

**М. И. Лебедев**

# **САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ**

**Учебное пособие для летчиков и штурманов  
гражданской, военно- транспортной  
и стратегической авиации**

**Часть II**

Ставрополь  
2003г



---

# Содержание

## Раздел IV

### Использование радиотехнических средств в самолетовождении.

#### Глава 11 Радионавигационные элементы.

- §1. Общая характеристика и виды радиотехнических систем. 79
- §2. Основные радионавигационные элементы 80
- §3. Поправка на угол схождения меридианов 82

#### Глава 12 Применение радиоконпаса в самолетовождении.

- §1. Задачи самолетовождения, решаемые с помощью радиоконпаса. 83
- §2. Полет от радиостанции. 83
- §3. Полет на радиостанцию 86
- §4. Выход на радиостанцию с нового заданного направления 89
- §5. Определение момента пролета радиостанции или ее траверза. 90
- §6. Контроль пути по дальности с помощью боковых радиостанций 90
- §7. Определение места самолета 91
- §8. Использование указателя курсовых углов при полете по воздушным трассам. 92

#### Глава 13 Применение угломерно- дальномерных радиотехнических систем в самолетовождении.

- §1. Радиотехническая система РСБН-2. 94
- §2. Применение системы РСБН-2 в полете. 95
- §3. Определение навигационных элементов полета с помощью РСБН. 102
- §4. Навигационное оборудование VOR и DME. 104
- §5. Бортовое навигационно- посадочное устройство Курс-МП2. 105
- §6. Самолетный дальномер СД-67. 106
- §7. Подготовка к полету с использованием систем РСБН-2, Курс-МП2 и СД-75. 107

#### Глава 14 Радионавигационные карты.

- §1. Номенклатура радионавигационных карт. 108
- §2. Содержание радионавигационных карт 111

## Раздел V

### Ортодромический способ самолетовождения.

#### Глава 15 Полет по ортодромии.

- §1. Необходимость полета по ортодромии. 114
- §2. Навигационные системы отсчета путевых углов и курса самолета. 115
- §3. Выбор условных меридианов и расчет поправок. 116
- §4. Определение ортодромических путевых углов 118
- §5. Проверка правильности ортодромического курса 118
- §6. Подготовка данных для полета по ортодромическому маршруту. 119
- §7. Расчет ИПС при полете по ортодромии 119
- §8. Корректировка показаний курсовой системы для отсчета курса по магнитному меридиану 120

аэродрома посадки

#### Глава 16 Использование курсовой системы КС-6 в самолетовождении.

- §1. Курсовая система КС-6, ее назначение и комплект 120
- §2. Режимы работы, органы управления, указатели курсовой системы КС-6 и их назначение 121
- §3. Применение курсовой системы КС-6 в полете. 123

---

<b>Глава 17 Использование точной курсовой системы ТКС-П2 в самолетовождении.</b>	
§1. Назначение и состав ТКС-П2.	<b>127</b>
§2. Эксплуатация ТКС-П2	<b>130</b>

## **Раздел VI**

### **Применение навигационных систем в самолетовождении.**

<b>Глава 18 Навигационная автономная система НАС-1.</b>	
§1. Задачи самолетовождения, решаемые системой НАС-1.	<b>132</b>
§2. Состав оборудования и принцип работы системы НАС-1	<b>133</b>
§3. Органы управления, указатели системы НАС-1 и их назначение	<b>134</b>
§4. Системы координат счисления места самолета.	<b>136</b>
§5. Использование системы НАС-1	<b>138</b>
§6. Включение и проверка работы системы НАС-1 перед полетом	<b>141</b>
<b>Глава 19 Навигационный индикатор НИ-50БМ.</b>	
§1. Назначение, принцип действия и комплект.	<b>143</b>
§2. Подготовка к полету.	<b>143</b>

---

Вторая часть затянулась с выходом в свет, но это связано с тем, что в ней довольно много собрано информации, не присутствовавшей в основном первоисточнике. Данная часть была посвящена описанию радиотехнических и навигационных средств. Благодаря стараниям С.Грицевского мы уже имеем НАС, РСБН-2, КС-6, и я думаю, что это не предел. Грамотная эксплуатация этих систем требует твердых теоретических знаний.

Я думаю, что в скором будущем сообщество виртуальных пилотов получит возможность летать на самолетах с реальным оборудованием.

Я с огромным удовольствием приму любую информацию по НПК Ил-86, Ил-76 и Ил-62, и изложу ее в следующих частях, и надеюсь, что начинания связанные с созданием хорошей модели Ил-86, закончатся созданием отличной панели с реалистичным оборудованием.

При написании книги были использованы следующие источники:

1. Черный М.А., Кораблин В.И. “Самолетовождение” Изд. 2-е перераб. и доп., М., “Транспорт”, 1977г
2. Самолетовождение. Сборник задач по курсу СВЖ для курсантов летчиков и штурманов. Михайленко А.А., СВВАУЛШ, 1987г
3. Самолетовождение. Бланк-конспект. СВВАУЛШ, 1986г
4. Материалы сайта ЦАИ ГА [www.caica.ru](http://www.caica.ru)

Огромное спасибо А.Астапенко за консультации при написании книги.

Большое спасибо О.Вахоневу за предоставленную информацию по ТКС-П.

Все вопросы, пожелания и рецензии присылать по адресу: [inturist@stavropol.net](mailto:inturist@stavropol.net)



# Раздел IV

## Использование радиотехнических средств в самолетовождении.

### Глава 11

#### Радионавигационные элементы.

##### §1. Общая характеристика и виды радиотехнических систем.

Радиотехнические средства среди других средств самолетовождения занимают одно из важнейших мест и находят самое широкое применение. В комплексе с другими средствами они при умелом использовании обеспечивают надежное и точное самолетовождение. Радиотехнические средства самолетовождения по месту расположения делятся на наземные и самолетные.

К *наземным* радиотехническим средствам относятся: приводные и радиовещательные станции, станции радионавигационных систем, радиопеленгаторы, радиомаяки, радиолокаторы и радиомаркеры. Наземные радиотехнические средства принято называть радионавигационными точками (РНТ). К *самолётным* (бортовым) радиотехническим средствам относятся: радиокомпасы, самолетные радиолокаторы и радиостанции, специальное самолетное оборудование навигационных систем, доплеровские измерители угла сноса и путевой скорости, радиовысотомеры,

Наземные и некоторые самолетные радиотехнические средства используются в самолетовождении совместно. Например, самолетные радиокомпасы применяются, когда работают приводные или радиовещательные станции; наземные радиопеленгаторы могут запеленговать самолет, если на нем установлена радиостанция, и т. д. Самолетное радионавигационное оборудование и соответствующее ему наземное радиотехническое устройство, составляют радиотехническую (радионавигационную) систему самолетовождения.

По дальности действия радиотехнические системы самолетовождения делятся на системы *дальней навигации* (свыше 1000 км), *ближней навигации* (до 1000 км) и *системы посадки* самолетов. По характеру измеряемых величин радиотехнические системы делятся на следующие группы: угломерные; дальномерные; угломерно-дальномерные; разностно-дальномерные (гиперболические).

**Угломерными** называются такие радиотехнические системы, которые позволяют определять направление от самолета на РНТ или от РНТ на самолет. В настоящее время в авиации применяются следующие типы угломерных радиотехнических систем: наземные радиопеленгаторы, работающие совместно с самолетными радиостанциями; самолетные радиокомпасы, работающие совместно с передающими приводными или радиовещательными станциями; наземные радиомаяки, сигналы которых принимаются на самолете с помощью радиоприемного устройства.

Для всех угломерных систем общим является то, что они дают возможность определять угловые величины — пеленг самолета или пеленг РНТ. Линия пеленга является линией положения самолета, т.е. геометрическим местом точек вероятного местонахождения самолета, определяемым постоянством измеренной величины. Современные угломерные радиотехнические системы позволяют измерять направления с точностью 0,1—3°. Такая точность достаточна для решения большинства задач самолетовождения.

**Дальномерными** называются такие радиотехнические системы, которые позволяют определять расстояние (дальность) от самолета до РНТ или от РНТ до самолета. При использовании дальномерных

радиотехнических систем линией положения самолета является дуга окружности, проведенная радиусом, равным дальности. Центр ее расположен в точке установки наземной станции.

**Угломерно-дальномерными**, или смешанными, называются системы, позволяющие одновременно измерять направление и дальность, т. е. позволяют определять одновременно две линии положения и, следовательно, место самолета.

**Гиперболическими системами** называются системы, позволяющие определять линии положения самолета, которые имеют форму гипербол. Принцип действия гиперболической системы основан на измерении с помощью приемника временной разности между приходом сигналов от ведущей и ведомой станций. Эта разность определяет линию положения самолета в виде гиперболы. Дальность действия системы составляет 3000—4500 км. В настоящее время имеются системы, дальность действия которых превышает 10 000 км.

Гиперболическая система включает в себя три передающие станции. Одна из них является ведущей, а остальные ведомыми. Чтобы понять работу системы, допустим, что ведущая и ведомая станции излучают импульсы одновременно. Если временная разность между приходом сигналов от ведущей станции А и ведомой Б равна нулю, то это значит, что самолет находится на линии, перпендикулярной к точке в середине базы наземных станций. Если же между моментами прихода сигналов от двух наземных станций имеется некоторая разность, то самолет находится в стороне от этой линии. Зная временную разность между сигналами, можно по заранее подготовленной карте найти гиперболу, соответствующую полученной временной разности.

Геометрическое свойство гиперболы состоит в том, что разность расстояний от любой точки гиперболы до ее фокусов есть величина постоянная. Наземные станции являются фокусами гиперболы. Одну и ту же временную разность имеют две гиперболы, расположенные симметрично относительно средней точки базовой линии. Это создает неопределенность в нахождении нужной линии положения. Чтобы устранить ее, импульсы посылаются станциями неодновременно. Ведущая станция работает самостоятельно, посылая импульсы во все стороны. Ведомая станция излучает импульсы с определенной задержкой, которая строго согласована по времени с излучением импульсов ведущей станцией. Задержка излучения импульса на ведомой станции обеспечивает во всей рабочей области системы наличие только одной гиперболы, соответствующей полученной разности времени между моментами прихода сигналов. Это дает возможность однозначно определять на приемнике линию положения самолета. Если использовать другую пару станций, то можно определить и вторую линию положения, а в пересечении их найти место самолета.

Ведущая станция А первой пары одновременно выполняет работу ведущей станции и для второй пары. Для этого передатчик ведущей станции работает на двух частотах повторения импульсов.

Для применения системы в полете используется специальная карта масштаба 1 : 2 000 000 в международной проекции с нанесенной топографическим способом гиперболической сеткой. Линии положения на этой карте нанесены для станции А и Б красным, а для станций А и В зеленым цветом и оцифрованы в микросекундах, которые определяются с помощью приемника.

## §2. Основные радионавигационные элементы

Основными радионавигационными элементами при использовании радиоконуса являются: курсовой угол радиостанции (КУР); отсчет радиоконуса (ОРК); радиодевияция ( $\Delta\rho$ ); пеленг радиостанции (ПР); пеленг самолета (ПС).

**Курсовым углом радиостанции** называется угол, заключенный между продольной осью самолета и действительным (ортодромическим) направлением на радиостанцию. Он отсчитывается от продольной оси самолета по ходу часовой стрелки до направления на радиостанцию от 0 до 360°.

Курсовой угол радиостанции определяется с помощью радиоконуса и отсчитывается по указателю курсовых углов. Зная величину КУР, можно указать направление на радиостанцию относительно продольной оси самолета. Так, например, если  $\text{КУР}=0$ , то радиостанция находится впереди самолета,

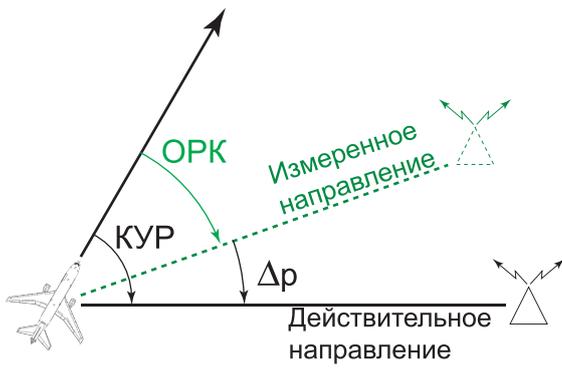


Рис 11.1. Отсчет радиоконпаса и радиодевиация

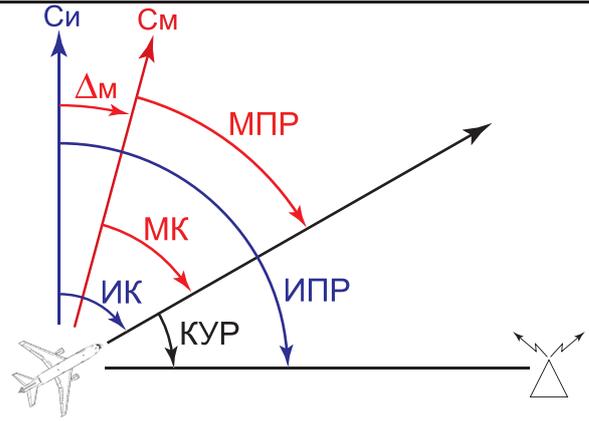


Рис 11.2. Пеленги радиостанции

если  $\text{КУР} = 180^\circ$ , радиостанция позади самолета, если  $\text{КУР} = 90^\circ$ , радиостанция справа под углом  $90^\circ$  к продольной оси самолета. Зная курсовой угол радиостанции и имея показания магнитного компаса, можно определить положение радиостанции по отношению к продольной оси самолета; момент пролета контрольного ориентира или поворотного пункта маршрута; момент выхода самолета на ЛЗП; момент пролета радиостанции или ее траверза; пеленг радиостанции и пеленг самолета, а также осуществлять контроль за построением маневра при заходе на посадку по системам.

**Отсчет радиоконпаса** называется угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением, которое показывает радиоконпас на пеленгуемую радиостанцию (рис. 11.1) Этот угол отсчитывается от продольной оси самолета до измеренного с помощью радиоконпаса направления на радиостанцию от 0 до  $360^\circ$ . В общем случае ОРК отличается на некоторую величину от действительного значения КУР, т. е. радиоконпас не всегда правильно указывает направление на радиостанцию. Эту ошибку радиоконпаса в измерении направления на радиостанцию называют радиодевиацией.

**Радиодевиация** — это угол, заключенный между направлением, которое показывает радиоконпас, и действительным направлением на пеленгуемую радиостанцию (рис. 11.1). Он отсчитывается от измеренного к действительному направлению на радиостанцию вправо со знаком плюс, а влево со знаком минус. Радиодевиация является величиной переменной как по знаку, так и по абсолютной величине и зависит от типа самолета, места установки рамочной антенны на самолете, а также от величины КУР. Радиодевиация на  $\text{КУР} = 0, 90, 180$  и  $270^\circ$  равна нулю; на  $\text{КУР} 45, 135, 225$  и  $315^\circ$  достигает наибольшего значения. Для уменьшения радиодевиации в радиоконпасе имеется механический компенсатор. При полностью скомпенсированной радиодевиации указатели радиоконпаса показывают курсовой угол радиостанции.

Между КУР, ОРК и радиодевиацией существует следующая взаимозависимость:

$$\begin{aligned}\text{КУР} &= \text{ОРК} + (\pm\Delta_\rho); \\ \text{ОРК} &= \text{КУР} - (\pm\Delta_\rho); \\ \Delta_\rho &= \text{КУР} - \text{ОРК}.\end{aligned}$$

**Пеленгом радиостанции** называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через самолет, и действительным направлением на радиостанцию. Отсчитывается он от северного направления меридиана по ходу часовой стрелки до направления на радиостанцию от 0 до  $360^\circ$ .

Пеленг называется *магнитным*, если отсчет ведется от магнитного меридиана, и *истинным*, если отсчет ведется от истинного меридиана (рис. 11.2).

Пеленги радиостанции рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned}\text{МПР} &= \text{МК} + \text{КУР}; \text{МПР} = \text{МК} + (\pm\Delta_\kappa) + \text{КУР}; \\ \text{ИПР} &= \text{ИК} + \text{КУР}; \text{ИПР} = \text{МК} + (\pm\Delta_\mu) + \text{КУР}; \\ \text{ИПР} &= \text{МК} + (\pm\Delta_\kappa) + (\pm\Delta_\mu) + \text{КУР}; \text{ИПР} = \text{МПР} + (\pm\Delta_\mu).\end{aligned}$$

При  $KУР = 0$  магнитный пеленг радиостанции  $МПР = МК$ .

Между курсом, пеленгом и курсовым углом радиостанции существуют следующие зависимости:

$$\begin{aligned} МПР &= МК + КУР; \\ ИПР &= ИК + КУР; \\ МК &= МПР - КУР; \\ ИК &= ИПР - КУР; \\ КУР &= МПР - МК; \\ КУР &= ИПР - ИК. \end{aligned}$$

Все эти формулы находят применение в самолетовождении.

При решении многих практических задач необходимо помнить, что *между курсом и курсовым углом радиостанции существует обратная зависимость, т. е. на сколько градусов увеличивается магнитный курс, на столько же градусов уменьшается курсовой угол радиостанции и наоборот.*

**Пеленгом самолета** называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через радиостанцию, и ортодромическим направлением на самолет. Отсчитывается от северного направления меридиана по ходу часовой стрелки от 0 до 360°. Пеленг самолета называется истинным, если отсчет ведется от истинного меридиана, и магнитным, если отсчет ведется от магнитного меридиана (рис. 11.3)

Пеленги самолетов рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} МПС &= МПР \pm 180^\circ; & ИПС &= ИПР \pm 180^\circ; \\ МПС &= МК + КУР \pm 180^\circ; & ИПС &= МК + (\pm \Delta м) + КУР \pm 180^\circ; \\ МПС &= КК + (\pm \Delta к) + КУР \pm 180^\circ; & ИПС &= КК + (\pm \Delta к) + (\pm \Delta м) + КУР \pm 180^\circ; \\ МПС &= ИПС - (\pm \Delta м). & ИПС &= МПС + (\pm \Delta м). \end{aligned}$$

Указанные формулы для расчета ИПС используются в том случае, когда разность между долготой радиостанции и долготой самолета менее 2°. Если эта разность составляет 2° и более, то при расчете ИПС необходимо учитывать поправку на угол схождения меридианов.

### §3. Поправка на угол схождения меридианов

Как известно, на картах конической и видоизмененной поликонической проекций, применяемых для целей радиопеленгации, меридианы непараллельны между собой.

**Поправкой  $\sigma$  на схождение меридианов** называется угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана радиостанции и северным направлением истинного меридиана самолета, перенесенного в точку радиостанции параллельно самому себе (рис. 11.4). Поправка отсчитывается от меридиана радиостанции до меридиана самолета, вправо со знаком плюс, и влево со знаком минус.

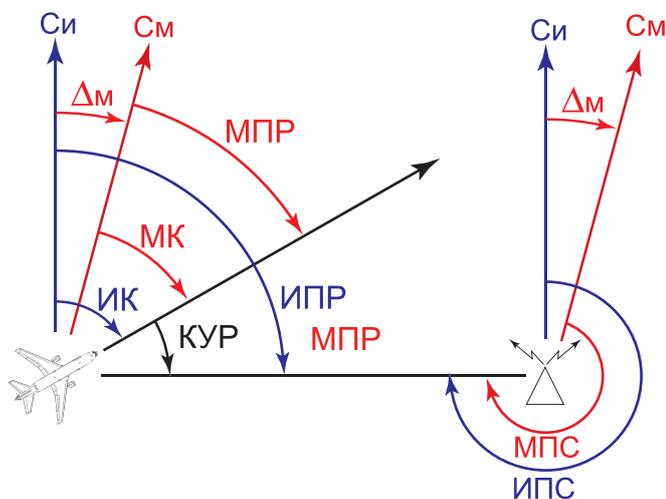


Рис 11.3. Пеленги самолета

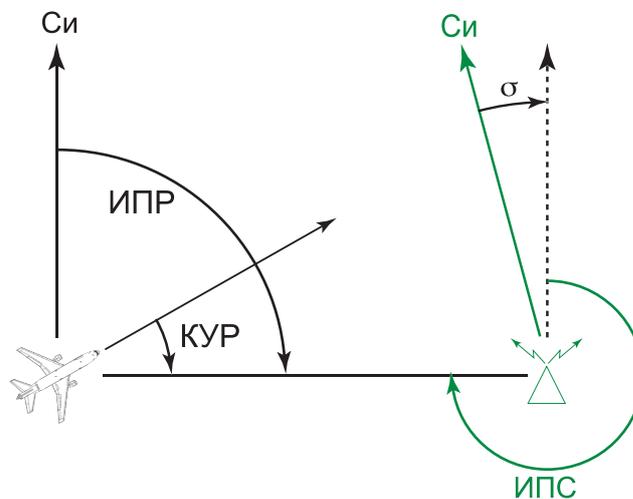


Рис 11.4. Поправка на схождение меридианов

Для карт видоизмененной поликонической проекции поправка на угол схождения меридианов определяется по формуле:

$$\sigma = (\lambda_p - \lambda_c) \sin \psi_{cp}$$

где  $\lambda_p$  — долгота радиостанции;  
 $\lambda_c$  — долгота самолета;  
 $\psi_{cp}$  — средняя широта листа карты.

Для средних широт  $\sin \psi_{cp} = 0,8$ , поэтому  $\sigma = (\lambda_p - \lambda_c) 0,8$ .

При определении поправки следует знать, что для широт 40 - 50°  $\sin \psi_{cp} = 0,7$ ; для широт 50 - 60°  $\sin \psi_{cp} = 0,8$  и для широт 60 - 70°  $\sin \psi_{cp} = 0,9$

В практике поправку  $\sigma$  обычно рассчитывают на НЛ (рис. 11.5).

Поправка на угол схождения меридианов учитывается при расчете ИПС, предназначенного для прокладки на карте. Долготы радиостанции и самолета при этом берут приближенно, округляя до целого градуса. Поправка учитывается по следующим правилам: если радиостанция расположена восточнее самолета, то поправка берется со знаком плюс; если радиостанция расположена западнее самолета, то поправка берется со знаком минус.

ИПС для прокладки на карте с учетом поправки на угол схождения меридианов рассчитывается по формуле:

$$\text{ИПС} = \text{КК} + (\pm \Delta \kappa) + (\pm \Delta \mu) + \text{КУР} \pm 180^\circ + (\pm \sigma).$$

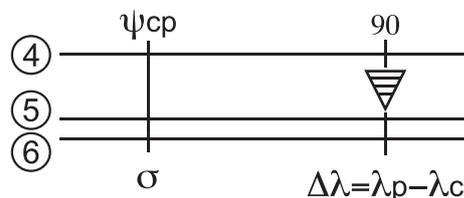


Рис 11.5. Расчет поправки на схождение меридианов на НЛ

## Глава 12

### Применение радиокompаса в самолетовождении.

#### §1. Задачи самолетовождения, решаемые с помощью радиокompаса.

Автоматический радиокompас (АРК) является приемным устройством направленного действия, позволяющим определять направление на передающую радиостанцию. АРК совместно с приводными и радиовещательными станциями относится к угломерным системам самолетовождения.

Для использования радиокompаса в целях самолетовождения экипажу необходимо знать следующие данные о приводных и радиовещательных станциях: место расположения (координаты); частоту и позывные; вид передачи; время работы и мощность.

В комплексе с геотехническими средствами радиокompас позволяет решать следующие задачи самолетовождения:

- выполнять полет от радиостанции или на нее в заданном направлении;
- осуществлять контроль по направлению и дальности;
- определять момент пролета радиостанции или ее траверза;
- определять место самолета и навигационные элементы полета;
- выполнять пробивание облачности и заход на посадку в сложных метеоусловиях.

#### §2. Полет от радиостанции.

Полет от радиостанции в заданном направлении может быть выполнен в том случае, если она расположена на ЛЗП в ИПМ, ППМ или контрольном ориентире. В этом случае полет осуществляется одним из следующих способов: с выходом на ЛЗП и с выходом в КПМ (ППМ). Пеленги, определяемые при полете от радиостанции, можно использовать для контроля пути по направлению.



**Пример.**  $ЗМПУ=90^\circ$   $МК_p=88^\circ$   $КУР=188^\circ$   $У_{\text{вых}}=30^\circ$  Определить данные для выхода на ЛЗП и следования по ней.

**Решение:**

1. Определяем  $\alpha=КУР-180^\circ=188^\circ-180^\circ=8^\circ$

2. Определяем МПС, БУ,  $У_{\text{ф}}$ :  $МПС=МК\pm\alpha=88^\circ+8^\circ=96^\circ$ ;  $БУ=МПС-ЗМПУ=96^\circ-90^\circ=6^\circ$ ;  
 $У_{\text{ф}}=КУР-180^\circ=\alpha=+8^\circ$

3. Рассчитываем  $МК_{\text{вых}}$  и  $КУР_{\text{вых}}$ :  $МК_{\text{вых}}=ЗМПУ\pm У_{\text{ф}}=90^\circ-30^\circ=60^\circ$ ;

$КУР_{\text{вых}}=180^\circ\pm У_{\text{ф}}=180^\circ+30^\circ=210^\circ$

4. Находим  $МК_{\text{сл}}=МК_p-(\pm БУ)=88^\circ-(+6^\circ)=82^\circ$ ;  $КУР_{\text{сл}}=180^\circ+(\pm У_{\text{ф}})=180^\circ+(+8^\circ)=188^\circ$

**Полет от радиостанции с выходом в КПМ (ППМ)** применяется, когда уклонение самолета от ЛЗП или оставшееся расстояние до КПМ (ППМ) малы. Полет выполняется в такой последовательности (рис. 12.2):

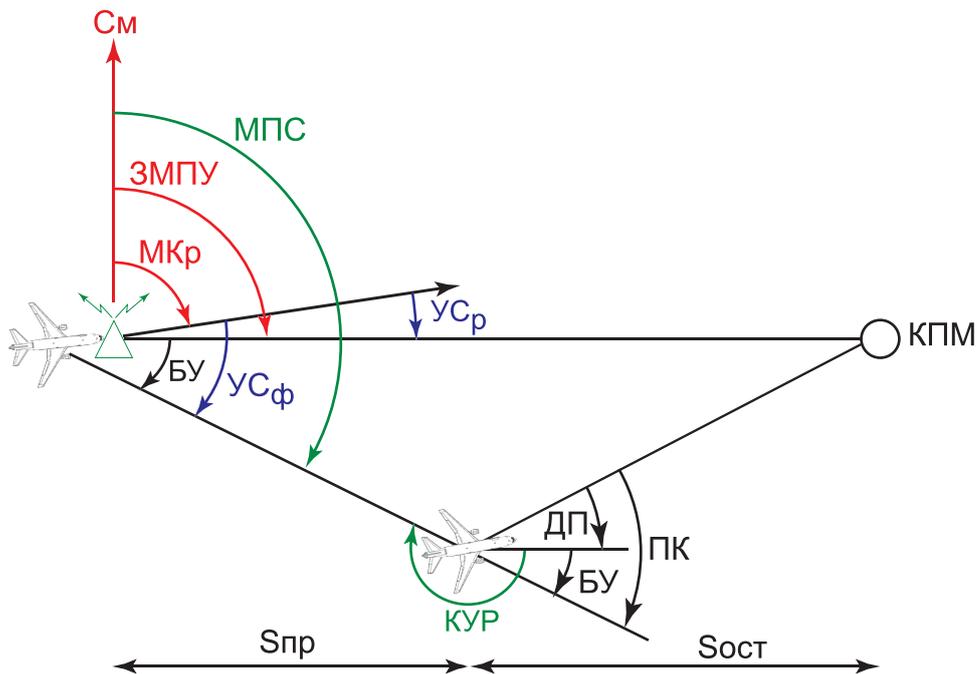


Рис 12.2. Полет от радиостанции с выходом на КПМ (ППМ)

- точно пройти радиостанцию с  $МКр$  или  $МК = ЗМПУ$ ;
- через 5—15 мин полета отсчитать  $КУР$  и определить  $МПС=МК + КУР\pm 180^\circ$  или  $МПС=МК\pm\alpha$ ;
- сравнивая  $МПС$  с  $ЗМПУ$ , определить сторону и величину бокового уклонения:

$$БУ = МПС - ЗМПУ;$$

$$У_{\text{ф}} = КУР - 180^\circ;$$

- по пройденному и оставшемуся расстоянию или времени определить  $ДП$  и рассчитать  $ПК$  по формулам:

$$ДП = S_{\text{пр}} БУ / S_{\text{ост}};$$

$$ПК = БУ + ДП \text{ или с помощью НЛ (рис. 12.3);}$$

- определить курс следования в КПМ (ППМ) и установить на него самолет:

$$МК_{\text{КПМ}} = МК_p - (\pm ПК);$$

- дальнейший контроль пути по направлению осуществлять выдерживанием рассчитанного  $МК_{\text{КПМ}}$

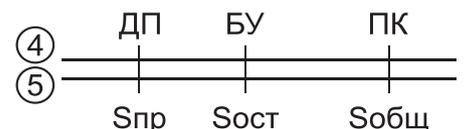


Рис 12.3. Определение ДП, БУ или ПК.

