260 \text{ м} \pm 0,05\%$ измеряемой дальности.

Предусматривается передача сигналов опознавания наземного ответчика. Сигналы опознавания передаются кодом Морзе в течение 5 с через каждые 30 с.

Помимо основного, на земле устанавливается резервный комплект ответчика; он постоянно готов к действию и автоматически включается вместо основного комплекта, если основные показатели качества его работы выходят за установленные пределы (в частности, если происходит изменение времени задержки более чем на 1 мкс или, если величина кодового интервала изменяется более чем на 1 мкс, и т. д.). Время переключения на резервный комплект и включение сигнализации о неисправности не превышает 4...10 с.

Для оперативной проверки работоспособности бортовой аппаратуры радиодальномерной системы в ее составе имеется цепь самоконтроля, основным элементом которой является калиброванная цепь задержки. При включении цепи самоконтроля указатель фиксирует дальность $206,7 \pm 0,8 \text{ км}$.

Принцип действия. Как отмечалось, в радиодальномерах ДМЕ, СД-67, СДК-67 и СД-75 реализуется импульсный метод измерения дальности с запросом с самолета. Следовательно, бортовое оборудование дальномера (запросчик) включает схему формирования запросных импульсов (хронизатор), передатчик, антенну, приемник и схему измерения временного интервала между запросным и ответным импульсами (хронометр) (рис. 7.13,а). В свою очередь в состав наземного оборудования (рис. 7.13,б) радиодальномера (ответчика), помимо антенны, приемника и передатчика, входят декодирующее устройство (иногда называемое дешифратором), предназначенное для формирования одиночного импульса только в том случае, если величина кодовой задержки принятых сигналов соответствует выбранному рабочему каналу, кодирующее устройство, обеспечивающее формирование пары импульсов с требуемой кодовой задержкой в канале ответа, и схема ограничения числа ответных сигналов для предотвращения перегрузки передатчика.



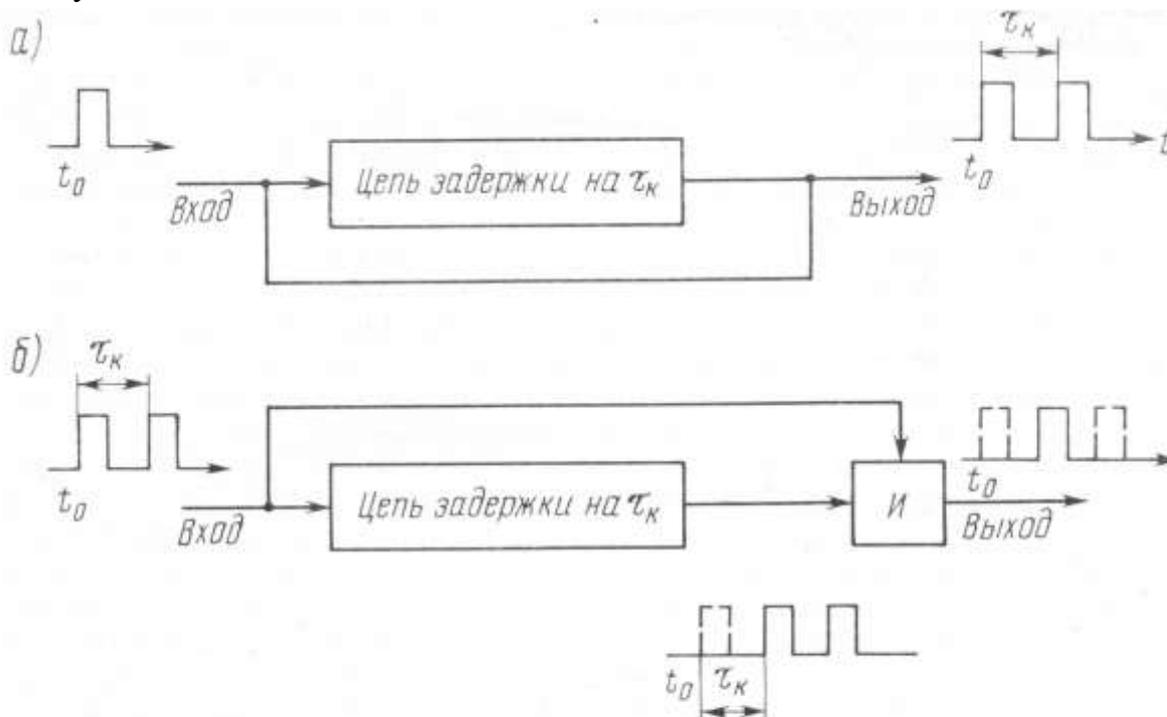
Функциональная схема радиодальномера:

а — запросчик; *б* — ответчик

В радиодальномерах принимается ряд мер, обеспечивающих достижение высокой надежности их функционирования. К числу таких мер относятся полная автоматизация работы оборудования, использование кодовой защиты от помех, частотной и временной селекции сигналов и т. п.

Сущность кодовой защиты состоит в использовании для запроса и ответа вместо одиночных импульсов пары импульсных сигналов с фиксированными значениями временных интервалов между ними. Эти интервалы называются кодовыми. В бортовой и наземной аппаратуре предусматривается несколько значений кодовых интервалов. Временное кодирование сигналов позволяет увеличить количество независимых рабочих каналов и обеспечивает существенное повышение помехозащищенности этих каналов. Без достаточной помехозащиты не может быть достигнута высокая надежность работы радиодальномеров. В самом деле, при высокой интенсивности воздушного движения количество запросных и ответных сигналов становится столь значительным, что на борту данного ЛД появляется возможность приема сигналов, посылаемых в ответ на запрос другого самолета. Прием такого сигнала нарушает работу дальномера, так как его временное положение отличается от временного положения сигнала ответа на запрос данного ЛА. При временном кодировании предотвращается возможность проникновения в каналы дальномера любых одиночных импульсов и парных импульсов, кодовый интервал между которыми не совпадает с кодовым интервалом, установленным в данном дальномере. Таким образом, помимо частотной селекции сигналов различных дальномеров, осуществляется также их кодовая селекция и достигается существенное повышение надежности функционирования.

Для реализации принципов кодовой селекции в состав запросчика включается кодирующее устройство, обеспечивающее формирование парных запросных импульсов с кодовым значением задержки между ними, и декодирующее устройство, обеспечивающее выделение только той пары ответных импульсов, кодовый интервал между которыми соответствует заданному значению.



Кодирующее (а) и декодирующее (б) устройства

В свою очередь в состав ответчика вводятся выполняющие аналогичные функции декодирующее устройство канала запроса и кодирующее устройство канала ответа. Функциональные схемы кодирующего и декодирующего устройств и временные диаграммы процессов в этих устройствах приведены на рис. 7.14.

Для обеспечения высокой помехозащищённости и надёжности работы радиодальномеров, помимо кодовой селекции, применяются также частотная и временная селекции.

Частотная селекция состоит в том, что запросные импульсы, излучаемые различными самолетами, отличаются друг от друга частотами повторения и это приводит к тому, что при постоянстве временных интервалов между запросными импульсами и импульсами ответа **на** запрос данного ЛА (точнее эти временные интервалы сравнительно медленно изменяются из-за перемещения ЛА) задержка импульсов ответа на сторонние запросы относительно запросного импульса данного ЛА быстро изменяется от запроса к запросу и эти импульсы в схему измерения временного интервала не пропускаются.

Сущность временной селекции состоит в том, что бортовой приемник основную часть времени закрыт и открывается только на короткие интервалы

времени при приходе ответных сигналов. Благодаря такому режиму работы мешающие сигналы, обычно не совпадающие по своему временному положению с полезными сигналами, на выход приемника и в измерительные цепи не проникают.

Таким образом, бортовой приемник обычно закрыт и открывается специальным селекторным импульсом, длительность которого несколько превышает общую длительность парного ответного сигнала. Очевидно, что временное положение селекторного импульса должно соответствовать временному положению ответного сигнала. Так как временное положение ответного сигнала неизвестно, то в запросчике предусматривается специальная схема управления селекторным импульсом. Эта схема выполняет две функции: она обеспечивает поиск ответного сигнала в начальный период работы радиодальномера после его включения и автоматическое сопровождение этого сигнала после завершения процесса поиска. При поиске совершается последовательный «просмотр» интервала времени, следующего за излучением сигналов.

Автомат сопровождения осуществляет определение **величины** временного рассогласования между селекторным и ответным импульсами и формирование сигнала управления временным положением селекторного импульса, т. е. его задержкой относительно момента запроса.

Уместно указать еще одну особенность схемы наземного ответчика. В ответчике предусмотрена цепь фиксированной задержки ответных сигналов, величина которой известна и учитывается при калибровке бортового хронометра. Эта цепь обеспечивает ликвидацию слепой зоны в области малых значений измеряемой дальности. В отсутствие подобной цепи задержки минимальная измеряемая дальность определялась бы общей длительностью пары запросных импульсов и составляла бы 5 км при $\tau_k = 36$ мкс. Введение задержки на время, большее максимальной длительности запросного сигнала, позволяет устранить ограничение на минимальную величину измеряемой дальности.

Измерение времени задержки ответных импульсов относительно запросных производится следующим образом. Измеряемый временной интервал заполняется так называемыми счетными импульсами, период следования которых $T_{сч}$ строго постоянен и известен. Производя определение числа счетных импульсов в измеряемом временном интервале, рассчитывают дальность до ответчика по формуле

$$r = 0,5cn T_{сч},$$

где r — наклонная дальность; c — скорость распространения радиоволн, принимаемая равной скорости света в вакууме; n — число счетных импульсов в измеряемом временном интервале.

Контрольные вопросы:

1. В каких случаях устанавливаются дальномерные радионавигационные системы?

2. Какое оборудование устанавливается на ЛА восточного флота для работы с наземным оборудованием системы ДМЕ?

Лекция №12.

Применение угломерно-дальномерных навигационных систем.

План:

1. Классификация и общая характеристика УД РНС.
2. Определение места ВС.

3. Определение путевой скорости.
4. Определение угла сноса.
5. Система РСБН и варианты её бортовой аппаратуры.

В ГА применяются отечественные азимутально-дальномерные системы РСБН, за рубежом используются системы, в состав которых входят всенаправленные маяки VOR, DVOR, PDVOR и радиодальномеры ДМЕ. Существуют две разновидности наземных радиомаяков системы наземных радиомаяков системы РСБН – радиомаяки РСБН-4Н на магистральных аэропортах и В.Т. и радиомаяки РСБН –6 на местных воздушных линиях.