**Пример.**

ЗМПУ = 92°; МК<sub>р</sub> = 85°; КУР = 183°; t<sub>пр</sub> = 14 мин; t<sub>ост</sub> = 11 мин. Определить данные для полета в КПМ(ППМ).

**Решение.**

1. Находим МПС = МК ± α = 85° + 3° = 88° и БУ = МПС — ЗМПУ = 88° - 92° = — 4°.
2. Рассчитываем ДП = S<sub>пр</sub>БУ/S<sub>ост</sub> = 14(-4)/11 = -5° и ПК = БУ + ДП = (-4°) + (-5°) = -9°
3. Определяем МК для следования в КПМ: МК<sub>КПМ</sub> = МК<sub>р</sub> - (±ПК) = 85° - (-9°) = 94°.

**§3. Полет на радиостанцию**

Полет на радиостанцию может быть выполнен пассивным или активным способом. В свою очередь, активный полет на радиостанцию может быть выполнен следующим образом: с выходом на ЛЗП; с выходом в КПМ (ППМ); с любого направления подбором курса следования. Пеленги, определяемые при полете на радиостанцию, можно использовать для контроля пути по направлению.

**Контроль пути по направлению при полете на радиостанцию** осуществляется сравнением МПР с ЗМПУ. В результате этого сравнения определяется дополнительная поправка (ДП). Если МПР = ЗМПУ, то самолет находится на ЛЗП, если МПР меньше ЗМПУ, то самолет находится правее ЛЗП, если больше, — левее ЛЗП.

Магнитный пеленг радиостанции определяется по формуле МПР = МК + КУР. В практике полетов МПР определяется с помощью указателя курсовых углов по упрощенной формуле МПР = МК ± α. Знак плюс берется, если α = КУР, т. е. когда радиостанция справа впереди, а знак минус, если α = КУР - 360°, т. е. когда радиостанция слева впереди.

Дополнительная поправка, боковое уклонение и фактический угол сноса определяются или с помощью НЛ (рис. 12.4) или по формулам:

$$\begin{aligned} \text{ДП} &= \text{ЗМПУ} - \text{МПР}; \\ \text{БУ} &= S_{\text{ост}}/S_{\text{пр}} \text{ДП}; \\ \text{УС}_{\phi} &= (\pm \text{УС}_{\text{р}}) + (\pm \text{БУ}) \end{aligned}$$

**Пример.** ЗМПУ = 40°; МК<sub>р</sub> = 35°; КУР = 10°; S<sub>пр</sub> = 70 км; S<sub>ост</sub> = 43 км.

Определить МПР, ДП, БУ, УС.

**Решение.**

1. Определяем МПР = МК + КУР = 35° + 10° и ДП = ЗМПУ — МПР = 40° — 45° = —5°.
2. Рассчитываем БУ = S<sub>ост</sub> ДП/S<sub>пр</sub> = 43(-5)/70 = -3° УС<sub>р</sub> = ЗМПУ — МК<sub>р</sub> = 40° — 35° = +5°:  
УС<sub>φ</sub> = (± УС<sub>р</sub>) + (± БУ) = (+5°) + (-3°) = +2°.

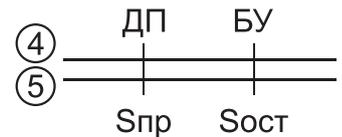


Рис 12.4. Определение бокового уклонения

**Полет на радиостанцию пассивным способом.** Сущность пассивного способа полета на радиостанцию заключается в том, что стрелка указателя радиоконуса удерживается на значении КУР = 0 в течение всего полета до выхода на радиостанцию. При этом способе продольная ось самолета постоянно направлена на радиостанцию, а МК = МПР. Порядок пассивного способа полета следующий:

- настроить радиоконус на радиостанцию, прослушать позывной и убедиться в работе радиостанции и радиоконуса;
- доворотом самолета установить стрелку указателя на КУР = 0, пилотировать самолет так, чтобы стрелка указателя была на КУР = 0;
- определить момент пролета радиостанции по расчету времени и по изменению КУР на 180°.

При боковом ветре самолет будет осуществлять полет по кривой линии, называемой радиодромией. Форма радиодромии зависит от воздушной скорости самолета, скорости и угла ветра. Чем меньше отношение скоростей V/U = n, тем больше отклонение радиодромии от ортодромии. При n = 5-7 максимальное линейное боковое уклонение самолета от ЛЗП (ортодромии) составляет 5—7% от расстояния, с которого начат полет. Максимальное ЛБУ может быть определено по формуле ЛБУ<sub>max</sub> = 0,375/n.

Пассивный способ полета имеет следующие недостатки: при наличии бокового ветра не обеспечивается полет по ЛЗП; при отказе радиоконваса или выключении радиостанции экипаж оказывается в затруднительном положении, так как самолет не находится на ЛЗП и курс следования на радиостанцию не подобран; в горной местности вследствие отклонения радиодромии от ЛЗП не обеспечивается безопасность полета. В силу этих причин в полетах по воздушным трассам пассивный способ неприменим. Его целесообразно использовать для вывода самолета в район аэродрома с небольших расстояний (30—50 км).

**Активный полет на радиостанцию с выходом на ЛЗП.** Данный способ применяется при значительном уклонении самолета от ЛЗП, а также в случаях, когда необходимо строго следовать по ЛЗП. **Активный полет на радиостанцию** - это такой полет, при котором стрелка указателя АРК удерживается на значении КУР = 360° + (± УС). Продольная ось самолета при этом будет развернута на угол сноса по отношению к линии пути. Данный способ является основным при выполнении полетов по воздушным трассам. Порядок его выполнения следующий:

- пройти ИПМ или ППМ с МК<sub>р</sub> или с МК=ЗМПУ;
- через 5—15 мин полета отсчитать КУР, определить МПР, сравнить его с ЗМПУ и определить сторону уклонения самолета от ЛЗП и величину дополнительной поправки:

$$\text{МПР} = \text{МК}_р - \text{КУР} \text{ или } \text{МПР} = \text{МК} \pm \alpha;$$

$$\text{ДП} = \text{ЗМПУ} - \text{МПР};$$

- по пройденному и оставшемуся расстояниям или времени и ДП определить боковое уклонение по формуле  $\text{БУ} = S_{\text{ост}} \text{ДП} / S_{\text{пр}}$  или с помощью НЛ;
- задаться углом выхода  $U_{\text{вых}}$  берется в пределах 20 — 90°, рассчитать  $\text{МК}_{\text{вых}} = \text{ЗМПУ} \pm U_{\text{вых}}$  и вывести самолет на ЛЗП;
- определить момент выхода на ЛЗП по  $\text{КУР}_{\text{вых}} - 360^\circ \pm U_{\text{вых}}$ ;
- после выхода на ЛЗП установить самолет на  $\text{МК}_{\text{сл}} = \text{МК}_р - (\pm \text{БУ})$  или  $\text{МК}_{\text{сл}} = \text{ЗМПУ} - (\pm \text{УС}_\phi)$ , где  $\text{УС}_\phi = (\pm \text{УС}_р) + (\pm \text{БУ})$ ;
- дальнейший контроль пути по направлению осуществлять сравнением определяемых МПР с ЗМПУ или по  $\text{КУР}_{\text{сл}} = 360^\circ + (\pm \text{УС}_\phi)$ .

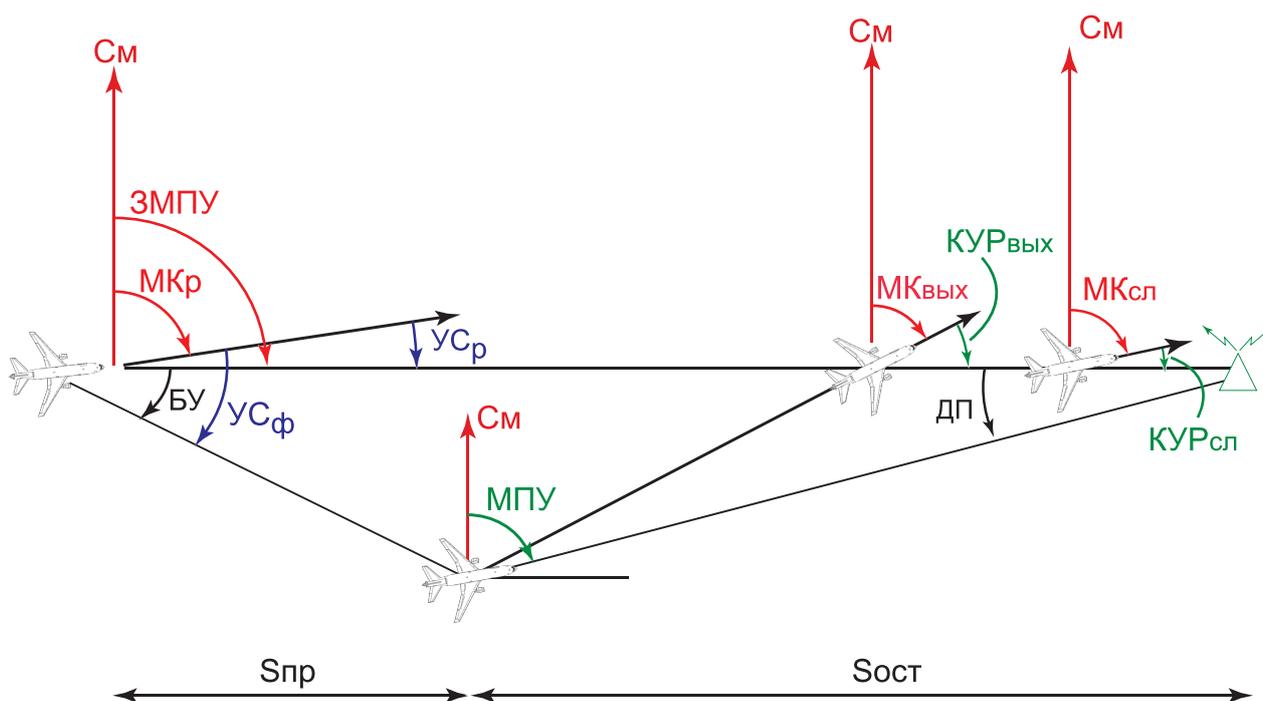


Рис 12.5. Полет на радиостанцию с выходом на ЛЗП

**Пример.**  $ЗМПУ = 100^\circ$ ;  $МК_p = 98^\circ$ ;  $КУР = 357^\circ$ ;  $t_{пр} = 10$  мин.  $t_{ост} = 20$  мин;  $У_{вых} = 30^\circ$ .

Определить данные для выхода и следования по ЛЗП.

**Решение.**

1. Находим МПР и ДП:  $МПР = МК \pm \alpha = 98^\circ - 3^\circ = 95^\circ$ ;  $ДП = ЗМПУ - МПР = 100^\circ - 95^\circ = +5^\circ$ .

2. Определяем  $БУ = t_{ост} \cdot ДП / t_{пр} = 20(+5) / 10 = +10^\circ$  и

$УС_\phi = (\pm УС_p) + (\pm БУ) = (+2^\circ) + (+10^\circ) = +12^\circ$ .

3. Определяем  $МК_{вых} = ЗМПУ \pm У_{вых} = 100^\circ - 30^\circ = 70^\circ$  и

$КУР_{вых} = 360^\circ \pm У_{вых} = 360^\circ + 30^\circ = 390^\circ$ .

4. Рассчитываем  $МК_{сл}$  и  $КУР_{сл}$ :  $МК_{сл} = МК_p - (\pm БУ) = 98^\circ - (+10^\circ) = 88^\circ$  или

$МК_{сл} = ЗМПУ - (\pm УС_\phi) = 100^\circ - (+12^\circ) = 88^\circ$ ;  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_\phi) = 360^\circ + (+12^\circ) = 372^\circ$ .

**Активный полет на радиостанцию с выходом в КПМ (ППМ)** применяется, когда уклонение самолета от ЛЗП или оставшееся расстояние до КПМ (ППМ) малы. Порядок выполнения полета следующий:

- пройти ИПМ (ППМ) с  $МК_p$  или  $МК = ЗМПУ$ ;

- через 5 — 15 мин полета отсчитать КУР, определить МПР, сравнить его с  $ЗМПУ$  и определить сторону уклонения самолета от ЛЗП и величину дополнительной поправки:

$$МПР = МК + КУР \text{ или } МПР = МК \pm \alpha;$$

$$ДП = ЗМПУ - МПР;$$

- по пройденному и оставшемуся расстояниям или времени и ДП определить БУ и рассчитать ПК с помощью НЛ или по формулам:

$$БУ = S_{ост} \cdot ДП / S_{пр};$$

$$ПК = БУ + ДП;$$

- определить курс следования в КПМ (ППМ) и установить на него самолет:

$$МК_{кпм} = МК_p - (\pm ПК);$$

- дальнейший контроль пути по направлению осуществлять сравнением определяемых МПР с МПР, который получен в момент определения БУ, или по  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_\phi)$ .

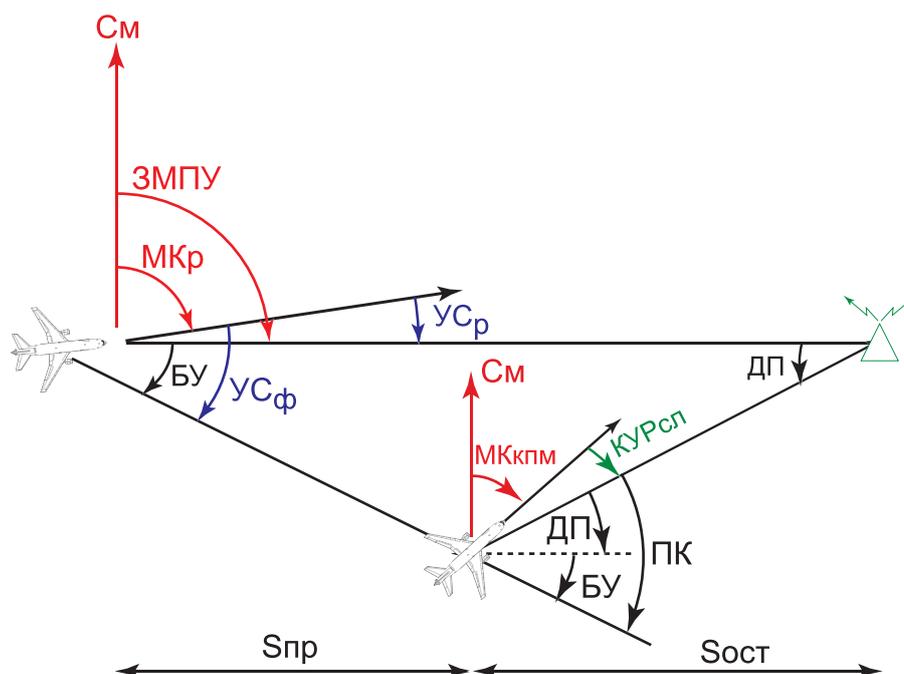


Рис 12.6. Полет на радиостанцию с выходом на КПМ (ППМ)

**Пример.**  $ЗМПУ = 80^\circ$ ;  $МК_p = 70^\circ$ ;  $КУР = 4^\circ$ ;  $t_{пр} = 15$  мин;  $t_{ост} = 10$  мин. Определить данные для полета в КПМ (ППМ).

**Решение.**

1. Находим  $МПР = МК \pm \alpha = 70^\circ + 4^\circ = 74^\circ$  и  $ДП = ЗМПУ - МПР = 80^\circ - 74^\circ = +6^\circ$ .
2. Определяем  $БУ = t_{ост} \cdot ДП / t_{пр} = 10(+6) / 15 = +4^\circ$  и  $ПК = БУ + ДП = 4^\circ + 6^\circ = +10^\circ$ .
3. Рассчитываем  $МК_{КПМ} = МК_p - (\pm ПК) = 70^\circ - (+10^\circ) = 60^\circ$ ;  
 $УС_\phi = (\pm УС_p) + (\pm БУ) = (+10^\circ) + (+4^\circ) = +14^\circ$ ;  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_\phi) = 360^\circ + (+14^\circ) = 14^\circ$ .

**Активный полет с любого направления подбором курса следования** применяется при выходе на радиостанцию после обхода грозы при восстановлении потерянной ориентировки, когда отсутствуют данные о ветре. Порядок выполнения полета следующий:

- настроить радиокompас на радиостанцию, доворотом самолета установить  $КУР = 0$ , заметить курс и продолжать полет с этим курсом;
- через 3—5 мин полета отсчитать  $КУР$  и определить сторону сноса. Если  $КУР$  увеличился, снос левый, если уменьшился, снос правый;
- при изменении  $КУР$  более чем на  $2^\circ$  установить самолет на  $КУР$  следования, предполагая, что  $УС \pm 5^\circ$ ; при правом сносе  $КУР_{сл} = 5^\circ$ , при левом сносе  $КУР_{сл} = 355^\circ$ .
- заметить курс, продолжать полет с этим курсом и следить за изменением  $КУР$ ;
- если  $КУР$  снова увеличится (уменьшится), то необходимо ввести вторую поправку  $\pm 8^\circ$ , т. е. взять  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm 8^\circ)$ .

При необходимости вводится третья поправка, равная  $\pm 10^\circ$ , и берется  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm 10^\circ)$ .

Если экипажу известно, что снос самолета большой, то величина первой поправки на снос может равняться  $\pm 10^\circ$ .

Если упреждение на снос взято велико ( $КУР$  увеличивается при правом сносе), то необходимо установить самолет на  $МК$ , равный среднему значению последнего и предыдущего  $МК$ . Курс считается подобранным, если  $КУР$  не изменяется.

#### §4. Выход на радиостанцию с нового заданного направления

Выход на радиостанцию аэродрома с нового заданного направления осуществляется только по указанию диспетчера в целях обеспечения безопасности полета. Выходить на новую ЛЗП приходится при заходе на посадку по кратчайшему пути, на маршруте и в учебных полетах. Применяются следующие способы выхода на новую ЛЗП: с постоянным  $МК$  выхода, с постоянным  $КУР$  выхода.

**Выход на новую ЛЗП с постоянным  $МК$  выхода** применяется при заходе на посадку с помощью радиотехнических средств, а также при выполнении маршрутных полетов, когда разница между старым и новым значениями  $ЗМПУ$  (развилка) не превышает  $70^\circ$ . Порядок выхода на новую ЛЗП с постоянным  $МК$  выхода следующий:

- определить  $МПР$  и сравнением его с новым  $ЗМПУ$  определить сторону разворота для выхода на новую ЛЗП. Сторона разворота определяется по следующему правилу: если  $ЗМПУ_{нов}$  меньше  $МПР$ , разворот вправо, если больше  $МПР$ , разворот влево;
- определить угол выхода, рассчитать  $МК_{вых}$  и вывести самолет на новую ЛЗП.  $У_{вых}$  должен быть на  $20—30^\circ$  больше разницы между  $ЗМПУ_{нов}$  и  $МПР$ :  $МК_{вых} = ЗМПУ_{нов} \pm У_{вых}$
- определить момент выхода на новую ЛЗП по  $КУР_{вых} = 360^\circ \pm У_{вых}$ ;
- после выхода на новую ЛЗП установить самолет на  $МК_{сл}$ . Для полета на радиостанцию:  $МК_{сл} = ЗМПУ_{нов} - (\pm УС_{нов})$ ;
- контроль пути по направлению в дальнейшем осуществлять сравнением определяемых  $МПР$  с  $ЗМПУ_{нов}$  или по  $КУР_{сл} = МПР_{сл} - ЗМПУ_{нов}$ ;  $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_{нов})$ .

**Пример.**

$МК = 55^\circ$ ;  $КУР = 5^\circ$ ;  $ЗМПУ_{нов} = 110^\circ$ ;  $УС_{нов} = +8^\circ$ . Определить данные для выхода на новую ЛЗП и

следования по ней.

#### Решение.

- Находим МПР, сторону разворота для выхода на новую ЛЗП и угол выхода:  
 $МПР = МК + КУР = 55^\circ + 5^\circ = 60^\circ$ ;  $ЗМПУ_{\text{НОВ}}$  больше МПР — разворот влево;  
 $У_{\text{ВЫХ}} = ЗМПУ_{\text{НОВ}} - МПР + 20^\circ = 110^\circ - 60^\circ + 20^\circ = 70^\circ$
- Определяем  $МК_{\text{ВЫХ}} = ЗМПУ_{\text{НОВ}} \pm У_{\text{ВЫХ}} = 110^\circ - 70^\circ = 40^\circ$  и  
 $КУР_{\text{ВЫХ}} = 360^\circ \pm У_{\text{ВЫХ}} = 360^\circ + 70^\circ = 70^\circ$ .
- Рассчитываем  $МК_{\text{СЛ}} = ЗМПУ_{\text{НОВ}} - (\pm УС_{\text{НОВ}}) = 110^\circ - (+8^\circ) = 102^\circ$  и  
 $КУР_{\text{СЛ}} = 360^\circ + (\pm УС_{\text{НОВ}}) = 360^\circ + (+8^\circ) = 8^\circ$ .

### §5. Определение момента пролета радиостанции или ее траверза.

Полет на радиостанцию заканчивается определением момента ее пролета. Как правило, этот момент необходимо ожидать. О приближении самолета к радиостанции можно судить по следующим признакам: истекает расчетное время прибытия на РНТ; увеличивается чувствительность радиокompаса, что сопровождается отклонением стрелки индикатора настройки вправо. Момент пролета радиостанции определяется по изменению КУР на  $180^\circ$  или несколько больше (меньше)  $180^\circ$ .

В зависимости от места установки открытой антенны радиокompаса на самолете момент разворота стрелки указателя КУР на  $180^\circ$  может не совпадать с фактическим моментом пролета радиостанции самолетом, т. е. разворот стрелки КУР на  $180^\circ$  может произойти до или после пролета радиостанции. Эти отклонения могут достигать одной — трех высот полета. Кроме того, самолет может оказаться справа или слева от радиостанции. Если самолет проходит несколько в стороне от радиостанции, то за момент пролета принимают момент выхода самолета на траверз радиостанции, что фиксируется приходом стрелки радиокompаса при полете в штилевых условиях на КУР, равный  $90$  или  $270^\circ$ . Курсовой угол траверза радиостанции при ветре определяется по формуле  $КУР_{\text{тр}} = 90^\circ (270^\circ) + (\pm УС)$ .

### §6. Контроль пути по дальности с помощью боковых радиостанций

Контроль пути по дальности заключается в определении пройденного от КО или оставшегося до заданного пункта расстояния. С помощью боковых радиостанций эта задача решается следующими способами:

- пеленгованием боковой радиостанции и прокладкой ИПС на карте;
- выходом на предвычисленный КУР или МПР;
- выходом на траверз боковой радиостанции.

Все способы применяются в том случае, когда самолет следует по ЛЗП. Для выполнения точности контроля пути боковые радиостанции необходимо выбирать на удалении не более  $150$  км от ЛЗП.

**Контроль пути по дальности пеленгованием боковой радиостанции и прокладкой ИПС на карте.** Для контроля пути этим способом необходимо:

- настроить радиокompас на выбранную боковую радиостанцию, определить ИПС и заметить время пеленгования;
- проложить полученный ИПС на бортовой карте от выбранной радиостанции.

Линия пеленга укажет, на каком рубеже в момент пеленгования находился самолет.

Данный способ простой и обеспечивает достаточную точность контроля пути по дальности.

Недостатком его является прокладка пеленга на карте, а это не всегда удобно.

**Контроль пути по дальности выходом на предвычисленный КУР или МПР** является наиболее простым и распространенным способом контроля пути по дальности и не требует прокладки пеленга на карте. **Предвычисленным** называется заранее рассчитанный КУР для определения момента пролета контрольного ориентира, поворотного пункта маршрута или любой другой точки, лежащей на ЛЗП. Для применения этого способа необходимо:

- 1) при подготовке к полету:

а) во время подготовки карты наметить на ЛЗП точки контроля (КО, ППМ) и выбрать боковые радиостанции;

б) для каждой намеченной точки измерить ИПР на выбранную радиостанцию и определить предвычисленный МПР по формуле:

$$\text{МПР}_{\text{ПРЕДВ}} = \text{ИПР} - (\pm \Delta_M);$$

в) значения  $\text{МПР}_{\text{ПРЕДВ}}$  записать на бортовой карте;

2) в полете:

а) рассчитать предвычисленный КУР по формуле:

$$\text{КУР}_{\text{ПРЕДВ}} = \text{МПР}_{\text{ПРЕДВ}} - \text{МК};$$

б) за 3—5 мин до расчетного времени пролета данного ориентира настроить радиокompас на выбранную радиостанцию и следить за показанием стрелки указателя радиокompаса;

в) в момент, когда стрелка покажет  $\text{КУР} = \text{КУР}_{\text{ПРЕДВ}}$  или  $\text{МПР} = \text{МПР}_{\text{ПРЕДВ}}$ , самолет будет находиться над данным ориентиром.

Если выдерживаемый МК и МК, принятый для расчета  $\text{КУР}_{\text{ПРЕДВ}}$  не равны между собой, то момент пролета данного ориентира определяется по КУР, исправленному на разность магнитных курсов. Если  $\text{МК}_{\text{факт}} > \text{МК}_{\text{расч}}$  то  $\text{КУР}_{\text{ПРЕДВ}}$  меньше расчетного на такую же величину и наоборот. Недостатком способа является то, что контроль пути по дальности осуществляется только в момент пролета намеченной точки.

**Контроль пути по направлению и дальности на траверзе боковой радиостанции.** Для контроля пути этим способом необходимо:

1) при подготовке к полету выбрать боковые радиостанции для участков маршрута, нанести перпендикулярные отметки на ЛЗП, измерить и записать на карте расстояние  $S_{\text{ТР}}$  по перпендикуляру от радиостанции до ЛЗП

2) в полете:

а) настроить радиокompас на боковую радиостанцию; на  $\text{КУР} = 45^\circ (315^\circ) + (\pm \text{УС})$  включить, а на  $\text{КУР} = 90^\circ (270^\circ) + (\pm \text{УС})$  остановить секундомер;

б) по путевой скорости и времени, отсчитанному по секундомеру, определить пройденное самолетом расстояние:  $S_{\text{ПР}} = Wt_{\text{ПР}}$ . Если оно равно  $S_{\text{ТР}}$  то самолет находится на ЛЗП. При  $S_{\text{ПР}} \neq S_{\text{ТР}}$ , самолет уклоняется от ЛЗП;

в) определить линейное боковое уклонение самолета от ЛЗП по формулам:  $\text{ЛБУ} = S_{\text{ТР}} - S_{\text{ПР}}$  (радиостанция справа);  $\text{ЛБУ} = S_{\text{ПР}} - S_{\text{ТР}}$  (радиостанция слева).

## §7. Определение места самолета

Место самолета в полете определяется в целях контроля пути, определения навигационных элементов и восстановления потерянной ориентировки. С помощью радиокompаса место самолета может быть определено по одной и двум радиостанциям.

**Определение места самолета по одной радиостанции** двухкратным пеленгованием и прокладкой пеленгов на карте. Для применения данного способа необходимо использовать боковую радиостанцию, расположенную от ЛЗП на расстоянии до 150 км, а РВС на расстоянии до 300 км. Наибольшая точность определения МС достигается при изменении КУР на  $90^\circ$ , но в практике допустимо изменение КУР на величину  $25—30^\circ$

Место самолета определяется в следующем порядке:

- настроить радиокompас на выбранную радиостанцию, прослушать позывной и убедиться в ее работе;

- отсчитать  $\text{КУР}_1$  курс и время. Записать данные пеленгования в штурманский боржурнал. При использовании указателя штурмана отсчитать  $\text{ИПС}_1$  и время;

- выполнять полет с прежним курсом. Как только КУР изменится на  $25—30^\circ$ , отсчитать  $\text{КУР}_2$  и время. Записать данные в штурманский боржурнал. При использовании указателя штурмана отсчитать

ИПС<sub>2</sub> и время;

- рассчитать первый и второй истинные пеленги самолета и проложить их на карте от пеленгуемой радиостанции. По указателю пилота  $ИПС = КК + (\pm\Delta\kappa) + (\pm\Delta\mu) + КУР \pm 180^\circ + (\pm\sigma)$ ; по указателю штурмана  $ИПС = ИПС_{отсч} + (\pm\sigma)$ ;

- из любой точки первого пеленга отложить линию истинного курса и расстояние, пройденное самолетом за время между первым и вторым пеленгованием:  $S_{пр} = Wt$  или  $S_{пр} = Vt$ ;

- через конечную точку  $S_{пр}$  провести линию, параллельную линии первого пеленга. Точка пересечения ее с линией второго пеленга будет местом самолета в момент второго пеленгования.

**Определение места самолета по двум радиостанциям.** Место самолета этим способом определяется как точка пересечения двух линий радиопеленгов, проложенных на карте. Для определения МС необходимо выбрать две радиостанции с таким расчетом, чтобы одна из них была на ЛЗП или около нее, а вторая сбоку (справа или слева). При этом пеленги от этих радиостанций в районе определения МС должны пересекаться под углом около  $90^\circ$  или в пределах  $30 - 150^\circ$ .