Классификация и общая характеристика УДРМС.

Основные ТТД РСБН-4.

Дальность действия, км, при высоте полета

- 35 км500
- 12>.....380
- 5 >.....250
- 3>.....50

Радиус нерабочей зоны над РМ на высоте 3000м – не более 3.

Точность координаты самолетов на экранах ВИКО при масштабе развертки:

100км: по А,° ±1

Д, км ±3

400км: - по А° ±1

Д км ±6

Диапазон частот передающих устройств РМС, Мгц

- по азимутальному каналу 873,6- 903,7

и 905,1- 935,2

- по дальномерному 939,6- 1000,5

Диапазон частот приемного устройства, Мгц 770- 812,8

Количество частотно- кодовых каналов88

Основные ТТД РСБН-6

Дальность действия ,км, при Н полета:

- 3км.....150

- 1 не менее90

Точность измерения: А°.....±1,5

Д, м±300

2.Количество самолетов, обеспечиваемых при непрерывном режиме работы: - по дальномерному каналу, >30

- по азимутальномунеограниченно

Число частотно- кодовых каналов.....176

3. Место ВС в полете определяют в целях контроля пути, нахождения навигационных элементов и восстановления потерянной ориентировки. По радиокompасу место ВС может быть определено по одной и двум РС.

Определение места ВС по одной РС двукратным пеленгованием и прокладкой пеленгов на карте. Рассчитать первый и второй истинный пеленги ВС и проложить их на карте от пеленгуемой радиостанции. Формулы расчета: $ИПС = КК + (\pm \Delta_K) + (\pm \Delta_M) + КУР \pm 180^\circ + (\pm 0)$

$$ИПС = ИПС_{отсч.} + (\pm 0)$$

Из любой точки первого пеленга отложить линию истинного курса и расстояние, пройденное ВС за время между первым и вторым пеленгованием: $S_{пр} = W_t$ или $S_{пр} = V_t$

Через конечную точку $S_{пр}$ провести линию, параллельную линии первого пеленга. Точка пересечения этой линии с линией второго пеленга будет место ВС в момент второго пеленгования.

Контроль пути по направлению и дальности выполняют с помощью РЛК, расположенных в стороне от ЛЗП, путем нанесения на карту МВС по определенным на борту А и S. Место ВС можно определять и без прокладки А и S на карте, что ускоряет получение необходимых данных контроля пути. В этом случае нужно: при подготовке карты к полету нанести на ЛЗП точку траверза от РЛК до ЛЗП и определить А точки траверза по формуле $A_{тр} = ЗИПУ \pm 90^\circ$. Знак «+» берет, если РЛК находится слева. Знак «-», если справа от ЛЗП.

В полете, когда необходимо проконтролировать путь по направлению и дальности, запросить у диспетчера МВС и определить угол $\alpha = A_{тр} - A$ или $\alpha = A - A_{тр}$. Рассчитать на НЛ расстояние по ЛЗП от ВС до точки траверза и расстояние от РЛК по линии траверза. Определить сторону и значение ЛБУ:

$$ЛБУ = S_{л.тр} - S_{тр.} \text{ (РЛК слева от ЛЗП)}$$

$$ЛБУ = S_{тр} - S_{л. тр.} \text{ (РЛК справа от ЛЗП).}$$

3. Путевая скорость. В полете ее можно определить одним из следующих способов:

- по известному ветру (на НЛ, НРК, ветрочете и в уме);
- по времени пролета известного расстояния (по отметкам МС);
- по времени пролета расстояния, определяемого с помощью бортового РЛ и радиотехнических систем;
- По высоте полета и времени пробега визирной точкой известного вертикального угла (по времени пролета базы);
- С помощью доплеровского измерителя.

а) По расстояния, пройденному за 1 мин.

Пример: $S = 88 \text{ км}; t = 11 \text{ мин.}$ Определить W .

Решение: - находим расстояние, пройденное ВС за 1 мин: $88:11 = 8 \text{ км.}$

- определяем $W = 8 \times 60 = 480 \text{ км/час}$

б) Умножением пройденного расстояния на время полета, выраженное в долях часа. Этот способ применяют, если время полета в минутах кратно 60. При этом нужно знать, какую долю часа составляют 1,2, и т.д. минуты:

Число минут	1	2	3	4	5	6	10
Доля часа	1/60	1/30	1/20	1/15	1/12	1/10	1/6

Пример: $S=90\text{км}$; $t=12\text{ мин}$ Определить W .

Решение: - находим, какую долю часа составляет пройденное время:
 $12\text{мин} = 1/5\text{ часа}$.

- определяем $W= 90 \times 5 = 150\text{ км/час}$.

Угол сноса. В полете он может быть определен одним из следующих способов:

- по известному ветру (на НЛ, НРК, ветрочете;
- по отметкам МС на карте;
- с помощью доплеровского измерителя, бортового визира или бортового РЛК и глазомерным способом (по видимому бегу визирных точек)

Определение угла сноса по отметкам места ВС.

Порядок работы при этом способе следующий:

- определяют визуально или с помощью каких-либо технических средств СВЖ МС и отмечают его на карте;
- строго выдерживая курс, V и H полета через 5-15 мин полета таким же образом определяют и отмечают на карте второе МС. Полученные отметки МС соединяют прямой линией и с помощью транспортира измеряют ФПМУ;
- находят $\Phi\text{МПУ} = \Phi\text{МПУ} - (\pm\Delta_m)$ рассчитывают угол сноса $УС = \Phi\text{ПМУ} - \text{МК}_{\text{ср}}$;
- точность определения УС зависит от точности нанесения отметок МС на карту и точности определения среднего магнитного курса.

4. Радиотехнические средства ближней навигации предназначены для обеспечения ЭВС, оборудованных соответствующей бортовой аппаратурой и находящихся в зоне действия системы, радионавигационной информацией об А и Д относительно точки расположения наземного РМ.

Принцип работы по определению дальности ВС на ВС.

Для определения дальности ВС на ВС в системе РСБН-2 используется один из принципов радиолокации- постоянство скорости распространения радиоволн. Дальность определяется измерением суммарного времени распространения запросного сигнала с ВС на землю и ответного сигнала с земли на ВС. Это время пропорционально измеряемому расстоянию

$$D = V_t \cdot t ; \text{ где } D - \text{ дальность от ВС до РМ в км.}$$

V - скорость распространения радиоволн (300000км/сек)

t - время прохождения радиоволны расстояния от ВС до РМ и обратно.

Принцип на ВС в системе РСБН-2 определяется путем измерения временного интервала между начальным временем отсчета, одинаковым для всех самолетов, находящихся в зоне действия РСБН-2, и моментом приема азимутального сигнала каждым из них.

Контрольные вопросы:

1. Какие существуют разновидности наземных радиомаяков системы РСБН?

2. Как выполняют контроль пути ВС по направлению и дальности при помощи РСБН?
3. Какими способами определяют путевую скорость в полете?
4. Перечислите способы определения угла сноса в полете?
5. Для чего предназначены радиотехнические системы ближней навигации?

Ключевые слова:

РСБН, место ВС, путевая скорость, угол сноса, азимут ВС.

Лекция №13
Применение радиолокационной станции в полёте.

План:

1. Режимы работы БРЛС. Характеристики радиолокационного изображения местности на яркостном индикаторе.
2. Обнаружение и обход гроз при помощи радиолокатора «Гроза».
3. Расчет данных для обхода грозового очага стороной.
4. Пролет между двумя засветками от грозовых очагов.
5. Расчет данных для пролета грозового облака сверху.
6. Назначение и задачи решаемые радиолокатором «Гроза».
7. Изображение различных ориентиров на индикаторе радиолокатора.
8. Определение места самолета по ИПС и ГД при полетах с ОМПУ.

В зависимости от обстановки, станцию используют в нужном режиме.

Режим «готов» предназначен для того, чтобы станция после 3-5 – минутного прогрева была готова к немедленной работе.

В этом режиме на станцию подаётся питание, но высокое напряжение на передатчик не подаётся. Следует помнить, что даже при кратковременном полном выключении станции и последующем её включении реле времени автоматически выдерживает указанное выше время.

Поэтому в полёте полностью выключать БРЛС не следует. Если нет необходимости в использовании станции, следует перевести её в режим «готов».

Режим «земля» обеспечивает обзор земной поверхности.

На масштабах 30, 50 и 125 км используется веерный луч, на масштабе 250 км для повышения дальности обзора – поочерёдно веерный и узкий лучи, и на масштабе 375 км – только узкий луч.

Обнаружение и обход гроз при помощи радиолокатора «Гроза».

При полётах в районе грозовой деятельности радиолокатор позволяет обнаружить зоны грозовой деятельности, определять угловое положение гроз по отношению к оси самолёта, определять дальность до грозовой зоны и её протяжённость, определять степень вертикального развития грозовой зоны, определять направление обхода зон грозовой деятельности или направление наиболее безопасного пролёта участка зоны. Для обнаружения грозовых очагов и наблюдения за ними необходимо включить режим «метео» и переключателем наклона антенны установить её так, чтобы имеющаяся кучево-дождевая облачность засветилась.

Грозовые зоны хорошо отражают радиоволны и наблюдаются на экране в виде ярких засвеченных пятен. В режиме «метео» антенна работает узким лучом. Для обнаружения участков с наиболее активной грозовой деятельностью необходимо включить режим «контур». Если появились тёмные провалы в отражениях грозовой зоны, то это свидетельствует о наиболее опасных местах. Чем больше величина тёмных провалов, тем больше турбулентность в них, и, следовательно, они опаснее для полёта. Обнаруживать грозовые очаги следует заблаговременно на расстоянии не менее 100-120 км. Это даёт экипажу необходимое время для принятия решения и выполнения расчётов на обход гроз или пролёта между ними.

Расчёт данных для обхода грозового очага стороной.

На самолётах разрешается обходить грозовые очаги с помощью локатора на удалении не менее 15 км (рис.25)

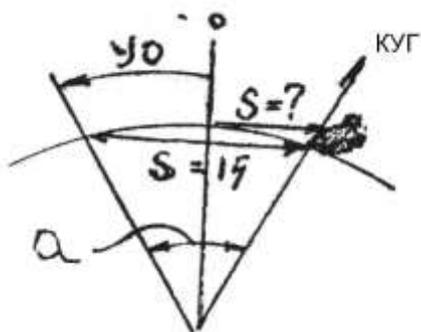


Рис. 25 Обход грозового облака стороной.