При использовании одного радиокompаса порядок определения МС следующий:

- настроить радиокompас на радиостанцию, расположенную впереди или позади самолета, отсчитать  $КУР_1$  ( $ИПС_1$ ) курс и время. Данные пеленгования записать в штурманский бортовой журнал;

- быстро перестроить радиокompас на боковую радиостанцию, отсчитать  $КУР_2$  ( $ИПС_2$ ), курс и время. Данные пеленгования записать в штурманский бортовой журнал;

- рассчитать истинные пеленги и проложить их на карте:

$$ИПС = КК + (\pm\Delta\kappa) + (\pm\Delta\mu) + КУР \pm 180^\circ + (\pm\sigma)$$

Точка пересечения пеленгов будет местом самолета в момент пеленгования боковой радиостанции, если время между пеленгованиями не превышает 2 мин. В тех случаях, когда время между первым и вторым пеленгованием 2 мин и более, то необходимо внести поправку на расстояние, пройденное самолетом за это время. В этом случае необходимо:

- из точки пересечения пеленгов отложить линию истинного курса и расстояние на ней, пройденное самолетом за время между первым и вторым пеленгованием  $S_{пр} = Wt$  или  $S_{пр} = Vt$ .

- через полученную точку провести линию, параллельную линии первого пеленга. Точка пересечения этой линии с линией второго пеленга будет местом самолета в момент второго пеленгования.

Точность определения места самолета с помощью радиокompаса составляет 6—9% среднего расстояния до радиостанций.

**Определение места самолета по пеленгу от радиостанции и линейному ориентиру.** Данный способ применяется при видимости земной поверхности и наличии на ней опознанного характерного линейного ориентира (крупной реки, береговой черты и т. д.).

Порядок определения места самолета следующий:

- опознать линейный ориентир;

- настроить радиокompас на радиостанцию, пеленг от которой пересекал бы линейный ориентир под углом около  $90^\circ$ ;

- при выходе самолета на линейный ориентир отсчитать  $КУР$ , курс и время;

- рассчитать ИПС и проложить его на карте от радиостанции.

Точка пересечения проложенного ИПС с линейным ориентиром даст место самолета к моменту пеленгования

## §8. Использование указателя курсовых углов при полете по воздушным трассам.

В практике самолетовождения наибольшее время полета экипаж выполняет полет в режиме активного полета на и от радиостанции. На различных типах самолетов установлены различные указатели курсовых углов. На месте штурмана они обычно имеют большие размеры, что позволяет более точно определять радионавигационные элементы. На месте летчика указатель курсовых углов может иметь меньшие размеры, либо быть совмещены с указателем курсов.

Стрелка указателя  $КУР$ , в зависимости от типа установленного на самолете АРК, его

чувствительности и удаленности от РНТ может находиться в состоянии колебания, в этом случае показание необходимо снимать по центральной части зоны колебания стрелки.

На самолете может быть установлен одно- либо двух- стрелочный указатель КУР. В случае двухстрелочного указателя одна стрелка работает на один комплект АРК, другая на второй. Для упрощения отсчета МПР, на указателе КУР может быть 2 шкалы: первая (внутренняя)- неподвижная- шкала КУР, вторая (внешняя) - подвижная - шкала МПР. Подвижная шкала обычно вращается клемальерой, при выставлении ее таким образом чтобы против нулевого значения шкалы КУР находился МК самолета, по этой шкале против стрелки можно считывать МПР, а по обратному концу стрелки (при небольшом удалении от РНТ, так чтобы угол схождения меридианов не влиял на значение МПС) отсчитывается МПС.

При выполнении полета на радиостанцию или от нее, чаще всего штурман опирается не конкретными цифрами считанными с указателя КУР, а отклонениями стрелки от значения 0 (при полете на РНТ) и 180 (при полете от нее). Например для определения ДП, когда  $МК=ЗМПУ$ , зная цену деления необходимо отсчитать величину отклонения стрелки от нулевого значения (при полете на РНТ), а при полете от РНТ ДП определяется по отклонению от значения 180.

При полете на радиостанцию, когда МК взят с учетом УС, нулевое значение подвижной шкалы можно установить против значения УС на шкале КУР, тогда по ней можно будет считывать показания ДП, против стрелки, а при полете от РНТ - БУ против обратного конца стрелки. Сторону ДП и БУ по указателю АРК образно определяют так: точка крепления стрелки (стрелок) - это есть самолет, линия ЛЗП проходит через концы стрелок, (в случае однострелочного индикатора, ЛЗП проходит через конец стрелки параллельно воображаемой линии проходящей через значение УС по шкале КУР и точку крепления стрелки).

При полете в створе 2-х РНТ, одна из которых находится впереди самолета, а вторая сзади, самолет будет находиться на ЛЗП тогда, когда конец одной стрелки будет совмещен с началом другой, если это условие не соблюдается, линия пути будет находиться в стороне, куда направлены стрелки, при чем самолет будет ближе к той радиостанции, стрелка которой отклонена больше.

В случае если следующий участок пути, курс которого не совпадает с курсом данного участка, имеет в конце РНТ, (т.е. РНТ находится на следующем ППМ, после того к которому летит самолет), момент выхода на ППМ определяется по условию: МК следующего участка равен МПР на РНТ.

При исправлении пути по РНТ, следует учитывать ЛУР, при определении момента выхода на ЛЗП. Если разворот на курс следования начать выполнять в момент выхода на ЛЗП, то возникнет новое уклонение, противоположное стороне возврата на ЛЗП, и оно будет тем больше, чем больше был выбран угол выхода  $У_{\text{вых}}$ . В связи с этим, при приближении к ЛЗП следует постепенно в несколько этапов уменьшать величину  $У_{\text{вых}}$ , так как вычислить ЛУР в этом случае очень сложно. При малых  $У_{\text{вых}}$ , скоростях полета и большом удалении от РНТ, этой мерой можно пренебречь, так как цена деления указателя КУР не позволяет с большой точностью определить момент выхода на ЛЗП, а ЛУР имеет намного меньшую величину, чем возможное линейное уклонение, вызванное точностью определения выхода на ЛЗП по указателю КУР.

## Глава 13

# Применение угломерно- дальномерных радиотехнических систем в самолетовождении.

### §1. Радиотехническая система РСБН-2.

В гражданской авиации широкое распространение получила радиотехническая система ближней навигации (РСБН). Эта система является радиомаячной угломерно- дальномерной системой и состоит из наземного и бортового оборудования. В настоящее время имеется несколько вариантов бортового оборудования этой системы (РСБН - 2С, РСБН-7С и т.д.). Каждый вариант оборудования позволяет решать различный объем навигационных задач. Здесь рассматривается решение задач применительно к оборудованию РСБН-2С.

Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2 предназначена для обеспечения самолетовождения, захода на посадку в сложных метеоусловиях, контроля и управления движением самолетов с земли. Появление этой системы явилось большим достижением на пути автоматизации полета, обеспечения высокой точности самолетовождения и безопасности полетов. Радиотехническая система РСБН-2 позволяет в зоне действия решать следующие задачи самолетовождения:

- непрерывно определять место самолета;
- выполнять полет по заданному маршруту;
- выводить самолет в любую заданную точку независимо от условий видимости с указанием момента подхода к точке и момента ее пролета;
- определять навигационные элементы полета (ФМПУ, путевую скорость самолета и угол сноса);
- осуществлять контролируемое пробивание облачности и заход на посадку. В связи с этим самолетная аппаратура имеет отдельный режим работы для пробивания облачности и отдельный режим для осуществления захода на посадку. Режим «Пробивание облачности» в ГА не задействован;
- наблюдать с земли по индикатору кругового обзора (ИКО) за самолетами, определять их координаты и опознавать самолеты, если они оборудованы самолетной аппаратурой системы опознавания.

В настоящее время многие аэродромы и самолеты гражданской авиации оснащены наземной и бортовой аппаратурой системы РСБН-2. Это требует от летного состава знаний основных данных об этой системе.

**Основные сведения о системе РСБН-2.** Радиотехническая система РСБН-2 является неавтономной системой самолетовождения. Она работает на ультракоротких волнах, поэтому обмен сигналами между самолетом и наземным маяком возможен лишь на дальностях прямой видимости, которая в основном зависит от высоты полета и может быть определена по формуле:

$$D_{км} = 3,57\sqrt{H_{м}}$$

В горной местности, а также при наличии препятствий на пути распространения ультракоротких волн дальность действия системы уменьшается и зависит от угла, под которым видна антенна наземного маяка с самолета (угла места наивысшей точки препятствия). Непосредственно над радиомаяком прием сигналов невозможен из-за наличия нерабочей воронки, радиус которой примерно равен высоте полета самолета.

Система РСБН-2 является двухкоординатной. В ней применена полярная система координат. При работе система непрерывно выдает дальность (Д) от самолета до маяка и азимут(А) самолета относительно истинного меридиана, проходящего через радиомаяк. Такую систему называют смешанной или угломерно-дальномерной системой. На борту самолета точность выдаваемых координат составляет: по дальности  $\pm 200$  м и по азимуту  $\pm 0,25^\circ$ . На земле точность определения дальности равна  $\pm 2$  км

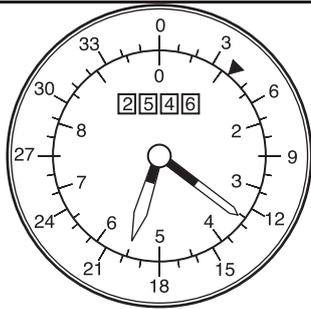


Рис 13.1. Прямо показывающий прибор дальности и азимута штурмана (ППДА-Ш)

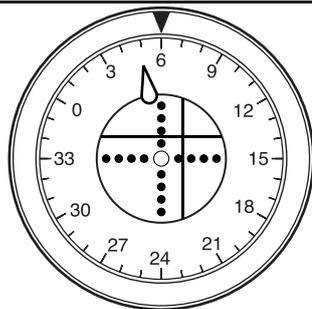


Рис 13.2. Комбинированный пилотажный прибор (КППМ)

и азимута  $\pm 1^\circ$ .

На самолете азимут и дальность непрерывно выдаются прямопоказывающим прибором дальности и азимута — ППДА. На земле отсчет азимута и дальности производится по индикатору кругового обзора, на котором наблюдаются все самолеты, работающие с наземным маяком системы. Установление принадлежности отметок конкретным самолетам на ИКО производится после дачи указания экипажу через ультракоротковолновую радиостанцию о необходимости выделения на индикаторе интересующего самолета. Получив такое

указание, пилот нажимает кнопку «Опознавание», расположенную на приборной доске, и называет свой позывной. При нажатии на самолете кнопки «Опознавание» ответные сигналы на ИКО повторяются дважды, вследствие чего отметка самолета на индикаторе раздваивается. Такая индикация ответных сигналов позволяет производить опознавание самолетов. Для связи с самолетами в составе наземного оборудования имеется связная ультракоротковолновая радиостанция.

Важным достоинством системы является большая пропускная способность и высокая точность выдаваемых координат места самолета. Система может одновременно обслуживать 100 самолетов. Пропускная способность ограничивается каналом радиодальномера. Канал азимута может обслуживать неограниченное количество самолетов одновременно, так как самолеты имеют только приемный азимутальный канал и не мешают друг другу.

Система РСБН-2 имеет следующие режимы работы: «Азимут», «Орбита», «СРП» и «Посадка». Выбор режима определяется выполняемой задачей. Пилотирование самолета во всех режимах осуществляется по комбинированному пилотажному прибору КППМ, который имеет две пересекающиеся под прямым углом стрелки. При выполнении захода на посадку КППМ является нуль-индикатором курса и глиссады, а его вертикальная стрелка является нуль-индикатором в маршрутном полете. Кроме двух пересекающихся под прямым углом стрелок, КППМ имеет третью стрелку - стрелку курса. В зависимости от типа КППМ и курсового оборудования самолета она может подключаться к гироиндукционному компасу или курсовой системе. Способ подключения приборов КППМ к датчикам курса решается для каждого типа самолета в отдельности.

КППМ используется не только совместно с системой РСБН-2, но и совместно с оборудованием посадочных систем СП-50 и «Курс-МП». Для подключения прибора КППМ к системе РСБН-2 или посадочным системам СП-50 и «Курс-МП» имеется специальный переключатель. При необходимости он может быть установлен в одно из следующих положений; «РСБН», «СП-50» или «Курс-М». Система РСБН-2 имеет 40 рабочих каналов. Каждый канал стабилизирован кварцем, что исключает взаимные помехи и обеспечивает возможность бесперерывного приема ответных сигналов наземного маяка.

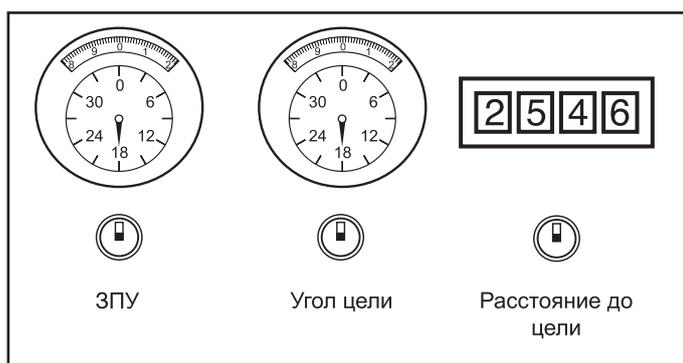
Для более полной реализации возможностей системы необходимо знать методы ее использования и уметь грамотно применять во всех режимах работы. Только при этих условиях система может обеспечить с большой точностью решение многих задач самолетовождения.

## §2. Применение системы РСБН-2 в полете.

Угломерно-дальномерная система может быть применена в полете на любом участке трассы в зоне ее действия. Используется она по плану, намеченному в период подготовки к полету. В плане указывается, в каком режиме необходимо использовать систему на том или другом участке трассы и для решения какой навигационной задачи ее следует применять. Рассмотрим методы использования системы и порядок работы с самолетным оборудованием при решении задач самолетовождения.

Щиток  
пилота

## БУ СРП



## Щиток штурмана

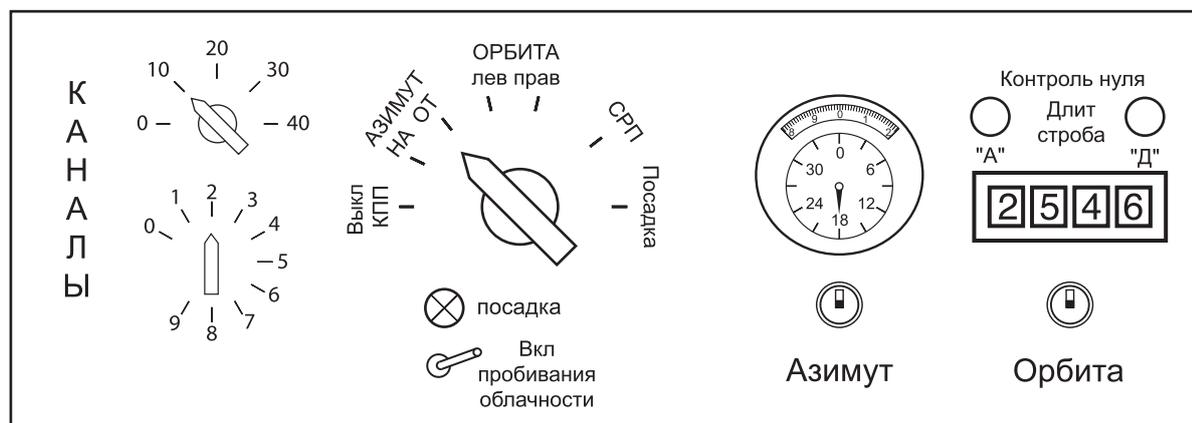


Рис 13.3. Органы управления РСБН-2

**Определение места самолета с помощью системы РСБН-2.** Для определения места самолета необходимо:

- 1) включить самолетное оборудование системы, для чего АЗС с надписью «РСБН» поставить в положение «Включено»;
- 2) поставить переключатель КППМ в положение «РСБН». Этот переключатель расположен на специальном щитке и предназначен для переключения КППМ с режима навигации на режим посадки;
- 3) установить в положение «Выключено» переключатель «Посадка», расположенный на щитке пилота, и переключатель «Пробивание облачности», расположенный на щитке управления штурмана;
- 4) установить на щитке управления штурмана номер канала работы наземного радиомаяка;
- 5) прослушать позывные сигналы и убедиться, что система настроена на выбранный маяк. Позывные сигналы наземного маяка передаются телеграфной азбукой и прослушиваются через СПУ, для чего переключатель на абонентском аппарате штурмана устанавливаются в положение «РК1», а переключатель «РК1— РСБН», расположенный на приборной доске штурмана, устанавливаются в положение «РСБН». Громкость позывных сигналов регулируется потенциометром, расположенным на щитке пилота;
- 6) установить переключатель рода работ в положение, соответствующее выбранному роду работы системы («Азимут», «Орбита», «СРП»);
- 7) через 5—6 мин после включения системы проверить работоспособность самолетного оборудования и произвести калибровку шкал азимута и дальности. Длительность стробирующего импульса обязательно регулируется при переходе на работу с одного радиомаяка на другой;
- 8) при необходимости определить место самолета, произвести отсчет азимута и дальности на ППДА и заметить время. Отсчет азимута на приборе штурмана производится по двум шкалам. Шкала грубого отсчета оцифрована от 0 до 360° с ценой деления 10°, а шкала точного отсчета имеет оцифровку

от 0 до 10° с ценой деления 0,1°. На ППДА пилота азимут отсчитывается только по грубому каналу. Цена одного деления на шкале этого прибора равна 2°. Дальность до маяка системы определяется по счетчику барабанного типа, позволяющему отсчитать текущую дальность с точностью до 0,1 км;

9) отложить на карте от радиомаяка отсчитанный азимут и на его линии дальность. Полученная точка даст место самолета к моменту отсчета азимута и дальности. Для упрощения определения места самолета следует использовать заранее нанесенную на карту сетку координат.

Достоинством системы РСБН-2 является то, что она непрерывно указывает место самолета в любом из режимов работы («Азимут», «Орбита», «СРП»), и позволяет с большей точностью решать основные задачи самолетовождения.

**Выполнение полета от наземного радиомаяка** возможно в том случае, когда линия заданного пути строго совпадает с направлением от радиомаяка. Для выполнения полета от радиомаяка необходимо:

1) включить самолетное оборудование системы и подготовить его к работе по заданному радиомаяку;

2) установить на щитке управления штурмана:

а) номер канала работы наземного радиомаяка;

б) переключатель рода работ в положение «Азимут от»;

в) ручкой «Азимут» установить значение азимута, равное ОЗИПУ, измеренному относительно истинного опорного меридиана, проходящего через наземный радиомаяк;

г) ручкой «Орбита» дальность от радиомаяка до пункта, момент пролета которого намечено определить по световым сигналам системы;

3) установить на приборе КППМ против треугольного индекса значение ОЗМПУ (ОЗИПУ);

4) переключатель КППМ поставить в положение «РСБН»;

5) пройти ИПМ с расчетным ОМК или с  $ОМК = ОЗМПУ$  и определить по КППМ и ППДА, где находится ЛЗП по отношению к самолету;

б) используя показания КППМ, вывести самолет на ЛЗП. Вертикальная стрелка КППМ указывает положение ЛЗП относительно самолета, а стрелка курса по отношению к вертикальной стрелке показывает, под каким углом к ЛЗП направлена продольная ось самолета (угол подхода к ЛЗП).

Для полета по ЛЗП пилот обязан подобрать такой курс, при котором вертикальная стрелка находилась бы в центре шкалы прибора. При наличии отклонения самолета от ЛЗП пилот обязан выйти на линию пути, для чего самолет разворачивают в сторону вертикальной стрелки КППМ и приводят кружок стрелки курса к верхнему обрезу вертикальной стрелки. Такое положение кружка стрелки курса обеспечивает непрерывное уменьшение угла подхода к ЛЗП и плавный выход на линию пути. При значительном отклонении самолета от ЛЗП до начала движения вертикальной стрелки от края шкалы к центру, стрелку курса рекомендуется устанавливать перпендикулярно к вертикальной стрелке, что обеспечит более быстрый выход на ЛЗП.

Для обеспечения плавного вывода самолета на заданное направление схема нуль-вождения КППМ имеет цепи ограничения, которые обеспечивают уменьшение угловой чувствительности вертикальной стрелки КППМ с увеличением сигнала рассогласования. Для того чтобы отклонение стрелки КППМ было пропорционально не угловому, а линейному отклонению самолета от заданного направления, в системе предусмотрена автоматическая регулировка чувствительности отклоняющей системы КППМ. Это обеспечивается введением в электрическую цепь КППМ функционального потенциометра, ось которого изменяет свое положение в зависимости от дальности до маяка. Линейная чувствительность схемы отрегулирована таким образом, что она практически не зависит от дальности. Схема нуль-вождения выполнена так, что при отклонении самолета от заданного направления в ней возникает напряжение рассогласования, которое преобразуется в напряжение постоянного тока и отклоняет вертикальную стрелку КППМ и тем самым указывает пилоту на необходимость маневра, обеспечивающего возврат самолета на заданное направление полета;

7) осуществлять полет по ЛЗП, удерживая вертикальную стрелку КППМ в центре шкалы прибора. Стрелка курса при нахождении вертикальной стрелки в центре шкалы прибора устанавливается на подобранный курс следования с учетом угла сноса. При отсутствии сноса она будет показывать курс, равный путевому углу;

8) заметить подобранный курс следования и выполнять в дальнейшем полет с этим курсом, установив его значение с помощью ручки против треугольного индекса КППМ;

9) периодически уточнять курс следования с таким расчетом, чтобы вертикальная стрелка КППМ находилась в центре шкалы прибора;

10) осуществлять контроль пути по направлению и дальности по показаниям ППДА. Основным методом контроля пути по направлению при пилотировании самолета с помощью КППМ является сопоставление отсчитанного на ППДА азимута с ОЗИПУ. Если азимут, отсчитанный на ППДА, соответствует ОЗИПУ, то полет выполняется по ЛЗП. При уклонении самолета вправо азимут будет больше ОЗИПУ, а при уклонении влево — меньше.

Контроль пути по дальности осуществляется путем наблюдения за текущей дальностью на ППДА с последующим расчетом путевой скорости и времени пролета контрольных точек маршрута;

11) определить момент пролета контрольной точки по световым сигналам системы. Система РСБН - 2 обеспечивает выдачу световых сигналов о подходе к заданной точке и ее пролете. Предупреждение о подлете к заданной точке и сигнализация о ее пролете осуществляются только в случае, если на щитке управления штурмана на селекторах азимута и орбиты установлены координаты заданной точки и самолет в ходе полета пройдет контрольную точку.

Когда самолет приближается к зоне заданного пункта на расстояние, равное 1—2 мин полета (радиус зоны предупреждения регулируется на заводе), и входит в так называемую зону предупреждения, загорается зеленая лампа «Подлет к зоне». В момент пролета контрольной точки происходит автоматическое включение красной лампочки «Пролет зоны», если фактические координаты, измеренные системой, соответствуют установленным на щитке управления или отличаются от них не более чем на  $1,1^\circ$  по азимуту и на 1,1 км по дальности. Лампы «Подлет к зоне» и «Пролет зоны» устанавливаются на приборных досках пилота и штурмана. Начиная с момента входа в зону предупреждения, пилот обязан более внимательно осуществлять пилотирование самолета, так как сигнальная лампа «Пролет зоны» включается, если курсовая стрелка КППМ находится в пределах черного кружка. После пролета пункта красная лампа гаснет, а после выхода самолета из зоны предупреждения гаснет и зеленая лампа.

Если самолет не пройдет точно над контрольной точкой, координаты которой установлены на щитке управления штурмана, то после предупредительного зеленого сигнала красная лампа не загорается. При установке на щитке управления штурмана координат поворотного пункта маршрута для обеспечения выхода на ЛЗП следующего участка необходимо учитывать линейное упреждение разворота (ЛУР), т. е. при установке дальности ППМ необходимо уменьшить фактическую дальность на величину ЛУР. В этом случае в момент загорания красной лампы самолет будет находиться над точкой начала разворота;

12) контролировать периодически исправность работы аппаратуры. Работа азимутального канала контролируется по бленкеру и сигнальной лампе «Неисправность канала азимута», а канала дальности - по сигнальной лампе «Неисправность канала дальности». При исправной аппаратуре сигнальные лампы азимута и дальности не горят.

**Выполнение полета на радиомаяк.** Полет на радиомаяк может быть выполнен, если ЛЗП совпадает с направлением на радиомаяк, а дальность до него обеспечивает устойчивый обмен сигналами между самолетом и наземным маяком. При полете на радиомаяк порядок работы с самолетным оборудованием такой же, как и при полете от радиомаяка. Исключение представляет положение некоторых переключателей и значения устанавливаемых данных: 1) переключатель рода работ на щитке управления штурмана устанавливаются в положение «Азимут на». При этом происходит изменение полярности включения вертикальной стрелки КППМ; 2) ручкой «Азимут» устанавливаются значения

заданного азимута  $A = \text{ОЗИПУ} \pm 180^\circ$ .

Методика выполнения полета на радиомаяк аналогична методике выполнения полета от радиомаяка. Войдя в зону действия радиомаяка, экипаж определяет по вертикальной стрелке КППМ и по значению азимута на ППДА положение самолета относительно ЛЗП. Выход на ЛЗП осуществляется по показаниям КППМ. Пилот непрерывно удерживает в совмещенном положении стрелку курса и верхний обрез вертикальной стрелки КППМ. Такое совмещение стрелок в процессе выхода обеспечивает одновременный разворот самолета с приближением его к ЛЗП по плавной кривой.

Полет по ЛЗП осуществляется с помощью КППМ, показания которого при полете на радиомаяк остаются такими же, как и при полете от радиомаяка, т. е. вертикальная стрелка указывает, где находится ЛЗП относительно самолета. Если вертикальная стрелка КППМ удерживается в центре черного кружка, то полет происходит по ЛЗП.

Контроль пути по направлению при полете на радиомаяк осуществляется по показаниям КППМ и ППДА. Сравнение показаний ППДА с заданным азимутом является основным методом контроля пути по направлению. Если фактический азимут, отсчитанный на ППДА, соответствует заданному, то самолет находится на ЛЗП; если фактический азимут больше или меньше заданного, то самолет находится соответственно слева или справа от ЛЗП. Контроль пути по дальности ведется путем наблюдения за текущей дальностью, непрерывно указываемой счетчиком ППДА.

Момент пролета ППМ (КО), как и при полете от радиомаяка, определяется с помощью световой сигнализации. Для этого на щитке управления штурмана на селекторах азимута и орбиты должны быть установлены координаты того пункта, момент пролета которого необходимо определить по световым сигналам системы.

**Выполнение полета по орбите.** Полетом по орбите называется полет по окружности с заданным радиусом, центром которой является радиомаяк. Такой полет может быть применен в том случае, когда линия заданного пути совпадает с окружностью. Например, если два ППМ находятся в зоне действия системы и расположены на одинаковом расстоянии от радиомаяка, то полет между этими пунктами можно выполнить по орбите.

При полетах по трассам режим «Орбита» практически не применяется. Однако в некоторых случаях при внетрассовых полетах, а также при выполнении полетов по специальному применению этот род работы может быть с успехом использован. Для выполнения полета по орбите необходимо:

- 1) установить на щитке управления штурмана:
  - а) канал работы наземного радиомаяка;
  - б) переключатель рода работы в положение «Орбита левая» или «Орбита правая».левой считается орбита, при полете по которой радиомаяк находится слева от самолета; если радиомаяк справа от самолета, то орбита будет правая;
  - в) ручкой «Орбита» радиус заданной орбиты;
  - г) ручкой «Азимут» азимут первого контрольного ориентира или ППМ (КПМ);
- 2) переключатель КППМ поставить в положение «РСБН»;
- 3) установить на КППМ значение МПУ, соответствующее направлению орбиты в точке выхода на нее самолета;
- 4) выйти к точке начала разворота и развернуть самолет на курс, равный примерно МПУ для точки выхода на орбиту. Для обеспечения плавного выхода на заданную орбиту этот разворот начинают с учетом линейного упреждения разворота. При полете к заданной орбите по азимуту величина ЛУР равна радиусу разворота самолета;
- 5) пользуясь КППМ, вывести самолет на заданную орбиту. Отклонение вертикальной стрелки КППМ при полете по орбите остается таким же, как и при полете по азимуту, т. е. она указывает, куда нужно развернуть самолет, чтобы выйти на ЛЗП. Вывод самолета на заданную орбиту осуществляется путем совместного использования стрелки курса и вертикальной стрелки КППМ;
- 6) выполнять полет по орбите, удерживая вертикальную стрелку в пределах черного кружка

шкалы КППМ. При полете по орбите путевой угол непрерывно меняется, поэтому пользоваться магнитным компасом в этом случае невозможно. Удержание самолета на заданной орбите достигается путем сохранения подобранного крена с плавным изменением курса;

7) осуществлять контроль пути по направлению и дальности. Контроль пути по направлению ведется наблюдением за положением вертикальной стрелки КППМ и значением текущей дальности на ППДА, которое должно быть равно дальности до заданной орбиты.

Контроль пути по дальности ведется наблюдением за текущим значением азимута и сравнением его с азимутом контрольных точек, а также с помощью световой сигнализации (по загоранию ламп подлета и пролета заданной точки). Для обеспечения контроля пути по дальности в период подготовки к полету для намеченных ориентиров определяют азимуты, которые записывают на карте и заносят в специальный бланк. В полете текущие значения азимута сравнивают с расчетным азимутом контрольного ориентира.

Таким образом, основной задачей экипажа при полете по орбите является сохранение на протяжении всего полета заданной дальности от наземного радиомаяка до самолета. Эта задача решается автоматически, если вертикальную стрелку КППМ непрерывно удерживать в центре шкалы.

### Выполнение полета в режиме «СРП».

Режим «СРП» применяется в том случае, когда ЛЗП не совпадает ни с линией азимута, ни с орбитой, т. е. когда радиомаяк расположен в стороне от прямолинейного участка маршрута. Этот режим наиболее широко применяется как при полете по воздушной трассе, так и при заходе на посадку. Работа системы в этом режиме обеспечивается счетно-решающим прибором, в котором можно задать любое направление ЛЗП посредством введения путевого угла, измеренного относительно истинного меридиана, проходящего через наземный радиомаяк, и полярных координат любой точки, находящейся на ЛЗП или ее продолжении.

В настоящее время применяются два метода установки данных на счетно-решающем приборе. Первый и основной — установка полярных координат опорной точки. Этот метод обеспечивает наибольшую точность полета по ЛЗП в режиме «СРП», кроме того, он имеет ряд преимуществ. Вторым методом — установка полярных координат точки, в которую необходимо выйти. Этот метод имеет меньшую точность, но его основное достоинство состоит в том, что он дает возможность выводить самолет в любую заданную точку по указанию диспетчера или по решению экипажа независимо от знания места самолета экипажем.

При подготовке к полету с использованием системы РСБН-2 в режиме «СРП» необходимо определить: ОЗИПУ участка маршрута относительно истинного меридиана радиомаяка; угол цели-азимут КПМ, ППМ или опорной точки (опорной называется точка пересечения линии траверса радиомаяка с ЛЗП или ее продолжением) и расстояние до цели (дальность от радиомаяка до КПМ, ППМ или до опорной точки).

Пилотирование самолета в режиме «СРП» осуществляется с помощью КППМ, но несколько с меньшей точностью, чем в режиме «Азимут» или «Орбита». При пилотировании самолета по вертикальной стрелке прибора КППМ в режиме «СРП» боковое отклонение может достигать  $\pm 3$  км. Точность самолетовождения в режиме «СРП» во многом зависит от точности измерения на карте и установки на блоке управления СРП исходных данных для участков маршрута. Поэтому ОЗИПУ, азимут и дальность конечного (поворотного) пункта маршрута или опорной точки следует определять

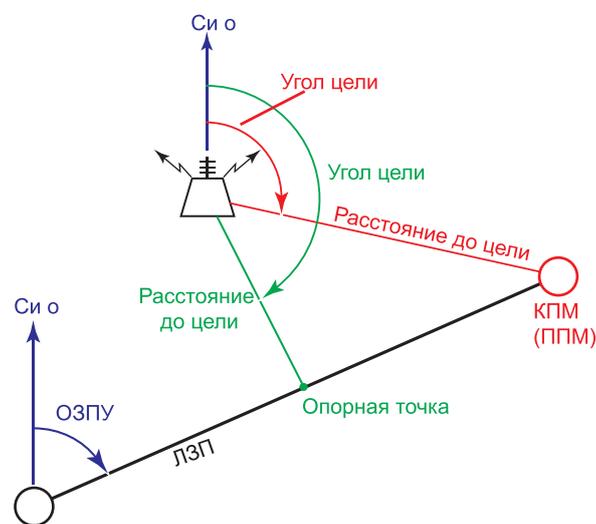


Рис 13.4. Подготовка данных для полета в режиме СРП (зеленым цветом - относительно Опорной точки, красным - КПМ, ППМ)

с большой точностью по крупномасштабной карте или рассчитывать по специальным формулам.

При полете по маршруту в СРП поступают текущие координаты самолета, измеряемые системой, и исходные величины, установленные на блоке управления счетно-решающего прибора. В результате сопоставления этих величин в СРП вырабатывается сигнал, который поступает на КППМ. Показания вертикальной стрелки КППМ аналогичны показаниям при полете по азимуту или орбите.

Для выполнения полета по маршруту в режиме «СРП» необходимо:

- 1) включить и подготовить к работе самолетное оборудование системы;
- 2) установить на блоке управления СРП:
  - а) ручкой «ЗПУ» величину ОЗИПУ участка маршрута относительно истинного меридиана, проходящего через наземный радиомаяк;
  - б) ручкой «Угол цели» азимут конечного (поворотного) пункта маршрута или опорной точки;
  - в) ручкой «Расстояние до цели» дальность до радиомаяка, конечного (поворотного) пункта или до опорной точки.
- 3) Установить на щитке управления штурмана:
  - а) канал работы радиомаяка;
  - б) переключатель рода работы в положение «СРП»;
  - в) ручками «Азимут» и «Орбита» азимут и дальность того пункта маршрута, пролет которого намечено определить по сигналам системы; При выполнении полета по маршруту в режиме «СРП» боковое отклонение от заданного маршрута может быть больше допустимого и сигнализация пролета при проходе контрольных точек может не сработать;
- 4) переключатель КППМ поставить в положение «РСБН»;
- 5) на КППМ установить значение ОЗМПУ участка маршрута;
- 6) развернуть самолет на расчетный ОМК или  $ОМК = ОЗМПУ$  и определить по вертикальной стрелке прибора КППМ положение ЛЗП относительно самолета;
- 7) пользуясь показаниями КППМ, вывести самолет на ЛЗП;
- 8) добившись устойчивого положения вертикальной стрелки КППМ в центре шкалы, заметить подобранный курс следования и подвести его с помощью ручки против треугольного индекса;
- 9) осуществлять полет по ЛЗП, удерживая вертикальную стрелку КППМ в центре шкалы;
- 10) вести контроль пути по направлению и дальности.

Контроль пути по направлению ведется наблюдением за положением вертикальной стрелки КППМ, а также сравнением текущей дальности и азимута с записанными на карте азимутом и дальностью для контрольных точек маршрута. Положение самолета относительно ЛЗП определяется по отсчитанной дальности на ППДА в тот момент, когда текущий азимут соответствует азимуту контрольной точки.

Положение самолета относительно ЛЗП можно определять не только в момент пролета контрольных точек, для которых на карте указаны предвычисленные азимуты и дальности, но и в любой момент. В этом случае необходимо по текущим координатам, снятым с ППДА, нанести на карту отметку МС.

Если на БУ СРП установлены координаты опорной точки, то система РСБН-2 позволяет определять в любой момент величину ЛБУ от ЛЗП. Для этого на БУ СРП ручку «Расстояние до цели» необходимо вращать до тех пор, пока вертикальная стрелка прибора КППМ не придет в центр шкалы. Добившись прихода стрелки в центр шкалы, отсчитывают значение фактического расстояния по линии траверза и определяют ЛБУ.

Величина ЛБУ равна разности дальности до опорной точки и фактической дальности

В случае отклонения самолета влево расстояние на БУ СРП нужно будет уменьшать. Знак ЛБУ проще определять по положению вертикальной стрелки КППМ перед тем, как определять величину ЛБУ.

**Выполнение полета параллельно ЛЗП.** Полет параллельно ЛЗП на заданном удалении от нее может выполняться по указанию службы движения или в случае возникшей для экипажа необходимости.

Обычно такие полеты приходится производить на участках набора высоты или снижения, когда встречные самолеты разводятся по боковому интервалу, а также на участках обхода грозы.

В режиме «СРП» для выполнения полета параллельно ЛЗП в случае, если за «цель» принята опорная точка, необходимо уменьшить или увеличить на БУ СРП расстояние до опорной точки на заданное удаление полета от ЛЗП и пилотировать самолет так, чтобы вертикальная стрелка КППМ находилась в центре шкалы прибора.

Если за «цель» был принят КППМ (ППМ), то необходимо перейти на пользование опорной точкой, для чего на БУ СРП установить азимут («угол цели») опорной точки, равный ОЗИПУ  $\pm 90^\circ$ , а также дальность опорной точки («расстояние до цели»), которую необходимо увеличить или уменьшить на заданное удаление полета от ЛЗП и затем продолжать полет по КППМ в обычном порядке.

Если полет выполняется от радиомаяка или на радиомаяк, то для полета параллельно ЛЗП необходимо:

- перейти на режим работы «СРП» и принять за «цель» опорную точку, расположенную с соответствующей стороны от ЛЗП на заданном удалении полета;
- установить на БУ СРП величину ОЗИПУ данного участка маршрута;
- установить на БУ СРП «угол цели», равный ОЗИПУ  $\pm 90^\circ$ . Знак плюс берется, когда необходимо полет выполнять правее ЛЗП, а знак минус — левее;
- установить на БУ СРП «расстояние до цели», равное заданному удалению полета от ЛЗП;
- выйти на параллельную ЛЗП и продолжать полет по КППМ в обычном порядке.

**Вывод самолета в заданную точку.** Система РСБН-2 позволяет решать задачу вывода самолета от любого, даже неизвестного места в заданную точку.

Такую задачу экипажу приходится решать в случае отклонения самолета от ЛЗП или вынужденного отклонения от трассы полета после обхода грозовых очагов.

Для вывода самолета в заданную точку необходимо:

- включить систему в режим работы «СРП»;
- установить на БУ СРП полярные координаты (азимут и дальность) точки, в которую необходимо выйти. При этом азимут устанавливается ручкой «Угол цели», а дальность — ручкой «Расстояние до цели»;
- вращением ручки «ЗПУ» на БУ СРП установить вертикальную стрелку КППМ в центре шкалы, после чего отсчитать на шкале ЗПУ значение ОЗИПУ относительно истинного меридиана радиомаяка для следования в заданную точку;
- перевести снятое значение ОЗИПУ в ОЗМПУ и установить его на КППМ против треугольного индекса;
- развернуть самолет на  $ОМК = ОЗМПУ$  и, установив вертикальную стрелку КППМ в центре шкалы прибора, выполнять полет в заданную точку;
- определить момент выхода самолета в заданную точку по световым сигналам системы, координаты которой для этого должны быть установлены на щитке управления штурмана.

### §3. Определение навигационных элементов полета с помощью РСБН.

Применение системы РСБН-2 позволяет определять путевую скорость и угол сноса. Используя эти основные навигационные элементы, экипаж может определить ветер, по которому в случае необходимости выполняются расчеты для обеспечения самолетовождения за пределами рабочей области системы.

**Определение путевой скорости при полете на радиомаяк и от радиомаяка.** Сущность определения путевой скорости с помощью системы РСБН-2 в этом случае состоит в определении пройденного самолетом расстояния за известный промежуток времени. При полете на радиомаяк или от радиомаяка для определения путевой скорости необходимо:

- отсчитать на ППДА дальность и пустить секундомер;

- по истечению 1—2 мин полета или большего промежутка времени вновь отсчитать на ППДА дальность;

- по отсчитанным дальностям определить пройденный самолетом путь и рассчитать на НЛ путевую скорость.

Высокая точность измерения дальностей с помощью системы РСБН-2 позволяет определять путевую скорость на коротких базах. Для быстрого определения путевой скорости изменение дальности определяют за 36 с. Чтобы добиться определения путевой скорости с точностью не ниже 1—2%, необходимо изменение дальности определять за 3 или 6 мин полета.

**Определение путевой скорости в режиме «СРП».** При полете по маршруту в режиме «СРП» путевая скорость определяется по времени и расстоянию между двумя отметками места самолета, нанесенными на полетную карту и координатам, выдаваемым системой. Для определения путевой скорости в режиме «СРП» необходимо:

- отсчитать на ППДА азимут и дальность, пустить секундомер;

- через 5—10 мин полета с постоянным курсом и скоростью снова отсчитать азимут и дальность и остановить секундомер;

- нанести на карту по отсчитанным координатам две отметки места самолета, измерить расстояние между ними и рассчитать на навигационной линейке путевую скорость самолета.

Для повышения точности расчета путевой скорости при полете в режиме «СРП» рекомендуется определять путевую скорость по времени пролета заранее намеченного контрольного этапа. Для этого при подготовке к полету намечают на маршруте контрольные этапы протяженностью по 50 или 100 км. Затем точно замеряют или вычисляют полярные координаты начала и конца каждого этапа и записывают их на карте у проведенных меток. В воздухе засекают время пролета намеченного контрольного этапа, а затем по измеренному времени полета и известному расстоянию рассчитывают путевую скорость.

**Определение угла сноса по двум отметкам места самолета.**

Для определения угла сноса этим способом необходимо:

- снять показания дальности и азимута самолета;

- пустить секундомер;

- выполнять полет с постоянным курсом;

- отметить на карте место самолета по снятым показаниям А и Д;

- через 3-15 минут снять показания дальности и азимута;

- остановить секундомер;

- отметить на карте место самолета по снятым показаниям А и Д;

- соединить отметки на карте;

- измерить фактический путевой угол (ФПУ);

- определить  $УС = БУ = ФПУ - К$  (где К-курс самолета). Следует заметить, что путевой угол и курс самолета должны быть в одной системе отсчета относительно меридиана радиомаяка.

**Определение угла сноса при полете в режиме “Азимут НА” и “Азимут ОТ”.**

Может выполняться двумя способами:

1. Подбором курса добится устойчивого положения вертикальной стрелки в перекрестии прибора КППМ, после чего определить  $УС = ФПУ - К$ . Следует заметить, что путевой угол и курс самолета должны быть в одной системе отсчета относительно меридиана радиомаяка.

2. В момент выхода точно на ЛЗП (линию азимута) включить секундомер и выполнять полет с расчетным курсом  $K_p$  в течении 3-15 мин. Вращением рукоятки АЗИМУТ на щитке штурмана добится возвращения вертикальной стрелки в центр КППМ. Определить

$$УС = БУ = Аз - Аф$$

где Аз- заданный Азимут

Аф- фактический Азимут

Первый способ целесообразно применять, если в составе экипажа нет штурмана, либо подбор курса следования можно выполнить в короткий промежуток времени, в один-два доворота. Во всех остальных способах, а особенно при полетах в режиме автоматического пилотирования целесообразней применять второй способ.

#### Определение угла сноса в режиме СРП.

Также как и при полете в режиме Азимут НА или Азимут ОТ имеет 2 способа: первый полностью совпадает с первым способом при полете в режиме Азимут НА или Азимут ОТ.

Второй способ зависит от того относительно какой точки определены параметры режима СРП.

В случае если параметры режима СРП определены относительно КППМ(ППМ) необходимо:

- в момент выхода точно на ЛЗП (вертикальная стрелка в центре КППМ) включить секундомер и выполнять полет с постоянным расчетным курсом в течении 3-15 мин;

- вращением рукоятки ЗПУ на щитке СРП добиться возвращения вертикальной стрелки в центр КППМ.

- определить УС по формуле:  $УС=БУ=ЗПУ_1-ЗПУ_2$

где  $ЗПУ_1$  - первоначальный ЗПУ установленный на щитке СРП

$ЗПУ_2$  - ЗПУ полученный на щитке СРП в конечном итоге.

В случае если параметры режима СРП определены относительно опорной точки:

- в момент выхода точно на ЛЗП (вертикальная стрелка в центре КППМ) включить секундомер и выполнять полет с постоянным курсом в течении 3-15 мин;

- вращением рукоятки Расстояние до цели добиться возвращения вертикальной стрелки в центр КППМ, при этом следует четко представлять положение самолета относительно ЛЗП и РСБН, например, в случае если вертикальная стрелка отклонилась в сторону РСБН (РСБН справа, стрелка вправо) необходимо уменьшать дальность.

- Определить ЛБУ (линейное боковое уклонение) как разность дальностей;

- Определить пройденное за интервал времени (считывается с секундомера) расстояние:  $S=W\Delta t$ ;

- на НЛ-10 определить  $УС=БУ$  (рис 13.5), знак УС и БУ определяется по отклонению вертикальной стрелки на этапе промера БУ: стрелка влево-снос правый и наоборот.

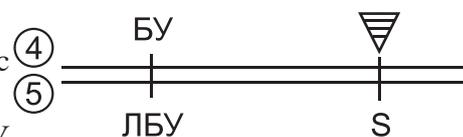


Рис 13.5. Определение БУ по известному ЛБУ и пройденному пути

Во всех случаях отклонения от ЛЗП, возврат на нее выполняется доворотом “на” вертикальную стрелку прибора КППМ. Угол выхода на ЛЗП выбирается в пределах 5-20°, в зависимости от пройденного и оставшегося до ППМ расстояния, можно определять ДП и ПК и выполнять возврат на ЛЗП теми же способами, что и при полете от или на угломерную радионавигационную точку (гл. 12)

#### §4. Навигационное оборудование VOR и DME.

VOR - VHF omnidirectional radio range - всенаправленный УКВ радиомаяк.

Маяки VOR работают в диапазоне частот 108,0 - 117,95 МГц. Они являются средствами ближней навигации. Находясь в зоне действия маяка, экипаж непрерывно с помощью бортовой аппаратуры определяет  $МПР_{VOR}$  и  $МПС_{VOR}$ , который является кроме того радиалом.

**Радиал (R)** - это магнитный пеленг, отсчитываемый от северного направления магнитного меридиана, проходящего через радиомаяк VOR, до направления на самолет, по часовой стрелки от 0 до 360°.

Средняя квадратичная погрешность определения пеленга составляет 3.6°. Дальность приема сигналов работы маяка зависит от его мощности и высоты полета ВС. В зависимости от мощности маяки VOR делятся на классы: “Т” - Terminal class, эффективная дальность менее 47км; “Н” - High Altitude Class, эффективная дальность менее 253 км; “L” - Low Altitude Class, эффективная дальность

менее 85 км; “U” - Class unspecified, неклассифицированный маяк.

DME - Distance Measuring Equipment - дальномерное оборудование. Самолетные дальномеры, используя маяки DME определяют расстояние (HD) до наземного маяка. Бортовые запросчики излучают импульсы в диапазоне 1025-1150 МГц. Ответные импульсы наземный маяк излучает в диапазоне 962-1213МГц. Бортовой запросчик автоматически определяет время между моментами излучения и приема импульсов и определяет дальность ВС до маяка. Современные дальномеры позволяют определять дальность как в км так и милях. Маяк DME одновременно может обслужить 100 ВС.

Маяки DME, объединенные с маяками VOR, образуют систему VORDME, которые позволяют определять полярные координаты (радиал R и дальность D) самолета. Для удобства работы частота DME приводится к частоте работы маяков VOR.

Самолетное оборудование работающее с наземным оборудованием VOR, DME и VORDME, позволяет определять радиал R, дальность D, рассчитывает путевую скорость (KTS) при полетах на и от DME, а также обеспечивает полет в режимах подобных режимам Азимут НА и Азимут ОТ РСБН. Для этого на навигационно-пилотажном приборе выставляется ЗМПУ, проходящий через VOR маяк, и планка положения (вертикальная стрелка) на НПП индицирует положение заданного азимута относительно самолета, а треугольный индекс показывает направление нахождения маяка (впереди или сзади). Обычно на борту зарубежных и отечественных самолетов установлено 2 комплекта оборудования работы с наземными VOR и DME, при этом один работает на навигационно-пилотажный прибор, а второй на индикатор курсовых углов.

При полетах на и от VOR маяка, по способу определения УС и БУ аналогичны методу определения БУ и УС с помощью РСБН в режиме Азимут НА и Азимут ОТ (см предыдущий параграф).

Определение места самолета производится прокладкой R и D на карте, при этом следует иметь ввиду, что радиал R отсчитывается от магнитного меридиана проходящего через маяк, в то время как азимут А от РСБН, отсчитывается от истинного меридиана.

Контроль пути по дальности и направлению с помощью VOR и DME, выполняется такими же способами как и с помощью РСБН.

Определение радионавигационных элементов полета по VOR и DME маякам, находящимся не на линии пути производится отметкой двух положений самолета на карте, и измерением, после соединения этих точек, фактического путевого угла и фактически пройденного расстояния, на основании которого, при известном времени определяется путевая скорость.

## **§5. Бортовое навигационно- посадочное устройство Курс-МП2.**

Навигационные задачи решаемые бортовым навигационно- посадочным устройством (БНПУ) Курс-МП следующие:

- самолетовождение по ортодромической траектории, проходящей через точку расположения VOR в автоматическом, директорном или ручном режимах;
- определение магнитного пеленга радиомаяка (МПРМ) или курсового угла радиомаяка (КУРМ);
- определение места самолета по двум VOR.

Для полета по ортодромической траектории, проходящей через точку расположения VOR (полет по линии радиала), необходимо настроить частоту VOR на пульте управления КУРС-МП2 и заданный магнитный путевой угол на пульте задатчика курса. Система автоматически определяет режим полета НА VOR или ОТ VOR. На НПП, вертикальная планка положения будет показывать положение линии пути, относительно самолета. В данном режиме определение навигационных элементов полета, а также определение уклонения от ЛЗП и выход на нее производится теми же методами, что и при полете по РСБН в режиме АЗИМУТ НА и АЗИМУТ ОТ. Пролет VOR аппаратура Курс-МП2, определяет сама и выполняет переключение с режима НА VOR и ОТ VOR автоматически. Тумблер ОТ - НА, на пульте задатчика курса служит для ручного переключения режима, в случае если самолет меняет направление полета на противоположное не над маяком, а недолетая до него.

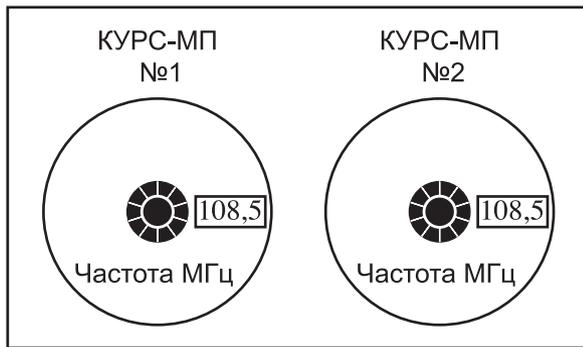


Рис 13.6. Пульт управления Курс-МП2

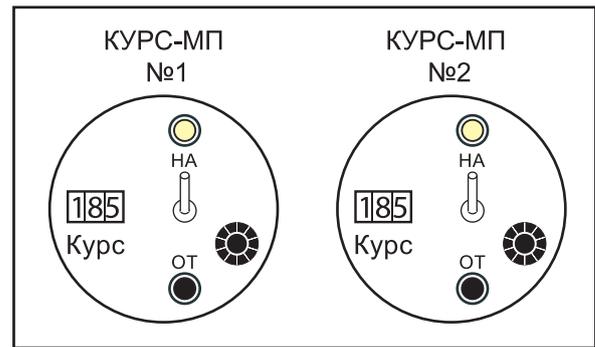


Рис 13.7. Пульт задатчика курса

**Контроль пути по дальности** с помощью Курс-МП2, производится по VOR маяку находящемуся в стороне от линии пути. Для того чтобы вести контроль дальности по боковому VOR маяку, необходимо снять показания радиала (МПРМ) по ИКУ или изменяя заданный путевой угол на пульте задатчика курса, добиться того, чтобы вертикальная планка (стрелка) положения на НПП установилась в центр прибора, и снять показания с задатчика курса. Отложить радиал (МПРМ) от VOR маяка по карте, и определить пройденное или оставшееся расстояние.

Радиалы по которым в полете будет производиться контроль пути по дальности, можно рассчитать предварительно перед полетом. Для этого на линии пути отмеряются отрезки с определенным интервалом, и измеряются значения радиала (МПРМ).

Для определения момента выхода на ППМ, контрольный ориентир (КО), точку начала разворота (ТНР), точку начала снижения (ТНС), можно использовать предвычисленные (измеренные предварительно перед полетом) значения радиала (МПРМ). В полете эти значения радиалов (МПРМ) устанавливаются на пульте задатчика курса, а момент выхода в заданную точку определяется по моменту когда вертикальная планка (стрелка) на НПП окажется в центре прибора, либо в момент когда на ИКУ МПРМ будет равен предвычисленному.

**Определение места самолет по 2 VOR**, производится точно так же, как и определение места самолета по 2 радиостанциям, описанный в главе 12.

## §6. Самолетный дальномер СД-67.

Самолетный дальномер предназначен для определения дальности до DME маяка. Самолетный дальномер позволяет решать следующие навигационные задачи:

- контроль пути по дальности при полете на или от DME маяка;
- определение момента начала разворота с учетом ЛУР;
- определение путевой скорости при полете на или от DME маяка.

В комплексе с Курс-МП СД-67 позволяет решать следующие задачи:

- определение места самолета по VORDME маяку;
- контроль пути по дальности и направлению по VORDME маяку.

Контроль пути по дальности при полете на или от DME маяка, может производиться как с целью контроля пройденного и оставшегося расстояния, так и с целью момента выхода на КО, ППМ, в ТНР или ТНС, для этого перед полетом определяют значения дальности этих точек. При полете на DME, находящийся в точке ППМ, в момент начала разворота, дальность будет равна значению ЛУР.

Определение путевой скорости при полете на DME или от него, производится путем деления пройденного расстояния на интервал времени, при этом пройденное расстояние определяют по разности значени дальности.

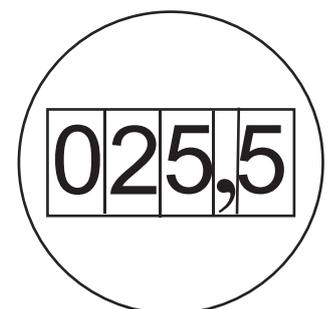


Рис 13.8. Индикатор дальномер ИДР

Теоретически по 2 DME маякам возможно определить место самолета, при этом от двух DME маяков необходимо провести дуги окружности равные измеренным дальностям, однако для этого способа необходимо иметь циркуль, и определить дальности до 2 маяков за короткий промежуток времени.

Определение места самолета по VOR и DME, выполняется снятием показаний радиала (МПРМ) и дальности, с последующим отметкой их на карте. Определение места самолета позволяет определить боковое и линейное боковое отклонение и поправку в курс. Последовательное определение двух положений самолета с интервалом в 5-15 мин, позволяет определить УС и путевую скорость.

## **§7. Подготовка к полету с использованием систем РСБН-2, Курс-МП2 и СД-75.**

Опыт использования системы РСБН-2 показывает, что достаточно полная реализация возможностей этой системы прежде всего зависит от заблаговременной подготовки данных для ее применения и оперативности работы экипажа в полете. Поэтому экипажи самолетов, на которых установлена аппаратура системы РСБН-2, обязаны в период предварительной подготовки к полету подготовить по всем участкам трассы необходимые данные, обеспечивающие эффективное применение системы для самолетовождения в полете. Такая подготовка освобождает экипаж от вычислений в воздухе и позволяет ему больше внимания уделять оперативности своей работы.

Если штурман не имеет в своем распоряжении для нужной трассы полета таблиц с готовыми данными для использования системы РСБН-2, необходимо:

- нанести на полетную карту по координатам все предполагаемые к использованию наземные маяки системы. Провести через точки установки наземных маяков истинные меридианы и линии азимутов 90 и 270°. Точки установки наземных радиомаяков должны быть нанесены с высокой точностью, так как допущенная при этом ошибка будет сказываться на точности определения всех предвычисленных данных;
- определить ортодромические истинные путевые углы по участкам маршрута, приняв в качестве опорного меридиан, проходящий через наземный радиомаяк, предполагаемый для использования;
- наметить на ЛЗП контрольные точки для осуществления в полете контроля пути. Измерить для этих точек, а также для ИПМ, ППМ и КПМ азимуты и дальности от наземного радиомаяка и записать их на карте у точек или пунктов, к которым эти данные относятся;
- определить по крупномасштабной карте или рассчитать по формулам исходные данные для участков маршрута, где предполагается применять режим работы «СРП»;
- на участках, где полет будет выполняться в режиме «СРП», наметить контрольные этапы протяженностью 50 или 100 км для определения путевой скорости и записать у меток их полярные координаты;
- рассчитать ЛУР для обеспечения выхода на ЛЗП во всех изломах маршрута, и измерить полярные координаты точки начала разворота;
- составить план использования системы и свести полученные расчетные данные в специальный бланк (табл. 13.1).

Таблица 13.1.

**План использования системы РСБН-2**

Маршрут	Канал	А	Д	Режим работы	ОЗИПУ	ЛУР, км	ТНР	
							А	Д
Привольное	25	49	-	Азимут ОТ	49			
Софиевка	25	49	69	Азимут ОТ	49			
Крымovo	25	49	119	Азимут ОТ	49	6	49	113
Покровское	25	75	167	СРП	119	5	74	165

Применение системы РСБН-2 не меняет установленного порядка самолетовождения. Поэтому

подготовка к полету с использованием системы должна проводиться в полном объеме в соответствии с требованиями Наставления штурманской службы и той специальной дополнительной подготовки, объем которой был изложен выше.

Подготовка к полету с использованием Курс-МП2 и СД-67, не отличается от подготовки к полету с использованием РСБН-2. На самолетах, где установлены все три вышеупомянутые системы можно применять таблицу 13.2.

Таблица 13.2.