Решение

$$1. S = D \cdot \sin \text{КУГ} = 7 \text{ км} \quad \frac{\text{КУГ}(5^\circ)}{S = ?} \quad \frac{\nabla}{D(80 \text{ км})}$$

$$2. \sin Q = \frac{S}{D}; Q = 11^\circ \quad \frac{Q = ?}{S(15 \text{ км})} \quad \frac{\nabla}{D(80 \text{ км})}$$

$$3. \text{УО} = Q - \text{КУГ} = 11 - 9 = 6^\circ \text{ влево.}$$

Пролёт между двумя засветками от грозовых очагов

В полёте встречается фронтальная облачность с отдельными грозовыми очагами, пересечение которой разрешается производить в том месте, где расстояние между грозовыми очагами составляет не менее 50 км (рис. 26).

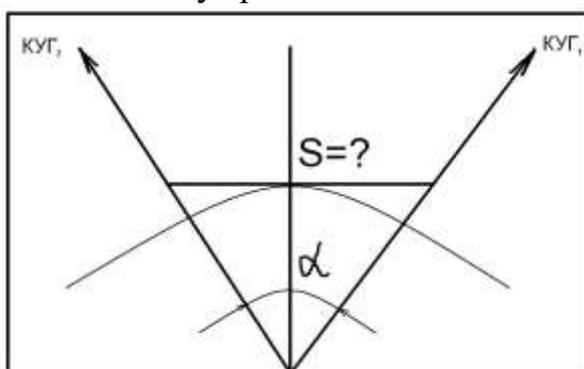


Рис. 26 Пролёт между двумя засветками

Пример:

$$\text{КУГ}_1 = 15^\circ; \text{КУГ}_2 = 10^\circ; D = 90 \text{ км}$$

Решение:

$$1. \alpha = \text{КУГ}_1 + \text{КУГ}_2 = 25^\circ$$

$$2. S = D \cdot \sin \alpha = 38 \text{ км}$$

3. Пролёт невозможен, для пролёт $S \geq 50$ км.

Расчёт данных для пролёта грозового облака сверху.

При невозможности пролёта фронтальной облачности с определёнными засветками разрешается полёт с превышением не менее 500 м над верхней границей облаков по согласованию с диспетчером. Ручным управлением определяется превышение грозового облака над самолётом (рис. 27).

Пример:

$$D = 120 \text{ км}$$

$$\text{УП} = 2^\circ$$

$$V_{\text{и}} = 9100 \text{ м}$$

Решение:

$$1. \alpha = \text{УП} - 1.5^\circ = 0.5^\circ$$

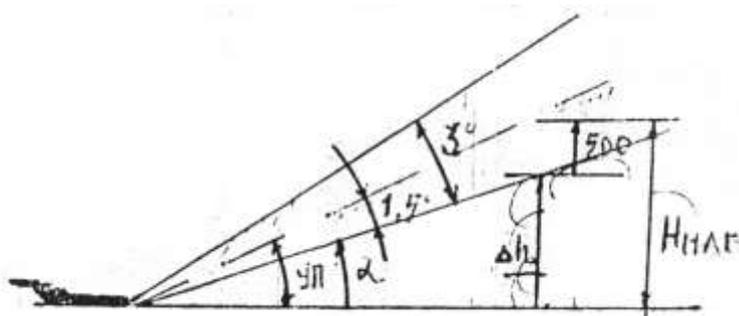
$$2. \Delta h = D \cdot \text{tg}\alpha = 1050 \text{ м}$$

$$3. H_{\text{наб}} = \Delta h + 500 = 1050 + 500 = 1550 \text{ м}$$

$$4. t_{\text{пол}} = D/V = 3 \text{ мин}$$

$$5. V_{\text{б}} = H_{\text{наб}}/t_{\text{пол}} = 3.3 \text{ м/с}$$

$\alpha(0.5)$	∇
$\Delta h = ?$	$D(120)$
$D(120)$	$V(900)$
$t_{\text{пол}} = ?$	Δ
$V_{\text{б}} = ?$	$H_{\text{наб}}(1550)$
10	$t_{\text{п}}(8 \text{ мин})$



включить в положения «YOR – 1», «YOR – 2». На – 5 включить кнопку – лампу «АЗ – 1». На левом ПНП-1 загорится подсветка «YOR», уберется бленкер «К», а курсовая планка укажет сторону ЛЗП. Вывести самолет на линию заданного пути рукояткой «Разворот», подобрать курс с учетом УС и выполнять полет по ЛЗП ноль вождением по прибору ПНП – 1 левого пилота. Управление самолетом от рукоятки «Разворот».

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ САМОЛЕТНОГО РАДИОЛОКАТОРА «ГРОЗА»

Назначение и задачи, решаемые радиолокатором «Гроза».

Самолетный радиолокатор «Гроза» представляет собой автономное навигационное устройство, предназначенное для обеспечения безопасности полетов в сложных метеорологических условиях днем и ночью, при отсутствии видимости земли, в зонах с интенсивным воздушным движением, в районах с сильно пересеченной местностью, путем предупреждения экипажа об

опасности столкновения с воздушными и наземными препятствиями, и для решения задач самолетовождения автономными средствами.