**План использование систем РСБН-2, Курс-МП, СД-67 в полете.**

Маршрут	Канал	А	Д	Режим работы	ОЗИПУ	ЛУР, км	ТНР	
							VOR частота	R
								R
Александровское	25	49	69	Азимут ОТ	49	6	49	63
	103,6	80	119	103,6	49	6	79	113

## Глава 14

### Радионавигационные карты.

#### §1. Номенклатура радионавигационных карт.

Радионавигационные карты относятся к категории специальных карт и являются важнейшим документом аэронавигационной информации, используемым при подготовке и выполнении полетов.

Работа над созданием радионавигационных карт (РНК) с использованием средств автоматизированного проектирования началась в 1996 году.

В настоящее время радионавигационные карты, публикуемые ЦАИ ГА, охватывают территорию России, государств СНГ и стран Балтии, все страны Европы, Азии, Африки, Ближнего Востока и Америки, а также Австралию. Кроме этого, ЦАИ ГА публикует обзорную карту воздушных трасс по территории России и сопредельных государств, кроссполярную карту, а также схему Московской воздушной зоны.

Все радионавигационные карты выполнены в равноугольной конической проекции Ламберта. Данная проекция имеет следующие свойства:

- масштаб карты неодинаков - на внешних сторонах карты от параллелей сечения он крупнее, а между параллелями сечения - мельче;
- на параллелях сечения искажения длин отсутствуют, а в полосе  $\pm 5^\circ$  от параллели сечения они незначительны;
- ортодромия для расстояний 1000-1200 км - практически прямая линия; для больших расстояний она представляет собой кривую линию выпуклую в сторону большего масштаба;
- локсодромия изображается кривой линией выпуклой к экватору;
- меридианы изображаются прямыми линиями, сходящимися к полюсу, а параллели - дугами окружности;
- угол схождения меридианов равен:

$$\sigma = \Delta\lambda \sin\varphi_{cp}$$

где  $\sigma$  – угол схождения меридианов;

$\Delta\lambda$  – разница долгот меридианов;

$\varphi_{cp}$  - широта средней параллели сечения.

Радионавигационные карты ЦАИ ГА выполнены в различных масштабах 1:1 500 000, 1:2 000 000, 1:3 000 000 и 1:4 000 000 и содержат полную информацию, необходимую экипажам воздушных судов для выполнения безаварийного полета.

В некоторых случаях, когда общий масштаб и плотность размещения изображений графических элементов не позволяет наглядно отобразить всю необходимую по конкретному региону информацию, карта дополняется “врезками” в укрупненном масштабе, которые размещаются на оборотной стороне листа.

Радионавигационные карты по территории России, государств СНГ и стран Балтии в настоящее время публикуются в новой нарезке.

Нарезка выполнена с учетом сложности навигационной обстановки и имеет переменный масштаб. Это позволило уменьшить количество листов с 36 до 11. Масштабы листов новой нарезки: 1:2 000 000, 1:3 000 000 и 1:4 000 000, в зависимости от плотности информации, отображаемой на листе.

Обзорная Карта Воздушных трасс России и сопредельных государств предназначена для эффективного планирования полетов, выбора оптимального маршрута и запасных аэродромов. Во время планирования и подготовки к полету штурманскому составу и администрациям авиационных предприятий часто бывает необходимо иметь перед собой единую карту, целиком охватывающую всю территорию от аэропорта вылета до пункта назначения. Карта выполнена в масштабе 1:4 000 000 и представляет собой склейку из девяти листов. Для отдельных районов, перегруженных информацией, применяются “врезки” с более крупным масштабом изображения.

В качестве дополнения к РНК Российской Федерации, ЦАИ ГА с 1997 года выпускает специальный лист “Московская воздушная зона”, выполненный в масштабе 1:500 000, который уже нашел свое применение как наглядное пособие для подготовки летных экипажей, осуществляющих полеты в зону московского аэроузла, а также как справочный материал для командно - диспетчерских пунктов.

Российские летчики стояли у истоков освоения воздушных трасс, проходящих через Северный Полюс. Однако сегодня полеты наших гражданских воздушных судов в этом регионе по - прежнему носят экспериментальный характер. Для организации регулярных массовых кроссполярных полетов, гражданской авиации необходимо наличие точной радионавигационной карты района Северного Полюса. Такую карту в настоящее время уже публикует ЦАИ ГА и предлагает ее всем заинтересованным отечественным авиапредприятиям.

По территории стран Европейского региона ЦАИ ГА публикует 13 листов радионавигационных карт, выполненных в масштабе 1:1 500 000 и 1:2 000 000. По территории стран Юго - Восточной Азии - 10 листов переменного масштаба от 1:2 000 000 до 1:5 000 000. По территории Австралии - 2 листа масштаба 1: 4 000 000. По территории стран Африки и Ближнего Востока - 8 листов выполненных в масштабе 1:4 000 000. По территории Атлантики и Америки 23 листа масштаба 1:2 000 000, 1:3 000 000 и 1:4 000 000.

Сведения, опубликованные на радионавигационных картах отображают всю действующую аэронавигационную информацию по воздушным трассам государств, полученную от официальных полномочных авиационных органов.

Цветовая палитра радионавигационных карт ЦАИ ГА подобрана таким образом, чтобы облегчить летному составу чтение и понимание отображенной на них информации в различных условиях естественного и искусственного освещения.

Для нанесения на карту линий магнитных изогонов используются исходные данные и специальные вычислительные алгоритмы, разработанные Институтом Земного Магнетизма и Радиоволн Академии Наук Российской Федерации. Исходные данные обновляются ежегодно. Однако, в соответствии с рекомендацией ИКАО отображать на полетных картах и схемах информацию о магнитном склонении в соответствии с эпохами его изменения, на публикуемых сегодня ЦАИ ГА радионавигационных картах линии магнитных изогонов отражают состояние магнитного поля Земли на 2000 год.

ЦАИ ГА обеспечивает выпуск и постоянное обновление радионавигационных карт. Независимо от количества изменений, в опубликованной ранее аэронавигационной информации, РНК на территорию России и сопредельных государств переиздаются 4 раза в год, остальные - не реже 2-х раз в год.

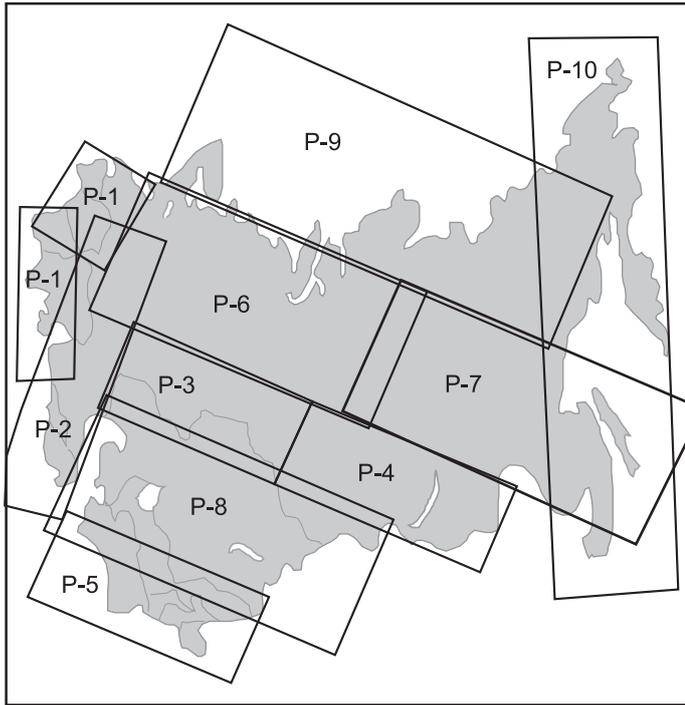


Рис 14.1. Нарезка РНК. Страны СНГ.

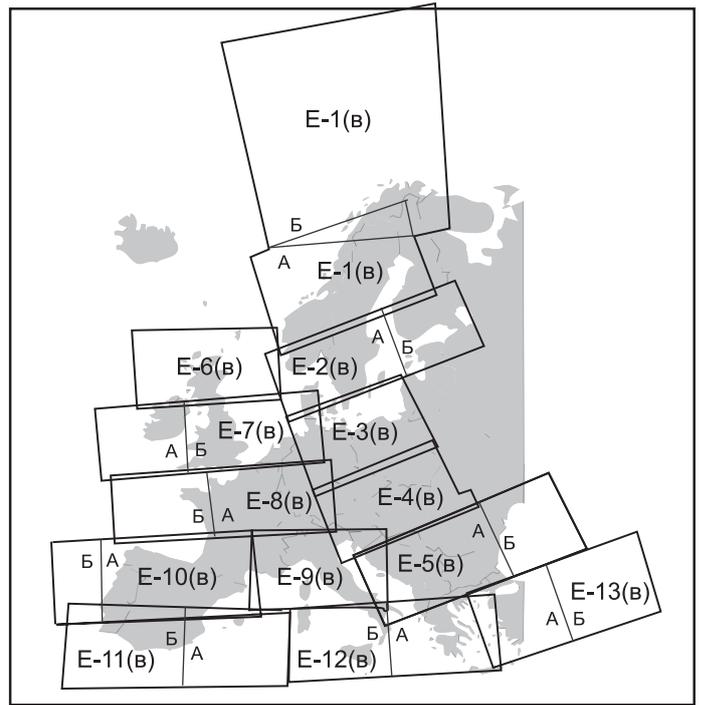


Рис 14.2. Нарезка РНК. Европа.

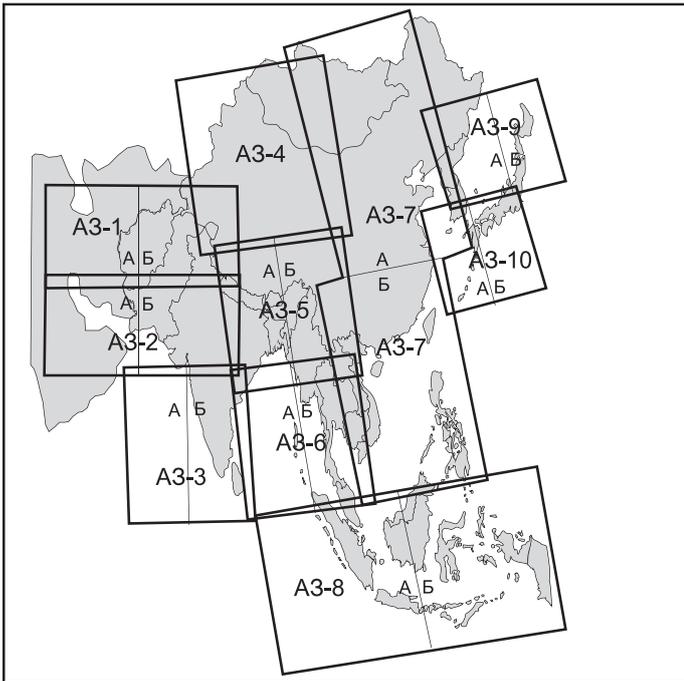


Рис 14.3. Нарезка РНК. Азия.

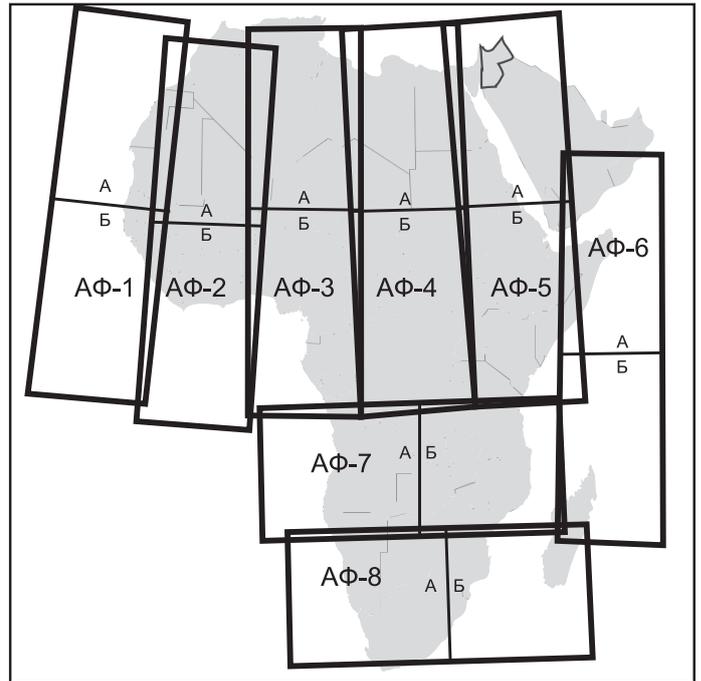


Рис 14.4. Нарезка РНК. Африка.

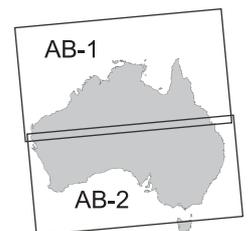


Рис 14.5. Нарезка РНК. Австралия.

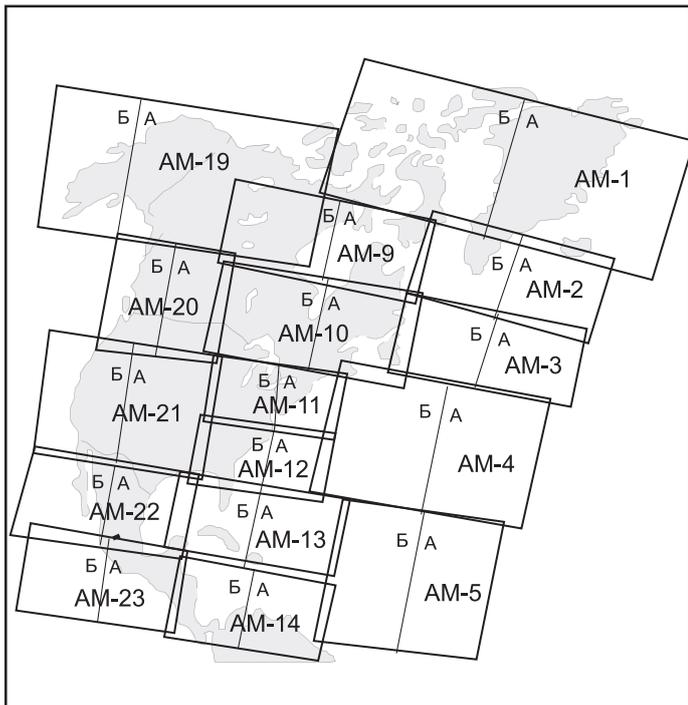


Рис 14.6. Нарезка РНК. Северная Америка.

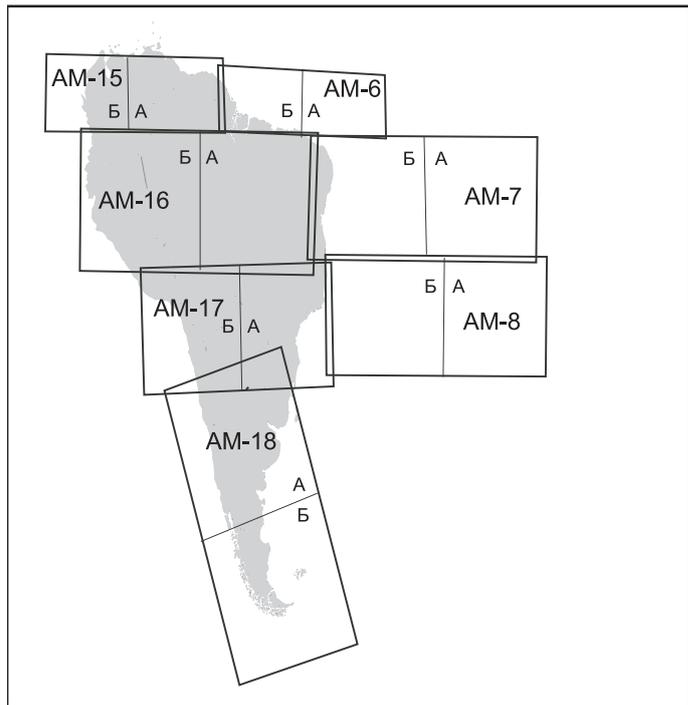


Рис 14.7. Нарезка РНК. Южная Америка.

## §2. Содержание радионавигационных карт.

На радионавигационных картах нанесены крупные естественные и искусственные площадные и линейные ориентиры, отметки высот, линии изогон магнитного склонения, воздушные трассы, аэродромы, границы районов центров УВД, радиотехнические и радиосвязные наземные средства, вспомогательные азимутальные сетки и сетки магнитных пеленгов, пункты выхода на связь.

В данном параграфе рассмотрим основные условные обозначения карт РНК:

⊙ Кротокин Крупные населенные пункты

• 120 Отметки высот



Границы государств

Иркутск (УИИИ)

Границы районных центров управления воздушным движением РЦ УВД и ВРЦ УВД.

ВРЦ Братск (УИББ)



Граница района аэродрома

270 Граница секторов внутри РЦ УВД с указанием азимута границы

Сектор 060 -180
<b>АРХАНГЕЛЬСК-КОНТРОЛЬ</b>
133.8 05.00 - 18.00
134.3 18.00 - 05.00
132.3 резерв

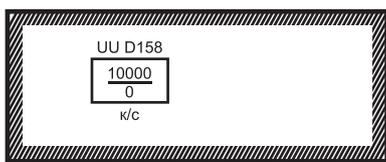
Пункт УВД с указанием сектора, позывного, частот, режима работы и диапазона высот. В нашем примере в первом случае Архангельск контроль в секторе от А=060 до А=180 градусов работает на частоте 133.8 с 05ч00м и до 18ч00м и с 18ч00м до 05ч00м на частоте 134.4. Частота 132.3 резервная. Во втором случае на частоте 133.8 связь осуществляется круглосуточно (к/с) при полете на высоте до 8700м, и на частоте 134.8 круглосуточно на высоте 8700м и выше.

Сектор 060 -180
<b>АРХАНГЕЛЬСК-КОНТРОЛЬ</b>
133.8 к/с до 8700
134.3 к/с 8700 и выше

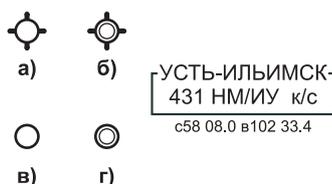
Примечание: наряду с аббревиатурой к/с используются также п/п (по плану полетов, т.е. только когда запланированы полеты) или п/з (по запросу, т.е. по требованию экипажей). Данные аббревиатуры используются в описании режима работы различных РТС, зон с особыми режимами полетов, средств связи.

14-2

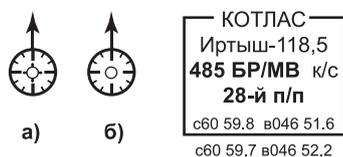
Граница с соседним листом карты РНК.



Зоны с особыми режимами полетов. UU D158 - код зоны, диапазон высот 0-10000м, круглосуточно. Полеты в данной зоне в указанном диапазоне высот, запрещены. Чаще всего полеты в данных зонах запрещены в периоды не имеющие определенной закономерности, в таких случаях вместо к/с пишется по НОТАМ. Режим работы зоны может описываться также конкретными интервалами времени.



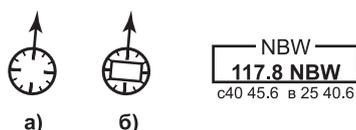
Аэродром. Трассовый (а), Трассовый совместного базирования (б), внетрассовый (в), внетрассовые совместного базирования (г). Рядом с аэродромом располагается пояснительная надпись. В приведенном примере: аэродром Усть-Ильимск, частота ДПРС 431, позывные НМ, для одного направления посадки, ИУ для противоположного. ДПРС работают круглосуточно, внизу указаны географические координаты КТА(центр ВПП).



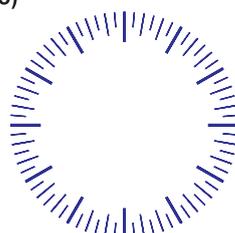
Аэродром с РСБН. Условное обозначение РСБН- циферблат, с ценой деления 30 градусов, или 1 час и стрелка. Стрелка соориентированная относительно истинного меридиана, говорит о том, что это РСБН (стрелка соориентированная относительно магнитного меридиана-VOR). В пояснительной надписи канал РСБН пишется после данных ДПРС, в данном случае РСБН работает на 28 канале, режим работы- по плану полетов, ниже даются географические координаты РСБН. Кроме того по сравнению с предыдущим примером появилась надпись Иртыш-118,5, это позывной и частота связи с диспетчером круга. Данная надпись может присутствовать в пояснительной надписи любого аэродрома, независимо от его оборудования (не стоит думать, что она не могла присутствовать в верхнем примере).



Аэродром с VOR (пример а и б) или VORDME (пример в и г). Условное обозначение VOR отличается от условного обозначения РСБН тем, что у VOR стрелка соориентирована по магнитному меридиану. Условное обозначение DME - прямоугольник в центре условного значка VOR. DME может быть и отдельным устройством, и его условное обозначение независимо от условного обозначения VOR. В пояснительной надписи на месте канала РСБН стоит частота VOR и его трехбуквенный позывной. Рядом может стоять режим работы VOR, ниже всегда пишут географические координаты VOR. Аэродром может быть оборудован и РСБН и VOR, в этом случае в пояснительной надписи пишется информация и о РСБН и о VOR.



Внеаэродромный VOR (а) VORDME (б). В пояснительной надписи указывается название VOR, а чаще всего он совмещен с пунктом донесения, в этом случае в пояснительной надписи указывается наименование пункта донесения. Далее пишется частота, трехбуквенный позывной и географические координаты.



Вокруг аэродромных и внеаэродромных VOR и РСБН, наносят вспомогательные азимутальные или радиальные сетки. Они имеют довольно большой радиус, чтобы незагромождать карту и обеспечить наибольшую точность определения радиалов и азимутов. Радиальная

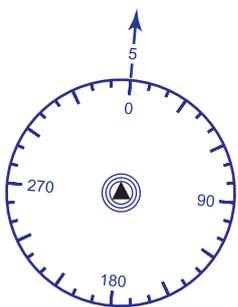
сетка соориентирована по магнитному меридиану азимутальная по истинному. Сетка имеет цену деления 5 градусов, оцифрована во внутренней части шкалы через 10 градусов, и имеет 30 градусные цены деления, нанесенные более жирно, для определения радиалов и азимутов в часах.



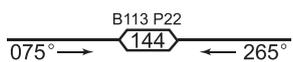
Пункты необязательного (а) и обязательного (б) донесения. Рядом пояснительная надпись, включающая наименование пункта и его географические координаты.



Пункт обязательного и необязательного донесения, совмещенный с ШВРС. Рядом в пояснительной надписи пишется наименование пункта, частота и позывные ШВРС, режим работы, ниже позывные ШВРС в кодах азбуки Морзе, и географические координаты.



Вокруг ШВРС иногда наносят вспомогательную сетку пеленгов, она имеет меньший радиус, цену деления 10 градусов и оцифрована через 90 градусов. В отличие от радиальной сетки, сетка пеленгов имеет стрелку соориентированную по магнитному меридиану, в середине которой указывается магнитное склонение.



Участок воздушной трассы с двухсторонним движением, в начале и конец участка трассы указываются магнитные путевые углы следования по трассе, в центре в многоугольнике, одновременно указывающем направленность движения по трассе, расстояние, чуть выше наименование трассы, согласно сборнику ВТ.



Участок воздушной трассы с односторонним движением.



Участок воздушной трассы с односторонним движением с указанием диапазона высот, на которых можно следовать по данной трассе.



Участок спрямления воздушной трассы.



Радиовещательная станция с указанием наименования, частоты вещания, режима работы и географических координат.

Все географические координаты на РНК указаны в формате: БГГГ ММ.м. Здесь “б”- буквенное обозначение стороны света (для широты “с”-северная, “ю”- южная, для долготы “в”-восточная, “з”- западная); ГГГ - градусы (для широты две цифры, для долготы - три), ММ- минуты, м- десятые доли минут.

В данном параграфе описаны основные условные обозначения РНК. Элементы условных обозначений и сами условные обозначения могут использоваться в различных комбинациях. Примерно 90% содержания карт РНК составляют рассмотренные условные обозначения. Их знания достаточно для грамотного использования карт.

# Раздел V

## Ортодромический способ самолетовождения.

### Глава 15

#### Полет по ортодромии.

##### §1. Необходимость полета по ортодромии.

Многие современные самолеты гражданской авиации предназначены для выполнения дальних полетов. Они оснащены специальным оборудованием, позволяющим выполнять полеты по ортодромии. Переход к полетам по ортодромии вызван необходимостью повышения точности самолетовождения и автоматизации его процесса. Выполнение полетов по ортодромии требует от пилотов и штурманов знания многих теоретических и практических вопросов. Важность изучения этих вопросов обусловлена еще и тем, что в настоящее время курсовые системы, обеспечивающие полет по ортодромии, стали устанавливаться и на самолетах, выполняющих полеты по местным воздушным линиям. Как известно, ортодромия — это дуга большого круга, являющаяся линией кратчайшего расстояния между двумя точками на земной поверхности.

На полетных картах, составленных в международной, полярной стереографической и равноугольной конической проекциях, ортодромия на расстояниях до 1000—1200 км практически совпадает с прямой. Следовательно, маршрут полета на картах всегда прокладывается по ортодромии. Полет по заданному маршруту может выполняться по локсодромии или по ортодромии. Это зависит от оборудования самолета курсовыми приборами.

При пользовании магнитными компасами полет по маршруту можно выполнять только по локсодромии — линии, пересекающей меридианы под постоянным углом. В этом случае по магнитному компасу выдерживается постоянный курс следования, рассчитанный для МПУ, измеренного относительно среднего меридиана участка маршрута. Линия фактического пути самолета при выдерживании курса по магнитному компасу, вследствие схождения меридианов к полюсу, не совпадает с проложенной на карте прямой линией.

На средних широтах при длине участка до 200—250 км максимальное отклонение локсодромии от прямой линии (ортодромии) не превышает 2—3 км. При существующих допусках в точности самолетовождения такие отклонения являются допустимыми.

При длине участка в 600 км максимальное отклонение самолета от ортодромической линии пути достигает 8—10 км, т. е. выходит за пределы допустимой точности самолетовождения. Чтобы уменьшить отклонения самолета от ортодромической линии пути, приходится большие участки маршрута делить на ряд участков с таким расчетом, чтобы средний МПУ отличался от МПУ на концах отрезка не более чем на 1—2°. При полетах по таким участкам приходится менять значение МПУ через 10–15 мин как по причине схождения меридианов, так и вследствие изменения магнитного склонения, что создает трудности и неудобства в самолетовождении. Кроме того, даже при таком дроблении участков маршрута фактическая линия пути по локсодромии отклоняется от прямой линии, проложенной на карте, до 3 км, что усложняет контроль пути по пеленгам радиотехнических средств, расположенных в поворотных пунктах маршрута. При полете от радионавигационной точки или на радионавигационную точку контроль пути по направлению ведется по радиопеленгам. Известно, что линия всякого радиопеленга является ортодромией. Но при полете по локсодромии фактическая линия пути самолета отходит от ортодромической линии, проложенной на карте. Поэтому при полете по

локсодромии трудно установить по радиопеленгам причину уклонения самолета от проложенного на карте маршрута.

Таким образом, локсодромическая система счисления пути при полете на участках большой протяженности не обеспечивает нужной точности самолетовождения и создает ряд неудобств для полетов скоростных самолетов. Для повышения точности самолетовождения и упрощения решения многих навигационных задач полеты необходимо выполнять по ортодромии.

Ортодромия пересекает меридианы под разными углами, и полет по этой линии с помощью магнитного компаса невозможен. Для полета по ортодромии определяются ортодромические путевые углы относительно опорных меридианов. По ортодромическим путевым углам рассчитываются ортодромические курсы с учетом влияния ветра, которые выдерживаются с помощью специальных курсовых устройств, таких, как курсовая система (ТКС-П), гиropolукомпас ГПК-52 и астрономический компас ДАК-ДБ-5.

При полете самолета с ортодромическим курсом линия фактического пути на карте изображается прямой линией, т. е. так же, как линия заданного пути. Положение самолета относительно ЛЗП в этом случае можно точно определить по пеленгам радиотехнических средств, расположенных в поворотных пунктах. Сравнивая ортодромический пеленг с ортодромическим путевым углом, можно безошибочно установить наличие уклонения самолета от ЛЗП.

Рассматривая полеты по ортодромии и локсодромии, следует учитывать и экономичность полетов. Из самого определения ортодромии следует, что кратчайшим расстоянием между двумя пунктами будет путь по ортодромии. На средних широтах выигрыш в расстоянии при полете по ортодромии на участке протяженностью в 600—800 км составляет 2—3 км. Конечно, такая разница в длине пути одного участка незначительна. Но если взять, например, трассу Москва—Хабаровск, протяженность которой около 7000 км, то общая разность пути достигает почти 30 км. В масштабах авиакомпаний полеты по ортодромии в течение года создают определенную экономию.

Если бы полеты между пунктами вылета и назначения проводились по прямой, т. е. без изломов маршрута, то разница пути по ортодромии и локсодромии достигала бы нескольких сот километров. В этом случае, например, при полете из Москвы в Хабаровск длина пути по ортодромии была бы короче длины пути по локсодромии на 552 км. В гражданской авиации полеты самолетов проходят по утвержденным трассам через заданные пункты и имеют ряд изломов, т. е. полеты выполняются не по ортодромии всего маршрута (главной ортодромии), а по участкам маршрута (по частным ортодромиям).