Радиолокатор «Гроза» решает следующие задачи:

- определяет место самолета, путевую скорость, угол сноса, а также выводит самолет на аэродром назначения;
- обнаруживает в передней полусфере зоны грозовой деятельности;
- ведет обзор пролетаемой местности;
- определяет курсовой угол и дальность пролетаемых и наблюдаемых на экране ориентиров, очагов гроз;
- ведет контроль пути по направлению и дальности по боковым радиолокационным ориентирам.

Для решения этих задач в радиолокаторе предусмотрено пять режимов работы: «Готов», «Земля», «Метео», «Контур», «Контр.».

Антенна сканирует в азимутальном секторе $\pm 100^{\circ}$, а также имеется возможность наклона зеркала антенны в вертикальной зоне $10-15^{\circ}$ с помощью ручного управления. Антенна работает с двумя типами лучей: узкий 3° в обеих плоскостях и широкий в режиме «Земля», равный $3 \times 30^{\circ}$, в вертикальной плоскости.

Радиолокатор «Гроза» имеет пять рабочих масштабов:

- масштаб 30 км, метки через 10 км;
- масштаб 50 км, метки через 10 км;
- масштаб 125 км, метки через 25 км;
- масштаб 250 км, метки через 50 км;
- масштаб 375 км, с задержкой 200 км, метки через 50 км.

Изображение различных ориентиров на индикаторе радиолокатора.

Водная поверхность изображается тёмными пятнами или полосами с резко очерченными границами береговой черты.

Острова на море – виде ярких светящихся пятен на тёмном фоне водной поверхности.

Морские и речные суда изображаются яркими светящимися точками или линиями на тёмном фоне воды.

Железнодорожные мосты и плотины ГЭС, города и крупные населённые пункты – в виде ярких пятен.

Равнинная местность – в виде слабого равномерного засвета.

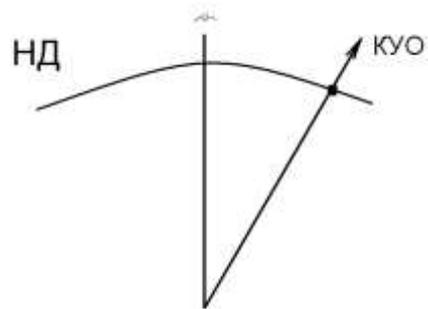
Лесные массивы – в виде светлых пятен.

Горные районы – в виде ярких пятен и полос, на фоне этих пятен наблюдаются тёмные полосы от долин, ущелий и обратных склонов гор.

Определение места самолёта по ИПС и ГД при полётах с ОМ ПУ.

В режиме «Земля» необходимо определить дальность и курсовой угол на опознанный ориентир. Зная высоту полёта и курс, рассчитать ИПС и ГД. На полётной карте по ИПС и ГД определить МС.

Пример:
 $H = 10100$ м;
 $OMK = 60^\circ$;
 $KYO = 30^\circ$;
 $HD = 30$ км;
 $T = 10.00$
 $\Delta H_B = +5$ м



Решение:

- $\delta = (\lambda_B - \lambda_{PLO}) \cdot \sin \varphi_{cp} = -5^\circ$
- $OMPO = OMK + KYO = 90^\circ$
- $ИПС = OMK + KYO \pm 180^\circ + (\pm \Delta M_B) - (\pm \delta) = 60^\circ + 30^\circ + 180^\circ + (+5^\circ) - (-5^\circ) = 280^\circ$

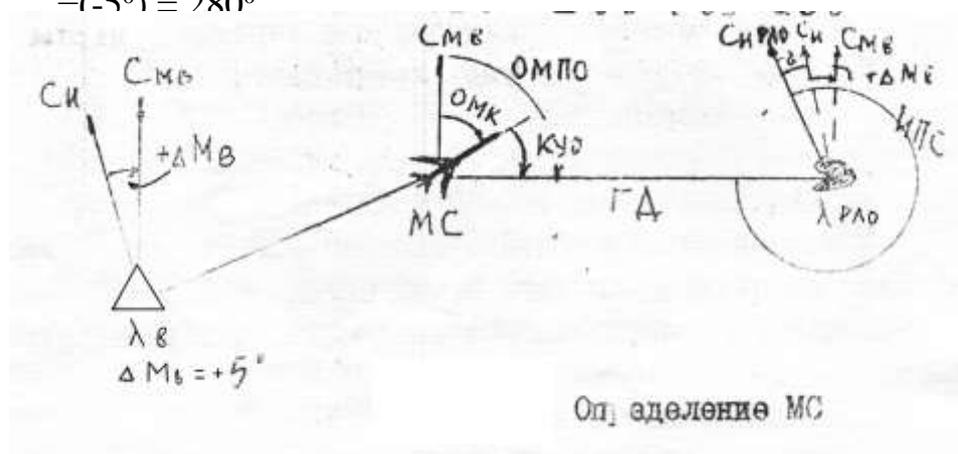


Рис. 23 Определение МС.

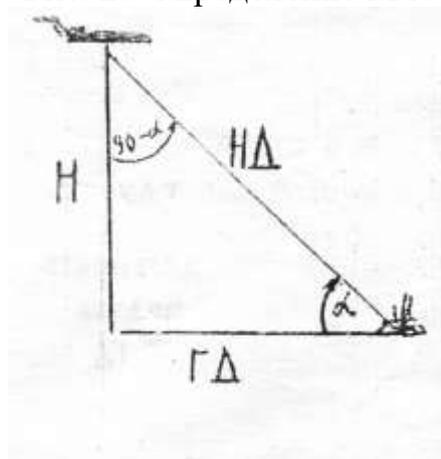


Рис. 24 Перевод HD в ГД.

Контрольные вопросы:

- Для чего предназначен режим «ГОТОВ» БРЛС и когда его используют?
- Для чего предназначен режим «Земля»?
- Как наблюдаются грозовые зоны на экране БРЛС?

4. Как производится расчет данных для обхода грозового очага стороной?
5. Какие задачи решает радиолокатор «Гроза»?

Ключевые слова:

готов, земля, метео, контур, засветки

Лекция №14
СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ РАДИОНАВИГАЦИИ

План:

1. Назначение и эксплуатационно-технические характеристики спутниковых систем навигации.
2. Эксплуатационно-технические возможности спутниковых систем навигации.
3. Принцип действия ССН.
4. Спутниковая система поиска аварийных ЛА.

Назначение и эксплуатационно-технические характеристики.

Используя искусственные спутники Земли (ИСЗ) в качестве носителей источников электромагнитного поля или ретрансляторов сигналов, можно создать спутниковые системы УВД, навигации, связи с ЛА и системы поиска и спасения ЛА, потерпевших аварию. В настоящее время функционирует международная система поиска и спасения аварийных судов и самолетов КОСПАС — САРСАТ.

Далее будут рассмотрены эксплуатационно-технические возможности и принципы функционирования спутниковых систем навигации и систем поиска аварийных ЛА.

Эксплуатационно-технические возможности спутниковых систем навигации.

Спутниковыми системами навигации (ССН) называются радионавигационные системы, радионавигационные точки которых располагаются на ИСЗ.

Основными эксплуатационно-техническими характеристиками ССН, как и всех радионавигационных средств, являются размеры рабочей зоны, точность и надежность функционирования.

Навигационные ИСЗ обращаются вокруг Земли на больших высотах (от 600 до 36000 км), поэтому дальность прямой видимости из точки расположения ИСЗ до наземных или околоземных пунктов и размеры земной поверхности, в пределах которой обеспечивается прямая видимость ИСЗ, оказываются большими. Таким образом, для связи между спутниками и околоземными объектами можно использовать радиоизлучения метровых, дециметровых и сантиметровых волн, позволяющих обеспечить высокую надежность связи и точность радионавигационных измерений, причем зона действия ССН оказывается настолько большой, что для непрерывного охвата всего земного шара требуется в зависимости от высоты полета ИСЗ от нескольких спутников до 20—30 ИСЗ.

Спутниковые системы радионавигации в состоянии обеспечить наиболее высокую точность измерений среди всех известных в наши дни систем.

В настоящее время осуществляются развертывание и испытания ССН второго поколения Глонасс (РФ) и Navstar (США). Основные эксплуатационные возможности этих систем можно рассмотреть на примере

ССН Navstar. Система позволяет определять координаты ЛА с точностью, характеризуемой значениями средних квадратичных погрешностей измерений в пределах 10 м при СКП измерения скорости ЛА 0,3 м/с в глобальном масштабе. Однако, учитывая, что реализации такой высокой точности самолетовождения требует использования весьма дорогостоящего бортового оборудования, для гражданской авиации считается целесообразным создание бортовых систем, обеспечивающих точность измерений 100...500 м. Стоимость бортового оборудования ЛА в этом случае будет меньшей стоимости наиболее высокоточного оборудования, а достигаемая точность навигационных измерений достаточна для самолетовождения по трассам и вывода ЛА на аэродром посадки. При этом точность самолетовождения по воздушным трассам будет выше точности самолетовождения, достигнутой в настоящее время, что позволит уменьшить нормы продольного и бокового эшелонирования и повысить экономичность полетов при обеспечении требуемого уровня безопасности воздушного движения.

Размеры и расположение рабочих зон ССН определяются количеством ИСЗ, высотой их полета, формой и ориентацией орбит. Система Navstar проектировалась как система глобального типа, способная обеспечить возможность точных навигационных измерений в любой момент времени в любой точке околоземного пространства. Для выполнения такого объема операций в ее состав первоначально планировалось включить 24 ИСЗ, обращающихся на средневысотных круговых орбитах (т. е. орбитах высотой около 20 тыс. км). Впоследствии было решено их число уменьшить до 18. Для создания региональных ССН подобного типа можно ограничиться меньшим числом ИСЗ. Сеть ИСЗ, образующих ныне действующую ССН морских судов, включает четыре ИСЗ, обращающихся на высоте 600 км, однако при столь малом числе ИСЗ возможны лишь дискретные навигационные измерения (интервал дискретности примерно 1 ч) и процесс измерений имеет большую продолжительность (6...8 мин). Уменьшение требуемого числа ИСЗ возможно при использовании высокоорбитальных спутников (высокоорбитальными называются ИСЗ, образующиеся на орбитах высотой около 36 000 км), однако стоимость вывода ИСЗ на орбиты и энергетические затраты в каналах радионавигационных измерений при этом возрастают весьма значительно и поэтому высокоорбитальные ИСЗ для навигации в настоящее время не находят применения.