Таким образом, ортодромический способ повышает точность самолетовождения, а в высоких географических широтах, где горизонтальная составляющая геомагнитного поля мала, магнитное склонение резко изменяется и углы схождения меридианов достигают больших значений, являются единственно возможным способом самолетовождения.

Следует отметить, что ортодромический способ самолетовождения тесно связан с одной насущной проблемой. По мере развития гражданской авиации возрастает необходимость автоматизации процесса самолетовождения и пилотирования самолетов. Поэтому многие самолеты в настоящее время оборудованы автоматизированными навигационными комплексами. В основу работы этих комплексов положена ортодромическая система координат, которая позволяет наиболее просто программировать полет и решать задачу самолетовождения.

## **§2. Навигационные системы отсчета путевых углов и курса самолета.**

На современных самолетах гражданской авиации устанавливаются различные средства измерения курса. Каждое из этих средств имеет свою систему отсчета. В зависимости от начала отсчета различают истинный, магнитный, условный и ортодромический курсы.

Истинный курс отсчитывается от северного направления истинного меридиана, магнитный курс — от северного направления магнитного меридиана, условный — от выбранного условного направления

и ортодромический курс отсчитывается от направления главной ортодромии. Между указанными исходными направлениями имеется определенная связь, которая выражается магнитным склонением, азимутальной поправкой и условным магнитным склонением. Указанные элементы позволяют установить взаимное расположение исходных направлений, от которых ведется отсчет путевых углов и курса самолета.

**Азимутальная поправка**  $\Delta a$  - это угол между условным и истинным меридианами в данной точке. **Условное магнитное склонение**  $\Delta \mu$  - это угол, заключенный между условным и магнитным меридианами. Азимутальная поправка и условное магнитное склонение отсчитываются от условного меридиана от 0 до  $\pm 180^\circ$  вправо со знаком плюс, а влево со знаком минус.

В данной точке условное магнитное склонение всегда равно алгебраической сумме азимутальной поправки и магнитного склонения:

Азимутальная поправка и условное магнитное склонение позволяют по текущему магнитному или истинному курсу вычислять курс в той системе измерения, которая принята для полета.

$$\Delta \mu = (\pm \Delta a) + (\pm \Delta \mu);$$

$$\text{ИК} = \text{МК} + (\pm \Delta \mu);$$

$$\text{УК} = \text{ИК} + (\pm \Delta a);$$

$$\text{УК} = \text{МК} + (\pm \Delta \mu);$$

$$\text{ОК} = \text{ИК} - A;$$

где УК - условный курс;

ОК - ортодромический курс;

A - азимут главной ортодромии.

Указанная зависимость между курсами в общем случае может быть использована для расчета путевых углов, пеленгов и направления ветра.

### §3. Выбор условных меридианов и расчет поправок.

Чтобы лететь строго по намеченной ортодромии, измерения курса должны производиться относительно условного меридиана, сохраняющего с ортодромией постоянный угол на всем ее протяжении. В качестве условных меридианов в практике применяют:

истинный или магнитный меридиан аэродрома вылета (посадки);

истинный или магнитный меридиан поворотных пунктов маршрута;

истинные меридианы с долготой 0 или  $90^\circ$ ;

направление главной ортодромии, проложенной на карте в виде прямой;

направление взлетно-посадочной полосы аэродрома взлета или посадки.

Относительно условных меридианов ведется отсчет курсов, путевых и других углов. Для полета по ортодромии курс можно измерять в принципе от любого направления. Но для сохранения привычной ориентировки относительно стран света отсчет условных курсов обычно производят от истинного или магнитного меридиана аэродрома вылета или поворотных пунктов маршрута.

Меридиан, относительно которого производится измерение ОК на отдельном участке или на протяжении всего маршрута полета, условно называют **опорным меридианом**. Опорные меридианы выбираются с таким расчетом, чтобы между ними расстояние не превышало 1000—1200 км. На картах опорные меридианы выделяют красным цветом.

Применение курсовых устройств, ведущих измерение курса от различных начальных направлений, требует перехода от одной системы измерения курса к другой. В практике самолетовождения выработаны специальные правила, позволяющие приводить любой курс к необходимому направлению отсчета.

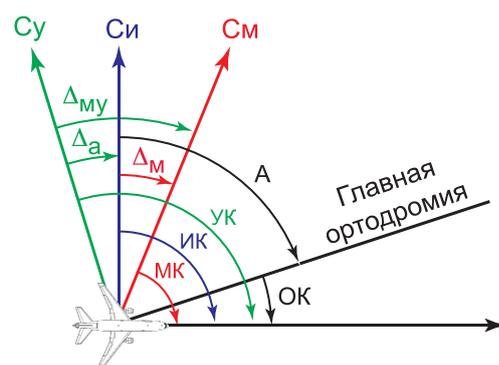


Рис 15.1. Исходные направления начала отсчета курса самолета

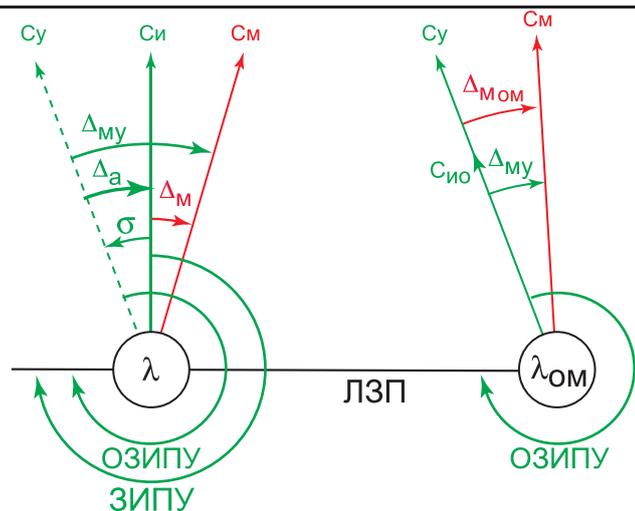


Рис 15.2. Полет относительно опорного истинного меридиана

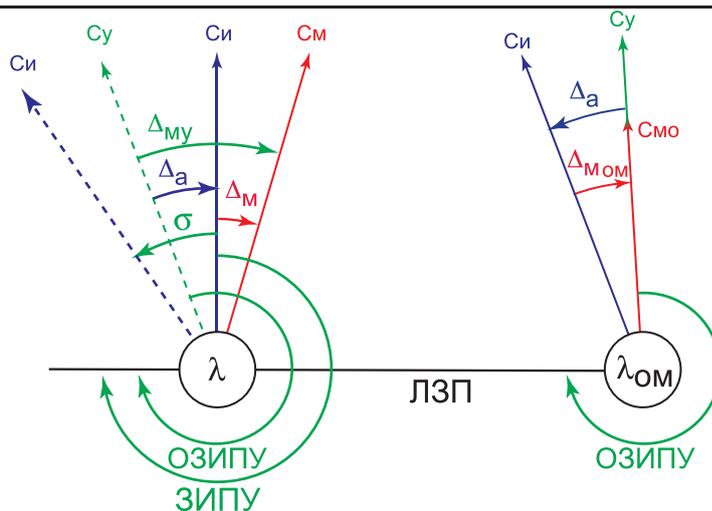


Рис 15.3. Полет относительно опорного магнитного меридиана

Для этого используются азимутальные поправки и условное магнитное склонение. В зависимости от принятого направления опорного меридиана расчет азимутальной поправки и условного магнитного склонения производится следующим образом.

1. Если направление опорного меридиана совпадает с направлением истинного меридиана, азимутальная поправка для карт в видоизмененной поликонической проекции соответствует углу схождения меридианов, взятому с обратным знаком. Расчет азимутальной поправки производят по формуле:

$$\Delta_a = -\sigma = (\lambda_{ом} - \lambda) \sin \varphi_{ср},$$

где  $\lambda_{ом}$  — долгота опорного меридиана;  
 $\lambda$  — долгота точки, для которой рассчитывается азимутальная поправка;  
 $\varphi_{ср}$  — средняя широта листа карты.

Поправка считается положительной, если самолет находится западнее, опорного меридиана и отрицательной, если самолет находится восточнее. На опорном меридиане  $\Delta_a = 0$ . Условное магнитное склонение в любой точке маршрута определяется по формуле:

$$\Delta_{му} = (\pm \Delta_a) + (\pm \Delta_{мом}) = (\lambda_{ом} - \lambda) \sin \varphi_{ср} + (\pm \Delta_{мом}).$$

На опорном меридиане  $\Delta_{му} = \Delta_{мом}$

2. Если направление опорного меридиана совпадает с направлением магнитного меридиана, азимутальную поправку и условное магнитное склонение определяют по формулам:

$$\Delta_a = -\Delta_{мом}$$

На опорном меридиане  $\Delta_{му} = 0$

для любой другой точки маршрута:

$$\Delta_a = -(\sigma + \Delta_{мом}) = (\lambda_{ом} - \lambda) \sin \varphi_{ср} - (\pm \Delta_{мом});$$

$$\Delta_{му} = (\pm \Delta_a) + (\pm \Delta_{мом}) = (\lambda_{ом} - \lambda) \sin \varphi_{ср} + (\pm \Delta_{мом}) - (\pm \Delta_{мом})$$

Применение азимутальных поправок и условных магнитных склонений упрощает методику определения условных путевых углов по измеренным на карте ИПУ, а также проверку правильности показаний курсовой системы и выполнения ее коррекции по магнитному или астрономическому датчику. При определении условных путевых углов азимутальные поправки и условные магнитные склонения рассчитываются для точек, в которых измеряется ИПУ, а при проверке и коррекции курсовой системы для выбранных точек проверки и коррекции.

#### §4. Определение ортодромических путевых углов

Использование курсовых систем для самолетовождения требует подготовки карты для полета по ортодромической линии пути. На полетных картах, применяемых в гражданской авиации, ортодромии длиной до 1000—1200 км практически совпадают с прямой линией. Это позволяет прокладывать на картах ортодромии участков маршрута в виде прямых линий без расчетов промежуточных точек. При длине участков маршрута более 1200 км ортодромическую линию пути наносят на полетную карту после специальных вычислений ее основных точек.

Для полета по ортодромической линии пути определяются ортодромические путевые углы. В зависимости от требуемой точности ортодромические путевые углы могут определяться следующими способами:

1) измерением с помощью транспортира от истинного меридиана, проходящего через точку начала каждого участка маршрута (ОЗИПУ),

2) расчетом по формуле

$$\operatorname{ctg} \text{ОЗИПУ} = \cos \varphi_1 \operatorname{tg} \varphi_2 \operatorname{cosec} (\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \varphi_1 \operatorname{ctg} (\lambda_2 - \lambda_1),$$

где  $\varphi_1$  и  $\lambda_1$  — координаты точки, в которой рассчитывается путевой угол;

$\varphi_2$  и  $\lambda_2$  — координаты точки конца ортодромического участка маршрута.

Этот расчет является основным способом определения ортодромических путевых углов для точных курсовых систем;

3) расчетом по формулам:

$$\begin{aligned} \text{ОЗИПУ} &= \text{ЗИПУ} + (\pm \Delta_a); \\ \text{ОЗМПУ} &= \text{ЗМПУ} + (\pm \Delta_{my}), \end{aligned}$$

причем ЗИПУ и ЗМПУ определяют в точке начала данного участка маршрута;

4) учетом угла разворота. Для этого вначале определяют ОЗИПУ первого участка маршрута, последующие путевые углы определяются по предыдущему с учетом угла разворота:

$$\begin{aligned} \text{ОЗИПУ}_2 &= \text{ОЗИПУ}_1 \pm \text{УР}_1, \\ \text{ОЗИПУ}_3 &= \text{ОЗИПУ}_2 \pm \text{УР}_2 \text{ и т. д.} \end{aligned}$$

При правом развороте УР прибавляется, а при левом — вычитается;

5) учетом угла пересечения. Когда число поворотных пунктов более трех, чтобы избежать накопления ошибок, путевые углы рассчитывают по азимуту главной ортодромии и углу пересечения.

**Главной ортодромией** принято называть ортодромию, направление которой совпадает с общим направлением маршрута. **Угол пересечения** (УП) — это угол между направлением главной ортодромии и ЛЗП. Зная азимут главной ортодромии в точке вылета самолета, определяют

$$\text{ОЗИПУ}_2 = A \pm \text{УП}_2;$$

$$\text{ОЗИПУ}_3 = A \pm \text{УП}_3 \text{ и т. д.}$$

При правом развороте УП прибавляются, при левом вычитаются.

Для полета в обратном направлении выбирают новые опорные меридианы, относительно которых определяются ОПУ, поэтому они отличаются от путевых углов первоначального направления полета на величину, не равную  $180^\circ$ .

#### §5. Проверка правильности ортодромического курса

При полете по ортодромии в каждый отдельный момент ортодромический курс, который выдерживается по ортодромическому курсовому прибору, отличается от локсодромического курса, измеряемого магнитным или астрономическим компасом. При полете с постоянным ОК с запада на восток локсодромический курс будет непрерывно увеличиваться, а при полете на запад уменьшаться. Разница между ортодромическим и локсодромическим курсами возникает вследствие схождения меридианов, относительно которых измеряются эти курсы. Но эта разница может увеличиваться или уменьшаться из-за собственного ухода оси гироскопа курсового прибора. Поэтому при полете по ортодромии необходимо периодически контролировать правильность показания ортодромического

курсового прибора.

Проверка точности показаний ортодромического курсового прибора производится с помощью магнитного или астрономического датчиков курса. Для этого необходимо по МК или ИК рассчитать фактический ОК по формуле

$$\text{ОИК}_\phi = \text{ИК} + (\pm\Delta\alpha) \text{ или } \text{ОМК}_\phi = \text{МК} + (\pm\Delta_{\text{м.у}}).$$

Затем вычисленный курс сравнить с выдерживаемым ОК. При правильном показании ортодромического курсового прибора расхождение сличаемых курсов допускается в пределах  $\pm 2^\circ$ . При большем расхождении производится коррекция курсового гироскопа, т. е. устраняется уход его оси за время полета. Самолет после этого доворачивается на правильный курс.

## §6. Подготовка данных для полета по ортодромическому маршруту.

Использование курсовой системы отличается от использования магнитного компаса при полете по локсодромии и требует специальной подготовки полетных карт. При использовании курсовой системы в режиме «ГПК» применяется ортодромический способ самолетовождения. Основой этого способа является выдерживание ортодромического курса на участках маршрута относительно выбранных опорных меридианов. Так как линия фактического пути при полете самолета с постоянным курсом, выдерживаемым по курсовой системе в режиме «ГПК», имеет вид ортодромии, то путевые углы и курсы самолета в соответствии с этим принято называть ортодромическими.

При подготовке данных для полета по КС в режиме «ГПК» необходимо:

1) определить и разметить на карте ортодромические путевые углы. В соответствии с требованиями НШС ГА на карте записывают ОЗМПУ, определенные относительно опорного магнитного меридиана, выбранного для нескольких участков маршрута, и ОЗМПУ<sub>нач</sub>, отсчитанные от опорных магнитных меридианов, проходящих через каждый поворотный пункт маршрута. Запись ОПУ производится с правой стороны ЛЗП. ОЗМПУ относительно опорного магнитного меридиана, принятого для нескольких участков маршрута, записываются вдоль ЛЗП, а ОЗМПУ<sub>нач</sub> — правее их параллельно ЛЗП (рис. 15.4);

2) записать у каждого меридиана с правой стороны от ЛЗП в обоих направлениях полета азимутальные поправки и величину магнитного склонения. Азимутальные поправки указываются с точностью до десятых долей градуса и записываются черным цветом в числителе, а магнитное склонение красным цветом в знаменатель. Запись этих величин обводится красным кружком. В полете эти величины позволяют текущий МК или ИК приводить к системе отсчета относительно выбранного опорного меридиана и выполнять коррекцию курсовой системы;

3) наметить на маршруте точки проверки КС. Они выбираются с таким расчетом, чтобы можно было точно определить их пролет, так как значение поправок, указанных у меридианов, влияет на точность расчета фактического ОК. При необходимости точки проверки могут быть использованы как точки коррекции КС;

4) наметить точки установки широты на пульте управления КС. Для того, чтобы ошибки в измерении курса в режиме «ГПК» не превышали допустимых величин, необходимо при полете в средних широтах устанавливать географическую широту на пульте управления КС через  $2\text{—}3^\circ$ , а в высоких широтах (начиная с  $70^\circ$ ) — через  $4\text{—}6^\circ$

## §7. Расчет ИПС при полете по ортодромии

При полете по ортодромии для прокладки радиопеленга на карте нужно рассчитать ИПС. Когда курс выдерживается относительно магнитного опорного меридиана, ИПС рассчитывается по следующей формуле:

$$\text{ИПС} = \text{ОМК} + \text{КУР} \pm 180^\circ - (\pm\Delta\alpha).$$

$$\text{здесь } \Delta\alpha = (\lambda_{\text{ом}} - \lambda_{\text{р}}) \sin \varphi_{\text{ср}} - (\pm\Delta_{\text{м.ом}})$$

Как видно из формулы, в этом случае не нужно знать долготу места самолета, что позволяет заранее, при подготовке к полету, рассчитать азимутальные поправки для радиостанций, намеченных

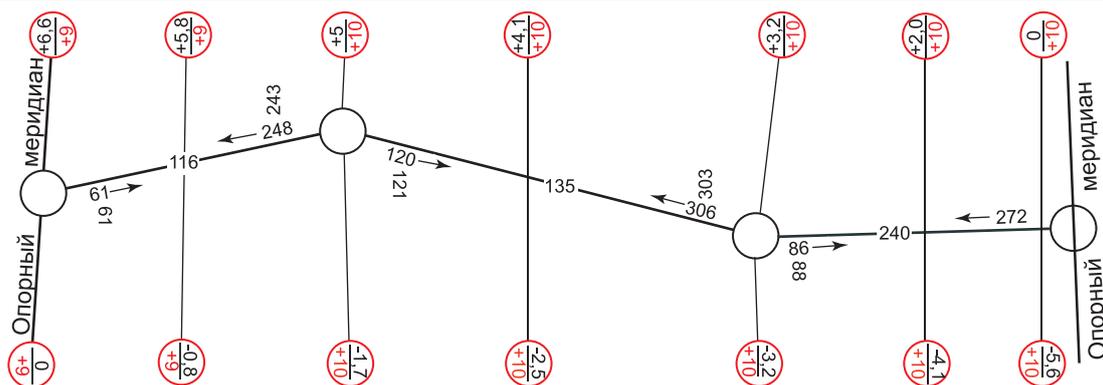


Рис 15.4. Разметка ОПУ на карте

к использованию. Рассчитанные поправки записываются у соответствующих меридианов, на которых расположены радиостанции. Такая предварительная подготовка значительно упрощает расчет ИПС.

### §8. Корректировка показаний курсовой системы для отсчета курса по магнитному меридиану аэродрома посадки

В схемах захода на посадку все направления полета указаны по магнитным курсам. Использование УКВ радиопеленгаторов при заходе на посадку также вызывает необходимость задавать направления полета относительно магнитного меридиана. Это требует при заходе на посадку использовать курсовую систему в режиме «МК». Поэтому перед началом снижения с эшелона полета экипаж обязан перевести КС в режим «МК» и на этом режиме производить снижение и заход на посадку. Но иногда в особых условиях полета курсовой системой в режиме «МК» пользоваться нельзя, например при полетах в районах с малой напряженностью горизонтальной составляющей магнитного поля Земли или при включенной противообледенительной системе стабилизатора при пробивании облачности. В этих случаях при заходе на посадку КС используется в режиме «ГПК», но предварительно до начала снижения корректируется относительно магнитного меридиана аэродрома посадки.

Чтобы КС выдавала курс в режиме «ГПК» относительно опорного магнитного меридиана аэродрома посадки, на УШ устанавливают вручную с помощью задатчика курса ОМК, рассчитанный по формуле:

$$\text{ОМК} = \text{МК} + (\pm \Delta m. y)$$

Условное магнитное склонение определяется для точки маршрута, в которой происходит смена опорного меридиана.

Умелое применение курсовой системы позволяет добиваться точного измерения курса в любых условиях, но для этого необходимо уметь переходить от локсодромических показаний приборов к ортодромическим и наоборот.

## Глава 16

### Использование курсовой системы КС-6 в самолетовождении.

#### §1. Курсовая система КС-6, ее назначение и комплект

Курсовая система КС-6 представляет собой централизованное устройство, объединяющее магнитные, гироскопические и астрономические средства измерения курса, предназначенное для определения и выдерживания магнитного, истинного, условного и ортодромического курсов самолета, углов разворота, а также для выдачи сигналов курса в автопилот и другие потребители. Совместно с курсовой системой работают два радиоконпаса и астрокомпас ДАК-ДБ-5.

В комплект курсовой системы КС-6 входят следующие агрегаты: индукционный магнитный датчик

ИД-2М, два гироагрегата ГА-1М, коррекционный механизм КМ-4, указатель штурмана УШ, контрольный указатель гироманнитного и астрономического курса УГА-1У, два указателя курса пилотов УК-1 (или КППМ), центральная гировертикаль ЦГВ, выключатель коррекции ВК-53РБ, магнитный усилитель, пульт управления ПУ-1.

Индукционный датчик ИД-2М служит для определения магнитного курса самолета, необходимого для коррекции показаний гироагрегата курсовой системы в азимуте.

Основной и запасный гироагрегат ГА-1М являются гирополукомпасами повышенной точности и работают одновременно. Один из гироагрегатов осредняет и стабилизирует курс, который определяется магнитным или астрономическим датчиком, а второй работает в качестве гирополукомпаса. При помощи переключателя их можно поменять ролями. Показания гироагрегатов дистанционно передаются на различные указатели курсовой системы, автопилот и другие потребители курса.

Коррекционный механизм КМ-4 предназначен для связи индукционного датчика с гироагрегатом, устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей системы с помощью локального устройства и ввода магнитного склонения в пределах  $\pm 180^\circ$ .

Центральная гировертикаль позволяет сохранять взаимную перпендикулярность осей карданного узла при кренах самолета, что уменьшает карданные ошибки гироскопов при разворотах самолета.

Выключатель коррекции ВК-53РБ служит для автоматического отключения астрономической или магнитной коррекции, а также коррекции горизонтальных осей гироскопов гироагрегатов и центральной гировертикали во время разворота самолета с угловой скоростью более 0,3 град/с с целью уменьшения послевиражных ошибок гироскопов.

## **§2. Режимы работы, органы управления, указатели курсовой системы КС-6 и их назначение**

В зависимости от решаемых задач и условий полета курсовая система может работать в следующих режимах: гирополукомпаса «ГПК»: магнитной коррекции «МК»; астрономической коррекции «АК».

Режим «ГПК» является основным, в этом режиме курсовая система работает как гирополукомпас и выдает условный курс, т. е. курс, измеряемый относительно опорного меридиана, на котором была произведена установка заданного курса. В режиме «ГПК» магнитный датчик с коррекционным механизмом отключается от гироагрегата, работающего в режиме «ГПК». Такой гироагрегат становится гироскопическим датчиком курса, показания которого передаются на указатель штурмана и к потребителям сигнала курса. При этом точность выдаваемого условного курса зависит от собственного ухода гироскопа в азимуте.

Система работает таким образом, что при работе основного гироагрегата в режиме «ГПК» запасный работает в режиме «МК», а при работе основного в режиме «МК» запасный работает в режиме «ГПК». Переключение гироагрегатов осуществляется переключателем «Основной — Запасный». Показания гироагрегата, работающего в режиме «МК», всегда выдаются на стрелку «Г» указателя УГА-1У.

Режимы магнитной и астрономической коррекции являются вспомогательными и служат для начального согласования гироагрегатов с индукционным или астрономическим датчиками курса, а также для периодического контроля и коррекции показаний гироагрегата, работающего в режиме «ГПК». Коррекция производится для устранения накопившихся погрешностей от ухода гироскопа в азимуте под влиянием различных факторов.

В режиме «МК» курсовая система выдает МК относительно пролетаемого меридиана. В этом режиме МК, определяемый индукционным датчиком, передается через коррекционный механизм на один из гироагрегатов, который осредняет и стабилизирует его и передает на указатель УШ и стрелку «Г» контрольного указателя УГА-1У. Второй гироагрегат находится в резерве и работает в режиме «ГПК». Но показания от него в этом случае на указатели не передаются.

В режиме «АК» курсовая система в зависимости от установленных данных на вычислителе ДАК-ДБ-5 выдает ИК относительно пролетаемого меридиана или УИК относительно опорного меридиана. В этом режиме астрономический курс подается на один из гироагрегатов, где осредняется и стабилизируется и затем передается на указатель УШ и на потребители курса. Второй гироагрегат работает в режиме «МК» и обеспечивает выдачу на стрелку «Г» указателя УГА-1У осредненного гироманнитного курса.

Таким образом, стрелка «Г» указателя УГА-1У постоянно показывает осредненный гироманнитный курс. На стрелку «А» этого указателя независимо от режима работы курсовой системы выдается астрономический курс непосредственно от астрокомпаса, если он включен. Сравнивая показания указателей УШ и УГА-1У, можно в любой момент времени определить величину ухода оси гироскопа гироагрегата, работающего в режиме «ГПК»

Из рассмотренных режимов работы видно, что в курсовой системе КС-6 курсовой гироскоп может использоваться автономно, совместно с магнитным или астрономическим датчиками курса. При совместной работе датчик курса непрерывно корректирует показания, выдаваемые курсовым гироскопом.

Для работы с курсовой системой имеется пульт управления ПУ-1 (рис. 16.1). На нем расположены:

- переключатель режимов работы;
- ручка задатчика курса, которой устанавливают заданный курс на указателе УШ в режиме «ГПК»;
- переключатель широтной коррекции для Северного и Южного полушарий.
- ручка и шкала для установки широты места;
- переключатель гироагрегатов, которым подключают указатель УШ к основному или запасному гироагрегату;
- два регулировочных потенциометра для компенсации ухода гироскопов в азимуте от несбалансированности;
- кнопка быстрого согласования показаний указателей с показаниями индукционного или астрономического датчиков.

При использовании курсовой системы необходимо учитывать, что наличие блока связи курсовой системы с автопилотом требует соблюдения мер предосторожности при выполнении некоторых

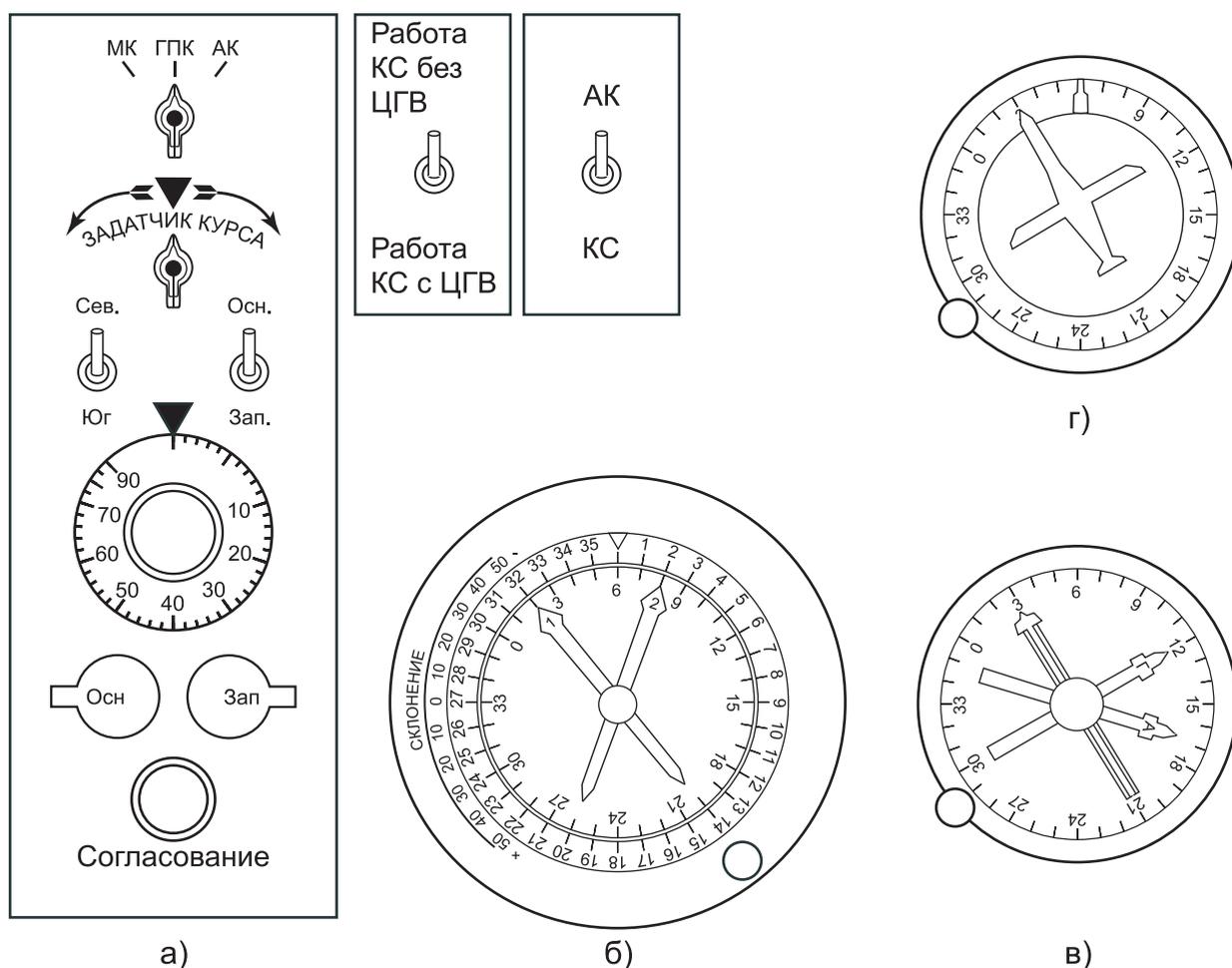


Рис 16.1. Пульт управления и указатели КС-6.

а) пульт управления; б)- указатель штурмана; в) указатель УГА-1У; г) указатель УК-1

переключений на пульте управления курсовой системы. При работе переключателем «Осн.—Зап.» в автопилот подается сигнал для отключения стабилизации с целью исключения больших рассогласований между сельсином-датчиком гироагрегата курсовой системы и сельсином-приемником автопилота. Такой же сигнал подается в автопилот при работе кнопкой согласования или задатчиком курса. Сигнал подается до тех пор, пока нажата кнопка согласования или отклонен задатчик курса. Такое устройство в полете с включенным автопилотом при рассогласовании между основным и запасным гироагрегатами и переключении потребителей курса с основного гироагрегата на запасный, а также с режима «МК» на «ГПК» и с «АК» на «ГПК» позволяет избежать ухода самолета с курса.

При переключении режимов работы с «ГПК» на «МК» или с «ГПК» на «АК» при рассогласовании между гироагрегатами самолет может уйти с курса. Чтобы предотвратить такой уход, указанные переключения необходимо производить при нажатой кнопке быстрого согласования на пульте управления курсовой системы.

Курсовая система КС-6 имеет следующие указатели (см. рис. 16.1.).

1. Указатель штурмана УШ — комбинированный указатель, предназначенный для отсчетов курса самолета, курсовых углов и пеленгов двух радиостанций, а также пеленгов самолета. В зависимости от режима работы курсовой системы на указателе на внутренней подвижной шкале против треугольного индекса читают магнитный, условный или истинный курс самолета. По этой же шкале против острых концов стрелок радиоконуса отсчитывают пеленги радиостанций, а против противоположных концов стрелок — пеленги самолета. Курсовые углы радиостанций читаются на неподвижной внешней шкале указателя против острых концов стрелок.

Указатель УШ позволяет определить истинный курс при нерабочем состоянии астрокомаса, т. е. в режиме магнитной коррекции. Для этого предусмотрен учет магнитного склонения района полета, которое устанавливается на шкале склонений УШ в пределах  $\pm 50^\circ$  или на шкале склонений коррекционного механизма в пределах  $\pm 180^\circ$ . Если в режиме «МК» магнитное склонение установить на шкале УШ, а на КМ-4 магнитное склонение оставить на нуле, то на УШ будет измеряться ИК, а стрелка «Г» указателя УГА-1У укажет МК. Если магнитное склонение установить на коррекционном механизме КМ-4, а на указателе УШ оставить на нуле, то УШ и стрелка «Г» указателя УГА-1У укажут ИК.

2. Указатель гиромагнитного и астрономического курса УГА-1У — вспомогательный указатель штурмана. Стрелка «Г» этого указателя в любом режиме работы курсовой системы показывает гиромагнитный курс при условии, что на коррекционном механизме установлено магнитное склонение, равное нулю. На стрелку «А» всегда поступает автономно ИК или УИК в зависимости от того, какие данные установлены на вычислителе астрокомаса. Штурман, имея одновременно показания условного, магнитного и астрономического курсов, может определить величину ухода оси гироскопа и установить необходимость корректировки гироагрегата, работающего в режиме «ГПК».

3. Два указателя курса УК-1 (или КППМ) устанавливаются на приборной доске пилотов. Они подключены к указателю УШ и повторяют его показания. При помощи специального переключателя эти указатели могут подключаться непосредственно к астрокомасу ДАК-ДБ-5. В зависимости от типа самолета в комплект КС-6, кроме приведенных указателей, могут дополнительно входить другие указатели.

### §3. Применение курсовой системы КС-6 в полете.

Для обеспечения ортодромического способа самолетовождения КС-6 используется в полете в основном режиме работы «ГПК». Полет с помощью курсовой системы в режиме «ГПК» может выполняться по ортодромическим истинным или ортодромическим магнитным путевым углам в зависимости от того, какой меридиан принят в качестве опорного.

Для выполнения полета в режиме «ГПК» необходимо:

1) перед вылетом проверить курсовую систему. После проверки установить режим «МК», переключатель гироагрегатов поставить в положение «Осн.», на пульте управления установить среднюю широту первого участка маршрута, а на УШ и КМ — магнитное склонение, равное нулю;

2) на старте перед взлетом произвести начальную установку КС в соответствии с выбранным опорным меридианом. Для этого следует установить на УШ условное магнитное склонение аэродрома вылета

и нажать на кнопку быстрого согласования. После согласования переключить КС на режим «ГПК» и производить взлет. КС будет выдавать ОК относительно опорного магнитного (истинного) меридиана аэродрома вылета;

3) выполнить установленный маневр отхода от аэродрома, после чего взять ОК для следования по ЛЗП:

$$\text{ОК}_{\text{сл}} = \text{ОЗПУ} - (\pm \text{УС});$$

4) периодически измерять угол сноса и уточнять курс следования;

5) регулярно производить установку на пульте управления средней широты участка маршрута;

6) периодически, между опорными меридианами, проводить проверку и корректировку показаний КС. Проверка выполняется с целью выявления ухода оси гироскопа гироагрегата. Для этого необходимо отсчитать текущий МК по стрелке «Г» или ИК по стрелке «А» указателя УГА-1У и рассчитать фактический ОК для данной точки относительно того опорного меридиана, от которого ведется отсчет выдерживаемого ОК. Расчет фактического ОК выполняется по одной из следующих формул:

$$\text{ОМК}_{\phi} = \text{МК} + (\pm \Delta_{\text{м.у}}) \text{ или } \text{ОИК}_{\phi} = \text{ИК} + (\pm \Delta_{\text{а}}).$$

При расхождении вычисленного и выдерживаемого ортодромических курсов более чем на  $2^{\circ}$ , произвести коррекцию показаний КС.

Коррекция показаний КС — это работа по устранению ухода оси гироскопа за время полета самолета для обеспечения дальнейшего продолжения полета с ОК относительно опорного меридиана, принятого за начало отсчета курса. Коррекцию показаний КС можно производить вручную путем доведения отсчета на УШ до необходимого значения поворотом задатчика курса или автоматизирование по индукционному или астрономическому датчику курса.

Для автоматизированного выполнения коррекции необходимо установить на УШ условное магнитное склонение (при полете относительно опорного магнитного меридиана) или азимутальную поправку (при полете относительно опорного истинного меридиана), перевести КС соответственно в режим «МК» или «АК» и нажать кнопку быстрого согласования. После прекращения вращения шкалы УШ отпустить кнопку и снова перевести КС в режим «ГПК». После выполнения коррекции повернуть самолет на правильный курс.

При выполнении коррекции следует иметь в виду, что отличие фактического ОК от ОК, отсчитанного на УШ, не должно превышать  $4\text{—}5^{\circ}$  за 1 ч полета. Если эта величина больше указанной, курсовая система подлежит регулировке;

7) после пролета каждого ППМ берется новый расчетный ОК следования;

8) при выходе в точку, где происходит смена направления опорного меридиана, выставить КС на отсчет относительно нового опорного меридиана. Выставку курса в соответствии с выбранным опорным меридианом можно произвести путем перевода КС в режим «МК» с последующим переключением системы в режим «ГПК» или путем переключения гироагрегатов с положения «Осн.» в положение «Зап.» или наоборот. После такого переключения гироагрегатов МК, который выдавался на стрелку «Г», переходит на УШ и повторители. Этот МК и будет являться ОК относительно нового опорного магнитного меридиана.

В случае если начальную выставку курса необходимо произвести относительно опорного истинного меридиана, на УШ перед включением КС в режим «МК» устанавливается условное магнитное склонение, равное магнитному склонению пролетаемого опорного меридиана. Для предотвращения ухода самолета с курса при включенном автопилоте указанные переключения КС необходимо производить при нажатой кнопке быстрого согласования;

9) после пролета очередного опорного меридиана порядок применения КС в режиме «ГПК» такой же, как указано выше.

**Определение собственного ухода гироскопа и его учет.** Курсовая система и ГПК-52 имеют механизмы азимутальной коррекции, с помощью которых компенсируется суточное вращение Земли и уход гироскопа в азимуте от несбалансированности. Добиться полной компенсации ухода главной оси гироскопа невозможно. Курсовая система и ГПК-52 всегда имеют так называемый остаточный уход гироскопа в азимуте. Допустимая величина скорости собственного ухода гироскопа составляет  $2$  град/ч, а для курсовых

систем повышенной точности — около 0,5 град/ч. В практике могут встречаться повышенные уходы (3-4 град/ч и более), что приводит к ошибкам в выдерживании заданного курса.

Явление остаточного ухода гироскопа требует периодической коррекции показаний курсовой системы и ГПК-52. Однако коррекция только устраняет накопившуюся ошибку за счет ухода гироскопа, но не позволяет учесть ее на оставшемся участке маршрута. Остаточный уход гироскопа можно учесть путем изменения скорости азимутальной коррекции регулировочным потенциометром. Но этим методом пользоваться в полете не рекомендуется, так как регулировки, выполняемые различными штурманами, могут снизить надежность курсовой системы и степень доверия к ее показаниям.

В полете собственный уход гироскопа можно уменьшить или полностью устранить с помощью широтного потенциометра установкой некоторой условной широты. Для этого нужно знать угловую скорость ухода гироскопа. Практически ее определяют на основании двукратного сличения показаний КС (ГПК-52) с показаниями контрольного компаса, выдающего текущий магнитный, истинный или ортодромический курс. Для определения и устранения собственного ухода гироскопа КС при полете с ОЗМПУ необходимо:

- в момент пролета точки коррекции отсчитать ОМК на УШ и МК по стрелке «Г» указателя УГА-1У;
- определить фактический ортодромический курс по показанию стрелки «Г»:

$$\text{ОМК}_\phi = \text{МК} + (\pm \Delta_{\text{м.у}});$$

- сличить полученный  $\text{ОМК}_\phi$  с ОМК, снятым с УШ, и при наличии расхождения, превышающего точность работы КС (+2°), произвести коррекцию показаний КС;

- точно выдерживать заданный курс по УШ до очередной точки коррекции (не менее 30 мин полета), снова отсчитать ОМК на УШ и МК по стрелке «Г», определить фактический ОМК по показанию стрелки «Г» и сравнить его с показанием УШ. При наличии расхождений выполнить коррекцию показаний КС;

- определить угловую скорость ухода гироскопа, для чего величину ухода гироскопа с момента предыдущей коррекции умножить на 60 и разделить на время полета в минутах между точками коррекции. Расчет производится по формуле:

$$\omega_c = 60 a/t$$

здесь  $\omega_c$  — угловая скорость ухода гироскопа, град/ч;

$a$  — величина углового ухода гироскопа с момента предыдущей коррекции;

$t$  — время полета между точками коррекции, мин);

- устранить уход гироскопа, сместив шкалу широт на пульте управления относительно ранее установленной широты. Если курс на КС (ГПК-52) увеличивался ( $\omega_c < 0$ ), широту на шкале нужно уменьшить, а если курс уменьшался ( $\omega_c > 0$ ), то увеличить.

Величина смещения шкалы (на 1 град/ч угловой скорости ухода гироскопа) зависит от угловой скорости ухода и широты места:

Широта полета, град	0—32	33—42	43—60	61—70	71—90
Величина смещения шкалы, град	4	5	6	10	20

Следовательно, в Северном полушарии возможности устранения положительной угловой скорости ухода гироскопа ограничены. В Южном полушарии под влиянием суточного вращения Земли гироскоп уходит влево. Это улучшает возможности компенсации положительных уходов и ограничивает устранение отрицательных.

Более точно условную широту, устанавливаемую на пульте управления КС, можно определить на НЛ. Для этого треугольный индекс шкалы 4 устанавливают по шкале 5 на число 15, соответствующее угловой скорости вращения Земли за 1 ч. Затем против широты, установленной на пульте управления и взятой на шкале 3, читают по шкале 5 величину угловой скорости азимутальной коррекции, вводимой широтным потенциометром на данной широте. Далее к найденному значению угловой скорости алгебраически прибавляют величину часового ухода гироскопа и против полученной суммы читают на шкале 3 условную широту, которую следует установить на пульте управления КС для устранения обнаруженного ухода гироскопа.

В случае значительных уходов гироскопа необходима регулировка КС в лабораторных условиях.

**Применение КС в режиме «МК».** Этот режим обычно применяется для коррекции гироагрегатов. Но в отдельных случаях он может использоваться для полета по локсодромии. Полет при этом выполняется по МПУ, определенным по средним меридианам участков маршрута. При работе КС в режиме «МК» необходимо, чтобы на указателе штурмана и коррекционном механизме магнитное склонение было установлено равным нулю. В этом режиме на все указатели КС выдается магнитный курс относительно пролетаемого меридиана. В связи с этим в режиме «МК» выполнение полета осуществляется согласно общим правилам самолетовождения по магнитному компасу.

## Глава 17

# Использование точной курсовой системы ТКС-П2 в самолетовождении.

### §1. Назначение и состав ТКС-П2.

ТКС-П предназначена для определения и индикации курса в зависимости от режима работы и выдачи сигналов курса в другие устройства самолета.

Принцип работы основан на свойствах трехстепенного курсового гироскопа и работе системы коррекции сигналов курса от магнитного корректора, астрокорректора и с помощью задатчика курса в режиме ГПК, а также применением устройств компенсации дрейфов гироскопа.

Система может работать в одном из трех режимов:

- режим гирополукомпас ГПК;
- режим магнитной коррекции МК;
- режим астрокоррекции АК (на самолете Ту-154 не задействован).

В данной главе мы рассмотрим курсовую систему применительно к самолету Ту-154.

В состав комплекта ТКС-П2 входит:

- индукционный датчик ИД-3;
- коррекционный механизм КМ-5;
- пульт управления ПУ-11;
- блок дистанционной коррекции БДК-1;
- указатель штурмана УШ-3;
- гиросагрегаты ГА-3 основной и контрольный;
- блок гироманнитного курса БГМК-2.

Курсовая система работает совместно с выключателем коррекции ВК-90, гировертикалью МГВ-1СК, выключателями Питание ТКС, Обогрев ГА, Коррекция БГМК, БГМК-выкл.

Основным режимом работы системы ТКС-П2 является режим гирополукомпас (ГПК). При этом оба гиросагрегата (основной и контрольный) работают в режиме ГПК.

Режим магнитной коррекции (МК) является вспомогательным и используется кратковременно (3- 4 мин.) для первоначальной выставки гиросагрегата по магнитному курсу и компенсации уходов главной оси гироскопов в азимуте.

Режим работы системы ТКС-П2 определяется положением переключателя «МК - ГПК - АК» на пульте ПУ-11. Режим астрокоррекции на самолете Ту-154 не задействован.

#### Технические данные:

Погрешность определения гироманнитного курса	± 1,5°
Погрешность выдачи ортодромического курса:	
в районе широт ± 20° от места балансировки	0,5°
в районе широт ± 90° от места балансировки	0,8°
Рабочие углы:	
по тангажу	± 40°
по крену	± 55°
Мощность, потребляемая от сети постоянного тока 27 В	90 Вт
Мощность, потребляемая от сети постоянного тока с обогревом	60 Вт
Мощность, потребляемая от сети трехфазного тока 208/36 В 400 Гц, не более	200 ВА
Мощность, потребляемая от сети трехфазного тока при пуске, не более	300 ВА

Время готовности к работе после включения:

в режиме МК, не менее	5 мин.
в режиме ГПК, не менее	12 мин.

В режиме МК принцип действия основан на использовании свойств двух чувствительных элементов: индукционного датчика ИД-3 и курсового гироскопа ГА-3. Индукционный датчик с достаточной точностью определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли.

Недостатком ИД-3 является высокая чувствительность к ускорениям, которая приводит к появлению ошибок в виде колебаний сигнала курса. Гироскоп, сохраняя положение главной оси вращения неизменным в пространстве, не реагирует на ускорения, сопровождающие самолет в полете. Но главная ось гироскопа «уходит» от меридиана коррекции из-за суточного вращения Земли, из-за трения в осях и неточности балансировки. При совместной работе ИД-3 и курсового гироскопа недостатки чувствительных элементов взаимно компенсируются.

В режиме ГПК используется один чувствительный элемент - курсовой гироскоп, у которого главная ось ХХ и ось внутренней рамы УУ расположены горизонтально и произвольно относительно осей самолета, а ось внешней рамы ZZ расположена вертикально. Для выдачи сигнала изменения курса используется сельсин-датчик СД, его ротор укреплен на оси ZZ, а статор на следящей раме. Первоначальная выставка и корректировка курса осуществляется двигателем гироагрегата, который доворачивает статор СД относительно ротора до значения текущего курса. С сельсин-датчика сигнал курса передается на потребителя. Сигналы на двигатель гироагрегата подаются:

- в режиме МК от индукционного датчика ИД-3 через коррекционный механизм КМ-5;
- в режиме ГПК от задатчика курса на пульте ПУ-11.

В режиме ГПК с течением времени накапливается ошибка из-за ухода главной оси гироскопа в азимуте. Для компенсации ухода применена азимутальная коррекция, состоящая из электрического моста, образованного широтным и поправочным потенциометрами, усилителем УШК и двигателя, который со скоростью ухода главной оси в азимуте вслед за ротором поворачивает статор СД. Взаимное положение ротора и статора сельсин-датчика не изменяется и ошибки гироскопа на потребителя не выдаются.

#### **Устройство агрегатов.**

**Индукционный датчик ИД-3** определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли и служит для коррекции гироагрегата ГА-3 в азимуте при работе ТКС в режиме МК, а также выдает значение магнитного курса в блок БГМК-2 при работе курсовой системы в режиме ГПК. Чувствительными элементами датчика ИД-3 являются три магнитных зонда. Благодаря обмоткам возбуждения магнитный поток Земли, проходя через стержни зондов, пульсирует и наводит ЭДС в сигнальной обмотке, величина которой пропорциональна магнитному курсу самолета.

**Коррекционный механизм КМ-5** служит для:

- связи индукционного датчика ИД-3 с гироагрегатом при работе курсовой системы в режиме МК;
- связи индукционного датчика ИД-3 с блоком БГМК-2 при работе в режиме ГПК;
- уменьшения магнитной девиации и погрешностей следящих систем;
- ввода магнитного склонения или общей поправки и для индикации курса.

**Гироагрегат ГА-3** служит для осреднения сигнала магнитного курса, снимаемого с ИД-3, а также для работы в качестве гирополукомпаса.

**Блок гиромагнитного курса БГМК-2** служит для выдачи потребителям сигнала гиромагнитного курса при работе курсовой системы в режиме ГПК.

При работе курсовой системы в режиме МК гиромагнитный курс вырабатывается непосредственно в гироагрегате ГА-3.

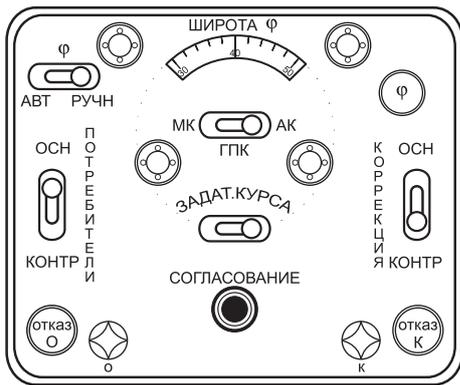


Рис 17.1. Пульт управления ПУ-11

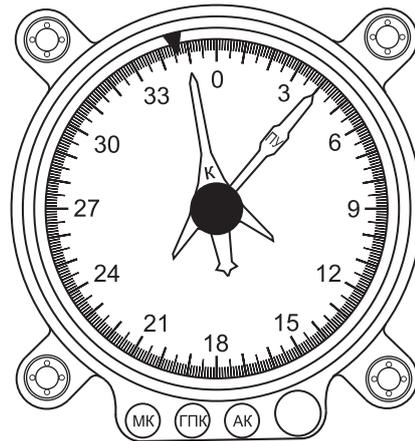


Рис 17.2. Указатель УШ-3

**Указатель штурмана УШ-3.** При установке переключателя «Потребители» на ПУ-11 в положение «Осн.» стрелка «К» индицирует значение курса от основного гироагрегата ГА-3, треугольный индекс – значение курса от контрольного гироагрегата ГА-3, стрелка «ПУ» - значение путевого угла ПУ, получаемого на сельсин-приемнике СПЗ как сумма  $ПУ = К \pm УС$ , и значение угла сноса, как разность показаний стрелки «К» и «ПУ». При работе курсовой системы в режиме ГПК по стрелке «К» можно получать значение магнитного курса, если переключатель «ГПК - ГМК» на верхнем электрощитке установлен в положение «ГМК».

При установке переключателя «Потребители» на ПУ-11 в положение «Контр.» стрелка «К» получает значение курса от контрольного гироагрегата, а треугольный индекс - от основного ГА-3.

На лицевой части УШ-3 имеются табло «МК», «ГПК» и «АК» для сигнализации режима работы ТКС-П2 и кремальера. При повороте кремальеры отклоняется треугольный индекс, а при отпуске кремальеры индекс возвращается в исходное положение.

**Блок дистанционной коррекции БДК-1** предназначен для ручного ввода поправки в текущий курс, поступающий в навигационный вычислитель НВУ-Б3 от курсовой системы ТКС-П2. Для коррекции ортодромического курса нужно определить по карте линейное боковое отклонение ЛБУ как разность фактической и численной НВУ-Б3 боковой координаты и пройденное расстояние S, затем вычислить поправку:

$$\Delta K = \arctg(LBY/S)$$

Поправка вводится с помощью кремальеры. Значение введенной поправки индицируется:

- малой стрелкой по шкале  $\pm 170^\circ$  с ценой деления  $10^\circ$ ;
- большой стрелкой по шкале  $\pm 10^\circ$  с ценой деления  $2^\circ$ .

**Пульт управления ПУ-11** предназначен для управления курсовой системой с сигнализацией завалов гироагрегатов.

Пульт управления обеспечивает:

**1.** Выбор режима работы широтной коррекции гироагрегатов переключателем «Авт. - Ручн.». Положение «Авт.» не задействовано. В положении «Ручн.» сигнал широтной коррекции снимается с синусного потенциометра, связанного с рукояткой  $\phi$  и со шкалой с надписью «С - Ю» и делениями  $\pm 90^\circ$ .

**2.** Выбор режима работы переключателем «МК - ГПК - АК». Режим «АК» не задействован.

**3.** Переключение потребителей курса на основной или контрольный гироагрегат переключателем «Потребители».

**4.** Коммутирование прохождения сигналов коррекции в режимах МК и ГПК на основной или контрольный гироагрегат переключателем «Коррекция».

5. Выставку гироагрегатов в режиме ГПК нажимным переключателем «Задатчик курса».
6. Включение большой скорости согласования гироагрегатов при работе курсовой системы в режиме МК кнопкой «Согласование». В режиме ГПК эта кнопка подключена к блоку БГМК-2.
7. Сигнализацию отказов гироагрегатов лампами «Отказ О» и «Отказ К».

## §2. Эксплуатация ТКС-П2

Перед включением системы ТКС-П2 на ПУ-11 установить переключатели «Потребители» в положение «Осн.», «Коррекция» в положение «Контр.», «Авт. - Ручн.» в положение «Ручн.», шкалу «Широта» - на широту аэродрома вылета.

На верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «БГМК», «Коррекция БГМК», переключатель «ГМК - ГПК» установить в положение «ГПК». Стрелки на блоке БДК-1 и индекс ΔМ коррекционного механизма КМ5 установить на 0.

Включить питание курсовой системы, для чего на левой панели АЗС включить АЗС «~ 36 В ТКС-П2», «Обогрев ГА» и «Сигнализация». На верхнем электрощитке включить выключатели «Питание ТКС» и «Обогрев ГА». Одновременно включить систему САУ-4 для обеспечения работы выключателя коррекции ВК-90 и следящих рам гироагрегатов по сигналам от МГВ-1СК и СТУ-154 для обеспечения индикации курса на приборе ПНП-1.

Через 5 минут после включения питания нажатием кнопки «Арретир» на пульте ПУ-33 выставить МГВ-1СК по вертикали, что контролируется по прибору ПКП-1. Нажать кнопку-лампу «Сброс прогр.» на приставке ПН-4, при этом лампа должна загореться.

Проверить работу курсовой системы в режиме ГПК, для чего переключатель режимов работы на ПУ-11 установить в положение «ГПК», переключатель «ГПК - ГМК» на верхнем электрощитке - в положение «ГПК». Переключатель «Задатчик курса» на ПУ-11 нажать вправо, а затем влево. При этом показания треугольного индекса на УШ-3 должны соответственно увеличиваться и уменьшаться. Переключатель «Коррекция» на ПУ-11 установить в положение «Осн.» и опять нажимать переключатель «Задатчик курса», при этом показания стрелки «К» на УШ-3 и шкал ПНП-1 должны соответственно увеличиваться и уменьшаться.

Проверить работу курсовой системы в режиме МК, для чего переключатель режимов работы на ПУ-11 установить в положение «МК», переключатель «ГПК - ГМК» на верхнем электрощитке - в положение «ГМК» и нажать кнопку «Согласование» на ПУ-11. Показания стрелки «К» на УШ-3 и шкал приборов ПНП-1 согласовываются с показаниями КМ-5 и должны соответствовать стояночному курсу самолета.

Переключатель «Коррекция» на ПУ-11 установить в положение «Контр.» и нажать кнопку «Согласование».

Показание треугольного индекса согласовывается со стрелкой «К» УШ-3 и показаниями КМ-5.

Согласование гироагрегатов в режиме МК при проверке системы ТКС-П2 является одновременно и первоначальной предварительной выставкой гироагрегатов.

После проверки переключатель режимов на ПУ-11 установить в положение «ГПК», переключатель «ГПК - ГМК» на верхнем электрощитке - в положение «ГПК» и нажать кнопку «Согласование». Включается большая скорость отработки в блоке БГМК-2 и приборы ИКУ-1 должны показать магнитный курс.

На исполнительном старте установить самолет по оси ВПП и переключателем «Задатчик курса» установить треугольный индекс на магнитный курс взлета. Перевести переключатель «Коррекция» в положение «Осн.» и переключателем «Задатчик курса» установить значение взлетного магнитного курса по стрелке «К» УШ-3 и по шкалам приборов ПНП-1, после чего переключатель «Коррекция» поставить в положение «Контр.».

Перед взлетом выключатель «Коррекция БГМК» необходимо выключить. В полете по трассе

выключатель «Коррекция БГМК» нужно включить и контролировать работу гироагрегатов в режиме ГПК по УШ-3. При нормальной работе гироагрегатов стрелка «К» и треугольный индекс УШ-3 должны совпадать и их показания не должны отличаться от показаний ИКУ-1 на величину, большую общей поправки.

При расхождении показаний стрелки «К» и треугольного индекса УШ-3 на величину более  $3^\circ$  или отличия показаний УШ-3 и ИКУ-1 на величину больше общей поправки необходимо произвести коррекцию ТКС-П2.

Периодически, через  $1^\circ$  вводить на ПУ-11 значение широты пролетаемой местности.

Перед выполнением посадки необходимо произвести магнитную коррекцию блока БГМК-2. Для этого противообледенитель предкрылков выключить на 1 минуту, нажать кнопку «Согласование», после чего противообледенитель включить, а выключатель «Коррекция БГМК» выключить.

# Раздел VI

## Применение навигационных систем в самолетовождении.

### Глава 18

#### Навигационная автономная система НАС-1.

##### §1. Задачи самолетовождения, решаемые системой НАС-1.

Главной задачей самолетовождения является вывод самолета в заданную точку по намеченному маршруту. Для решения этой задачи экипаж должен в любой момент времени знать место самолета. В противном случае нельзя будет правильно определить дальнейшее направление полета к заданному пункту.

Определение местонахождения самолета требует от экипажа напряженной работы, связанной с постоянным наблюдением за приборами, выполнением расчетов и графических построений на карте. Особенно трудно экипажу выполнять эту задачу с помощью обычных средств на скоростных самолетах, полеты на которых требуют быстроты и высокой точности решения всех навигационных задач. Поэтому для точного и надежного самолетовождения стали применять различные навигационные системы, обеспечивающие автоматическое измерение навигационных элементов, счисление пути и управление самолетом, т. е. позволяющие автоматизировать процесс самолетовождения.

Одной из таких систем является система НАС-1, которая представляет собой комплекс, состоящий из доплеровского измерителя ДИСС и автоматического навигационного устройства АНУ. Эта система предназначена для непрерывного автоматического измерения путевой скорости и угла сноса, счисления пройденного пути и выдачи сигналов в автопилот для автоматического управления самолетом.