Радионавигационные измерения в ССН Navstar ведутся на частотах 1575. и 1227 МГц.

Принцип действия ССН можно рассмотреть на примере ССН Navstar. Как упоминалось, согласно уточненному проекту созвездие спутников этой системы включает 18 ИСЗ.

Эти спутники равномерно рассредоточены на шести круговых орбитах, плоскости которых наклонены под углом 63° к плоскости экватора и располагаются через интервалы в 30° вдоль экватора. При этом в зоне видимости ЛА всегда будут находиться по крайней мере четыре ИСЗ. С борта ЛА производится одновременное измерение псевдодальностей или разностей

расстояний до четырех ИСЗ, что позволяет определять пространственное положение, скорость ЛА и поправку к бортовым часам.

Очевидно, что для определения навигационных элементов полета ЛА требуется знание точных координат и скорости ИСЗ, относящихся к моменту измерений. Данные о координатах и скорости ИСЗ, называемые эфемеридами, хранятся на борту ИСЗ и передаются на борт самолета в периоды навигационных измерений. В свою очередь эфемеридная информация определяется на основе наблюдения за спутниками из наземных измерительных пунктов. В результате обработки данных наблюдений ИСЗ на земле вычисляется орбита ИСЗ и производится прогнозирование координат и скорости ИСЗ на последующие моменты времени. Прогнозируемые значения эфемерид передаются на борт ИСЗ, вводятся в бортовое запоминающее устройство и последовательно передаются в процессе излучения навигационных сигналов через определенные моменты времени на борт ЛА.

Спутниковая система поиска аварийных ЛА. Основу международной спутниковой системы поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС — САРСАТ составляет созвездие из четырех ИСЗ, обращающихся на высоте 800...1000 км и способных в процессе полета последовательно «обозревать» всю поверхность земного тара. Зона видимости каждого спутника представляет собой круг диаметром около 5000 км. Период обращения ИСЗ равен 1 ч 30 мин и поэтому интервал между последовательными обзорами каждой точки Земли не превышает 1 ч 20 мин.

Проходя через зону видимости самолета, потерпевшего аварию, ИСЗ принимает сигналы его аварийного передатчика, записывает их, фиксирует время приема и «сбрасывает» записанную информацию при пролете наземной станции приема аварийной информации. По принятым сигналам на Земле с помощью ЭВМ быстро определяется место самолета. Координаты аварийного самолета передаются в национальные центры поиска и спасения для проведения спасательных операций.

В РФ функционируют три пункта приема информации от ИСЗ КОСПАС — САРСАТ — в Москве, Архангельске и Владивостоке. Есть такие пункты в США, Канаде и Франции.

Точность определения координат аварийного ЛА составляет 10...12 км. Аппаратура ИСЗ может одновременно принимать и обрабатывать до 20 сигналов от ЛА, сохраняя в памяти информацию о 200 ЛА до такого момента, когда ее можно будет передать на Землю.

В спутниковых системах поиска аварийных ЛА применяется доплеровский метод определения координат. Сущность этого метода состоит в следующем. Аварийный передатчик излучает незатухающие колебания высокой частоты. При полете ИСЗ сигналы аварийного передатчика принимаются и регистрируются на его борту. В последующем при прохождении района расположения наземной станции наблюдения за ИСЗ записанные сигналы передаются на Землю и обрабатываются.

Отличительной особенностью принятых на борту ИСЗ сигналов является то, что их частота отличается от частоты сигналов, излучаемых аварийным

передатчиком, на величину доплеровского смещения частоты. Величина доплеровского смещения пропорциональна радиальной составляющей скорости относительно движения ИСЗ и ЛА. Величина и направление вектора скорости ИСЗ в моменты измерений известны, известна и частота сигналов аварийного передатчика. Поэтому по величине доплеровского смещения частоты можно определить составляющую относительной скорости движения по линии, соединяющей ИСЗ и ЛА. При известной величине и направлении вектора скорости по радиальной составляющей скорости определяется угол между известным вектором скорости ИСЗ и направлением на аварийный ЛА. Ряд значений указанных углов, относящихся к различным моментам времени, позволяют определить две координаты, характеризующие взаимное положение ЛА и ИСЗ, а при известных координатах ИСЗ — и место аварийного самолета на земной поверхности.

Доплеровский метод определения координат ЛА отличается высокой точностью и простотой технической реализации.

Контрольные вопросы:

1. Что называется спутниковой системой навигации?
2. Что является основными эксплуатационными характеристиками ССН?
3. Опишите принцип действия ССН?
4. Сколько спутников включает в себя система поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС — САРСАТ?

Ключевые слова:

КОСПАС — САРСАТ, ССН, Глонасс, Navstar, псевдодальность, эфемериды.

Список использованной литературы:

1. Черный М. А., Кораблин В. И. Воздушная навигация. М.: Транспорт, 1983. 384 с.
2. Хиврич И. Г., Миронов Н. Ф., Белкин А. М. Воздушная навигация. М.: Транспорт, 1984. 328 с.
3. Под ред. Васина И. Ф. Справочник пилота и штурмана гражданской авиации. М.: Транспорт, 1988. 319 с.
4. Чернышев В. И., Романов В. И. Методика применения навигационного оборудования самолета Ил-62. М.: Воздушный транспорт, 1983. 156 с.