Система НАС-1 позволяет решать следующие задачи самолетовождения:

- измерять путевую скорость и угол сноса. Точность измерения путевой скорости достигает 0,5% ее значения, а угла сноса  $\pm 20'$ ;
- осуществлять вывод самолета на ЛЗП подбором курса по углу сноса;
- вести счисление пути в прямоугольной системе координат;
- совместно с автопилотом автоматически выполнять полет по линии заданного пути, выводить самолет на заданную или новую параллельную ЛЗП, а также выполнять разворот на следующий участок маршрута;
- облегчать решение задачи прибытия самолета в пункт назначения в заданное время. При наличии на самолете системы НАС-1 эту задачу решают весьма просто. Изменением режима работы двигателей добиваются, чтобы указатель путевой скорости указывал требуемое значение путевой скорости. После этого замечают воздушную скорость и, если она не выходит за пределы допустимых скоростей полета, выдерживают ее.

Текущие значения путевой скорости, угла сноса и координаты места самолета непрерывно выдаются на специальные указатели. Система НАС-1 является автономной и может применяться на самых дальних трассах. Достоинством системы является высокая точность измерения путевой скорости и угла сноса, что повышает надежность и точность самолетовождения, облегчает работу штурмана в полете. Она дает возможность измерять путевую скорость и угол сноса в режиме набора высоты и своевременно вводить поправки в курс при изменении угла сноса, вызванного непостоянством

ветра по маршруту, изменением скорости или высоты полета. Система проста в эксплуатации. Она не требует в полете никаких регулировок и подстроек. В случае прекращения поступления информации от ДИСС, она автоматически переходит в режим работы «Память» и продолжает непрерывно вести счисление пути.

Система имеет простую методику контроля точности работы аппаратуры. Проверка нормальной работы системы осуществляется путем сравнения отсчетов указателей с калибровочными данными измерителей.

Система НАС-1 выпускается в нескольких вариантах. Одни из них отличаются лишь диапазоном измерения путевой скорости, другие варианты системы, кроме того, имеют и некоторые конструктивные особенности. Система НАС-1 работает совместно с курсовой системой и автопилотом.

## §2. Состав оборудования и принцип работы системы НАС-1

В состав оборудования системы НАС-1 входят следующие основные устройства и приборы: доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС), автоматическое навигационное устройство (АНУ), система автоматического управления (САУ), включающая блок связи с автопилотом и указатель линейного бокового отклонения, датчик воздушной скорости, задатчик угла карты, задатчик ветра, указатель путевой скорости и угла сноса и счетчик координат. Кроме указанных основных частей, в состав оборудования системы входят еще некоторые другие части, обеспечивающие работу системы и позволяющие управлять системой.

Доплеровский измеритель работает на принципе использования эффекта Доплера. Он непрерывно измеряет путевую скорость и угол сноса и выдает их значения на указатель и в автоматическое навигационное устройство, куда поступают также сигналы курса самолета от курсовой системы и истинная воздушная скорость от датчика воздушной скорости. По этим данным навигационное устройство ведет автоматическое счисление пути. Оно раскладывает пройденный самолетом путь на две составляющие по осям прямоугольной системы координат (рис 18.1). Главную ось этой системы условились обозначать буквой  $C$  ( $Y$ ), а вторую ось, расположенную перпендикулярно к главной — буквой  $B$  ( $X$ ), т. е. прописными буквами слов север и восток. Координаты места самолета указывают две стрелки счетчика координат: стрелка «С» указывает проекцию пути самолета на ось  $Y$ , а стрелка «В» — проекцию пути на ось  $X$ .

Координатную ось  $Y$  обычно располагают на карте в таком направлении, чтобы удобно было пользоваться системой прямоугольных координат на данном участке трассы. Поэтому ось  $Y$  может не совпадать с направлением меридиана, принятого за начало отсчета курса самолета. Угол между направлением меридиана, от которого отсчитывается курс, и направлением оси  $Y$  прямоугольной системы координат называется **углом карты (УК)**.

Угол карты может быть магнитным, истинным, ортодромическим или условным в зависимости от того, какое направление принято за начало отсчета курса. С помощью задатчика угла карты ось  $Y$  можно ориентировать в любом направлении относительно меридиана. При установке угла карты, равного путевому углу, ось  $Y$  совмещается с ЛЗП, а координатная ось  $X$  располагается перпендикулярно к ней. В этом случае в навигационном устройстве сигналы курса и сигналы угла сноса складываются и их сумма сравнивается с путевым углом, установленным на задатчике угла карты.

При наличии равенства стрелка «В» счетчика координат находится на нуле, а если равенства нет, она отклоняется и указывает по шкале величину ЛБУ. Пройденное самолетом расстояние по ЛЗП показывает стрелка «С».

Автоматическое управление самолетом при полете по маршруту обеспечивается совместной

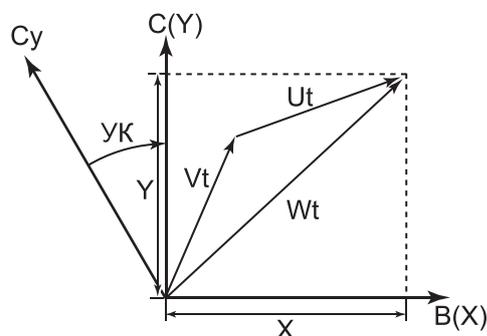


Рис 18.1. Разложение пути самолета по осям прямоугольной системы координат

работой системы НАС-1 и автопилота. Через специальный блок связи в автопилот поступают сигналы управления от АНУ, пропорциональные ЛБУ и скорости его изменения. При полете самолета по ЛЗП, т. е. когда ЛБУ и скорость его изменения равны нулю, управляющий сигнал на автопилот не подается. При уклонении самолета от ЛЗП в устройстве АНУ вырабатывается сигнал, который поступает в автопилот и вызывает разворот самолета и его возврат на ЛЗП.

После выхода на ЛЗП самолет стабилизируется автопилотом на этой линии с учетом угла сноса, непрерывно измеряемого доплеровским измерителем.

В системе НАС-1 предусмотрена возможность кооррекции пути по направлению в случае отклонения самолета от ЛЗП вследствие погрешностей датчиков при измерении курса, угла сноса и путевой скорости, а также из-за неточного измерения на карте и установки на задатчике заданного путевого угла. Коррекция производится путем ручного ввода поправки, равной ЛБУ, по специальному указателю, позволяющему учитывать отклонение самолета от ЛЗП в пределах  $\pm 25$  км.

### §3. Органы управления, указатели системы НАС-1 и их назначение

Система НАС-1 имеет следующие органы управления и указатели: пульт управления системой, указатель путевой скорости и угла сноса, указатель линейного бокового уклонения, задатчик угла карты, задатчик ветра, счетчик координат, переключатель «ДИСС—АНУ», переключатель «Счетчик» («Вкл.—Выкл.»).

**Пульт управления** (рис 18.2.) предназначен для управления системой при проверке ее работоспособности и при решении задач самолетовождения. На нем расположены два переключателя и две сигнальные лампы. Левый переключатель имеет следующие четыре положения:

«Выкл.» — для выключения низкого напряжения;

«Вкл.» — для включения низкого напряжения. При этом загорается зеленая сигнальная лампа с надписью «Вкл.»;

«Пам» — для включения системы в режим работы «Память». Это положение переключателя используется для проверки и работы системы в режиме «Память». О переходе системы на работу в режим «Память» сигнализирует загорание табло, расположенного на указателе путевой скорости и угла сноса;

«Высок» — для включения высокого напряжения. При этом загорается красная сигнальная лампа, включается ДИСС, автоматически определяющий путевую скорость и угол сноса.

Правый переключатель также имеет четыре положения:

«Суша» — для работы системы при полете над сушей;

«Море» — для работы системы при полете над морем.

Эти положения переключателя позволяют учесть характер отражающей поверхности, над которой пролетает самолет. При полете над спокойным морем заметно изменяется коэффициент отражения по сравнению с коэффициентом отражения для суши, что вносит ошибки в измерение путевой скорости

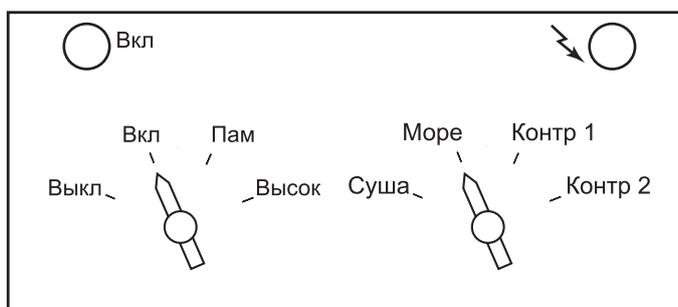


Рис 18.2. Пульт управления системы НАС-1

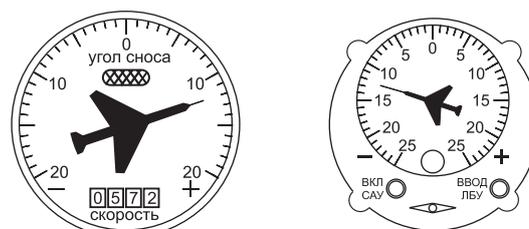


Рис 18.3. Указатели системы НАС-1: указатель путевой скорости и угла сноса (слева); указатель линейного бокового уклонения (справа).

и угла сноса. Эти ошибки носят систематический характер, и их можно исключить при калибровке системы. При переходе с суши на море появляется ошибка в измерении величины путевой скорости на 1—3,7 % по сравнению с действительной. Калибровка системы для полета над морем ведется для средней степени волнения водной поверхности. В режиме «Море» калибровка системы изменяется приблизительно на 2,5%;

«Контр. 1»; «Контр. 2» — для контроля калибровки системы. В этих положениях переключателя включается специальный имитатор, входящий в состав системы, вырабатывающий частоты, соответствующие доплеровским.

**Указатель путевой скорости и угла сноса** (рис 18.3.) предназначен для указания текущего значения путевой скорости и угла сноса. Путевая скорость отсчитывается на счетчике барабанного типа, а угол сноса — по шкале против стрелки указателя. На указателе расположено сигнальное табло «Память», которое загорается в случае отсутствия доплеровской информации на выходе приемника, а также при кренах и углах тангажа более 10°.

**Указатель линейного бокового уклонения** (рис 18.3.) предназначен для непрерывной выдачи в блок связи с автопилотом сигнала, пропорционального величине линейного бокового уклонения самолета от ЛЗП и указания этого уклонения.

Указатель имеет шкалу ЛБУ, оцифрованную в пределах от 0 до ±25 км, две ручки и сигнальную лампочку. Левая ручка служит для включения системы автоматического управления, а правая — для ввода ЛБУ при коррекции пути по направлению и выводе самолета на линию, параллельную ЛЗП. Горение лампочки сигнализирует о включении системы автоматического управления. В случае экстренной необходимости пилот может отключить САУ с помощью специальной кнопки, находящейся в его кабине.

**Задатчик угла карты** (рис 18.4.а) предназначен для установки угла карты. Ввод этого угла в АНУ должен производиться относительно того меридиана, от которого ведется отсчет курса. На лицевой стороне прибора расположена рукоятка, с помощью которой устанавливают стрелку на заданное значение угла карты.

**Задатчик ветра** (рис 18.4.б) предназначен для установки направления и скорости навигационного ветра для работы устройства АНУ без информации от ДИСС. Угол карты и направление ветра устанавливаются на задатчике по одной шкале. Поэтому для правильного ввода этих элементов следует вначале устанавливать угол карты против неподвижного индекса «УК», а затем направление ветра. Скорость ветра устанавливается по шкале, нанесенной на рукоятке ввода направления ветра.

**Счетчик координат** (рис 18.4.в) предназначен для указания координат места самолета в условной прямоугольной (ортодромической) системе координат. Стрелки «С» и «В» указывают по общей шкале координаты X и Y. Шкала имеет оцифровку от 0 до 1000 км. Для отсчета дальности более 1000 км для стрелки «С» имеется дополнительная шкала, оцифрованная от 0 до 5000 км, которая видна в вырезе

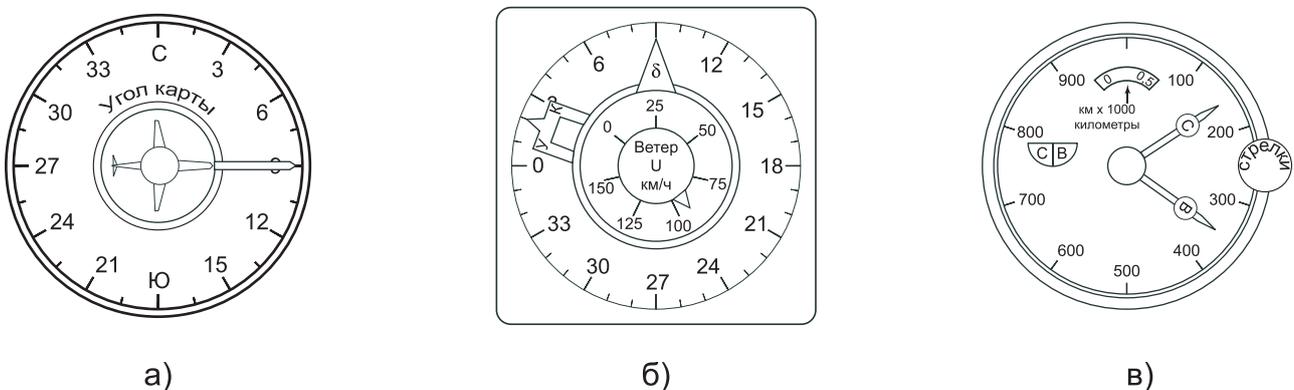


Рис 18.4. Приборы системы НАС-1:  
а) задатчик угла карты; б) задатчик ветра; в) счетчик координат

основной шкалы. При отсчете координаты  $У$  следует суммировать показания, снятые по стрелке «С» и по дополнительной шкале. Установка стрелок на нуль или на значение заданных координат осуществляется отдельно с помощью ручки с надписью «Стрелки». Если нажать на эту ручку и вращать ее, то будет перемещаться стрелка «С», а если ручку оттянуть на себя и вращать, то перемещаться будет стрелка «В». Контроль за работой счетчика координат производится по контрольным индексам, обозначенным буквами «С» и «В», которые вращаются с большей скоростью, чем стрелки счетчика. Эти индексы наблюдаются в специальном окошке на лицевой части прибора.

Переключатель «ДИСС—АНУ» предназначен для включения навигационного устройства в режим счисления пути по данным ДИСС или в режим автономной работы по заданным значениям скорости и направления ветра, вводимым вручную на задатчике ветра.

Переключатель «Счетчик» предназначен для включения и выключения счетчика координат. Переключатели «ДИСС— АНУ» и «Счетчик» находятся на приборной доске штурмана.

#### **§4. Системы координат счисления места самолета.**

Применяемые в гражданской авиации автоматические счислители пути сконструированы для работы в прямоугольной системе координат. Они ведут счисление пути по формулам прямолинейной тригонометрии и не учитывают сферичности Земли. Поэтому в общем случае такие устройства не позволяют точно определить положение самолета относительно земного шара, так как неучитывание кривизны поверхности Земли отражается на правильности счисления пути.

Для определения места самолета относительно сферической поверхности Земли необходимо, чтобы счисление пути выполнялось по формулам сферической тригонометрии, т. е. чтобы автоматическое навигационное устройство выдавало строго ортодромические координаты. Но добиться этого очень сложно, так как нельзя простыми зависимостями выразить сжатие Земли, с учетом которого должны вырабатываться координаты места самолета, а также потому, что нет пока такого компаса, который позволял бы надежно измерять истинный курс самолета.

Исследования показывают, а практика применения навигационных систем подтверждает, что при определенных условиях можно добиться соответствия между прямоугольными и ортодромическими координатами. Если главную ортодрому совместить с осью маршрута и полет выполнять вблизи условного экватора (главной ортодромии), то условные параллели и меридианы образуют практически прямоугольную сетку. Это позволяет при использовании устройств автоматического счисления пути применять ортодромическую систему координат. Размер области, где ортодромические координаты совпадают с прямоугольными, зависит от допустимых ошибок в определении места самолета. Ошибки возникают не только потому, что счисление ведется на плоскости, но и потому, что ортодромический курс измеряется точно только при полете вблизи главной ортодромии.

Если задаться допустимой ошибкой в определении места самолета не более 1%, то можно считать, что на протяжении 1000 км вдоль главной ортодромии в полосе шириной  $\pm 600$  км от нее ортодромическая система координат совпадает с прямоугольной системой, в которой ведется счисление пути навигационными устройствами. Зависимость величины ошибки в определении места самолета по счисленным координатам от границ применимости ортодромической системы координат должна учитываться при выборе системы координат счисления места самолета.

В практике применяются главно-ортодромическая и частно-ортодромическая системы координат счисления места самолета. Выбор системы координат зависит от формы маршрута полета или его части, а также от характера выполняемой задачи (полет по воздушной трассе, аэрофотосъемка, разведка в море и т. п.).

**Главно-ортодромическая система координат** счисления места самолета применяется при полете в ограниченном районе (например, при заходе на посадку), а также на маршруте, где участки короткие и имеют большие изломы. Для применения главно-ортодромической системы координат на полетную карту наносят маршрут полета и главную ортодрому (рис 18.5). Главную ортодрому располагают

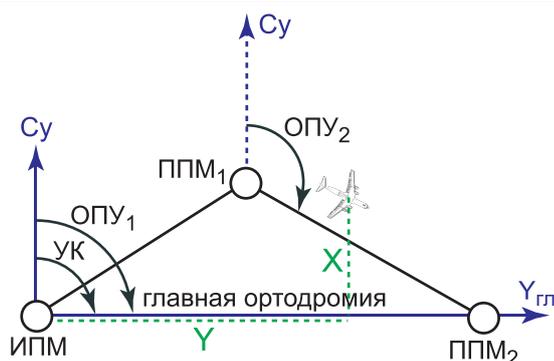


Рис 18.5. Главно-ортодромическая система координат

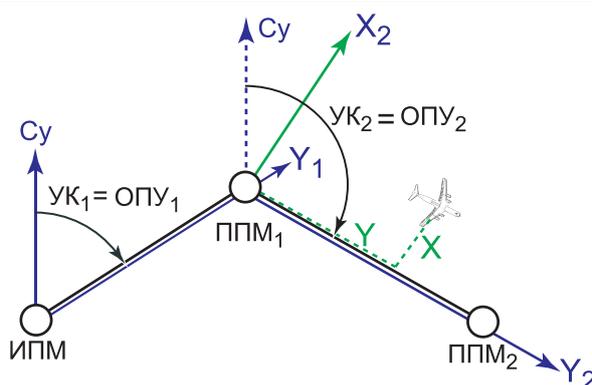


Рис 18.6. Частно-ортодромическая система координат

так, чтобы ее направление совпадало с осью маршрута. Отсчет путевых углов и курсов на всем протяжении главной ортодромии сохраняют единым и ведут его от выбранного опорного меридиана.

Для счисления места самолета в главно-ортодромической системе координат необходимо на задатчике угла карты установить угол карты, соответствующий выбранному направлению главной ортодромии. На счетчике координат установить координаты исходной точки счисления и в момент пролета ее включить «Счисление». В дальнейшем текущие координаты  $X$  и  $Y$  относительно главной ортодромии будут определяться автоматически и выдаваться на счетчик, по показанию которого в любой момент времени можно определить место самолета на карте. Для удобства отыскания места самолета по координатам и  $Y$  можно при подготовке к полету нанести на карту координатную сетку. Линии сетки наносятся различным цветом параллельно осям  $X$  и  $Y$  через 2 см независимо от масштаба карты и оцифровываются.

**Частно-ортодромическая система координат** применяется при полете по маршруту, имеющему участки большой протяженности и малое число изломов. За счет выбора положения осей координат добиваются, чтобы счисленные координаты соответствовали некоторым навигационным элементам Полета и давали непосредственное представление о положении самолета относительно пролетаемого участка маршрута.

В этой системе координат ось  $Y$  совмещают с ЛЗП данного участка маршрута (рис 18.6). При таком расположении оси  $Y$  угол карты будет соответствовать заданному ОПУ, определенному относительно опорного меридиана. Счисление пути в этой системе координат может выполняться методом контроля пройденного расстояния и методом контроля оставшегося расстояния (методом прихода стрелки «С» к нулю). Поэтому в зависимости от необходимости начало отсчета координат выбирается в начале или конце каждого участка.

В первом случае на счетчике обе стрелки устанавливаются на нуль, а во втором стрелка «С» с помощью ручки отводится влево от нуля на оставшееся расстояние до поворотного пункта маршрута. При таком выборе начала и осей координат показания стрелки «С» будут соответствовать пройденному (оставшемуся) расстоянию по ЛЗП, а показания стрелки «В» — линейному боковому отклонению самолета от ЛЗП. Направление отклонения стрелки «В» относительно нуля шкалы счетчика координат соответствует стороне отклонения самолета от ЛЗП. Включение счетчика координат производится в момент пролета точки, координаты которой установлены на счетчике. В частно-ортодромической системе координат текущие координаты  $X$  и  $Y$  непосредственно указывают положение самолета относительно участка маршрута, принятого за частную ортодромию.

В некоторых комплексных навигационных системах навигационный вычислитель имеет режимы работы «ГО» (главная ортодромия) и «ЧО» (частная ортодромия), которые обеспечивают непрерывное автоматическое определение текущих координат самолета в главной или частной системах координат.

## §5. Использование системы НАС-1

Использование системы в режиме «ДИСС». Режим «ДИСС» является основным режимом работы системы НАС-1. Счисление пути происходит по курсу, углу сноса и путевой скорости, поступающих от курсовой системы и доплеровского измерителя. Для использования системы в этом режиме необходимо:

перед вылетом:

- 1) установить на пульте управления левый переключатель в положение «Выключено», а правый - в положение «Суша» (при полете над водной поверхностью — в положение «Море»);
- 2) переключатель «ДИСС—АНУ» поставить в положение «ДИСС»;
- 3) переключатель «Счетчик» поставить в положение «Выключено»;
- 4) установить стрелки счетчика координат в нулевое положение;
- 5) установить на задатчике угла карты угол карты, равный ОПУ первого участка маршрута;
- 6) включить АЭС с надписью «НАС-1»;
- 7) перед взлетом включить систему, для чего левый переключатель на пульте управления перевести в положение «Вкл.», при этом загорается зеленая сигнальная лампа;

после взлета:

- 1) не ранее чем через 2 мин после включения системы и на высоте полета не менее 200—300 м включить высокое напряжение, для чего левый переключатель перевести в положение «Высок.», при этом на пульте управления загорается красная сигнальная лампа;
- 2) через 3 мин после включения высокого напряжения система начинает работать и выдавать на указатель текущее значение путевой скорости и угла сноса;
- 3) при проходе ИПМ включить счетчик координат, для чего переключатель «Счетчик» поставить в положение «Включено»;
- 4) для полета по ЛЗП взять курс следования, который в сумме с углом сноса, снятым с указателя, был бы равным ОПУ, т. е.  $ОК + (\pm УС) = ОПУ$ ;
- 5) рассчитать время прибытия на КО (ППМ) по путевой скорости, отсчитанной на указателе;
- 6) если необходимо определить место самолета, произвести отсчет показаний счетчика координат, а затем отложить по ЛЗП пройденное расстояние, отсчитанное по стрелке «С», и от полученной точки отложить ЛБУ, отсчитанное по стрелке «В».

Точность определения места самолета в режиме «ДИСС» составляет 2% пройденного расстояния. Для повышения точности выдачи системой координат места самолета необходимо точно устанавливать начальные координаты, периодически производить корректировку показаний счетчика координат и своевременно переходить на систему координат следующего участка маршрута.

За начальные координаты места самолета могут быть взяты координаты аэродрома вылета или координаты любой точки маршрута, точный пролет которой легко определить с помощью самолетного радиолокатора, радиокompаса, системы РСБН-2 или визуально. Начальные координаты места самолета определяются по полетной карте и устанавливаются на счетчике координат. Включать счетчик следует точно в момент пролета намеченной точки.

Система НАС-1 ведет счисление пути с учетом курса, угла сноса, путевой скорости и путевого угла. Так как все эти элементы измеряются с определенной точностью, навигационное устройство вырабатывает координаты места самолета с некоторыми погрешностями, которые по мере удаления самолета от места установки начальных координат возрастают.

Для повышения точности счисления пути необходимо периодически осуществлять в полете корректировку показаний счетчика координат путем перевода его стрелок на фактические координаты места самолета, определенного с помощью самолетного радиолокатора, системы РСБН-2 или визуально. После сброса накопившихся погрешностей система в течение некоторого времени будет более точно выдавать координаты места самолета.

Наиболее удобно корректировку показаний счетчика проводить в момент пролета траверза

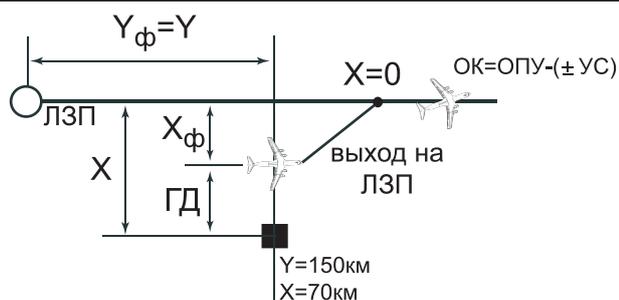


Рис 18.7. Корректировка показаний счетчика координат

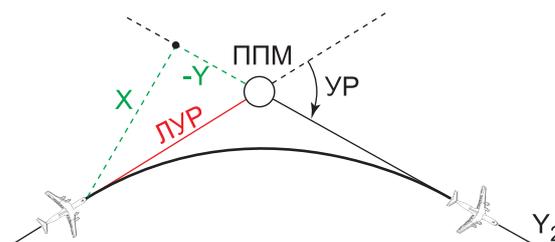


Рис 18.8. Переход на новую систему координат

радиолокационного ориентира или траверза радиомаяка системы РСБН-2 (рис. 18.7). В этом случае координата  $Y_{\phi}$  самолета будет равна координате радиолокационного ориентира  $Y$ , т. е.  $Y_{\phi} = Y$ , а координата  $X_{\phi}$  — разности координат радиолокационного ориентира и горизонтальной дальности от самолета до радиолокационного ориентира, т. е.  $X_{\phi} = X - \text{ГД}$ , если радиолокационный ориентир расположен справа от ЛЗП, или  $X_{\phi} = \text{ГД} - X$ , если этот ориентир слева от ЛЗП. Обнаружив, что самолет уклонился, необходимо выйти на ЛЗП. Для этого самолет разворачивают в сторону ЛЗП и продолжают полет до прихода стрелки «В» к нулю, после чего самолет устанавливают на курс следования, равный  $\text{ОК} = \text{ОПУ} - (\pm \text{УС})$ .

При полете на больших скоростях выход на новое направление производится с учетом радиуса разворота самолета. Вследствие этого разворот начинают до выхода на ППМ на расстоянии, равном линейному упреждению разворота (рис. 18.8). Поскольку в процессе разворота самолет не проходит ППМ, нужно заранее переходить на новую систему координат, у которой ось  $Y$  совпадает с новым участком маршрута. Переход на новую систему координат обычно производят в точке начала разворота. Для перехода на систему координат следующего участка маршрута необходимо:

1) до подлета к ППМ рассчитать ЛУР и координаты точки начала разворота относительно новой системы координат. Расчет этих элементов производится по формулам:

$$Y = \text{ЛУР} \cos \text{УР}; X = \text{ЛУР} \sin \text{УР}.$$

Знак координаты  $Y$  зависит от угла разворота. При  $\text{УР} > 90^\circ$  знак координаты  $Y$  — положительный, а при  $\text{УР} < 90^\circ$  — отрицательный. Знак координаты  $X$  зависит от стороны разворота. При правом развороте координата  $X$  имеет положительный знак, а при левом — отрицательный. В практике координаты точки начала разворота рассчитывают на НЛ. Для этого треугольный индекс шкалы 4 устанавливают против линейного упреждения разворота, взятого по шкале 5. Затем против угла разворота, взятого по шкале 3, читают по шкале 5 значение координаты  $X$ , а против  $(90^\circ - \text{УР})$  — значение координаты  $Y$ . Координаты точки начала разворота можно измерить непосредственно по карте в период подготовки к полету, опустив перпендикуляр на новую ось  $Y$  и измерив отрезки координат  $X$  и  $Y$ ;

2) определить момент выхода самолета в точку начала разворота, используя для этого имеющиеся средства самолетовождения;

3) в момент начала разворота на задатчике угла карты быстро и точно установить ОПУ следующего участка маршрута, а на счетчике координат — рассчитанные координаты точки начала разворота;

4) после разворота показание стрелки «В» должно быть равно нулю, а стрелки «С» — линейному упреждению разворота.

Полет по новой ЛЗП выполняется с курсом следования, рассчитанным с учетом угла сноса, выдаваемого доплеровским измерителем. Выполняя полет от ППМ, необходимо при первой возможности скорректировать показания счетчика координат для устранения неизбежных ошибок, накопившихся в процессе перехода на новую систему координат.

**Полет с автоматическим управлением самолетом.** Система НАС-1 при совместном использовании с автопилотом позволяет автоматически управлять самолетом при полете по маршруту. Порядок работы с системой следующий.

1. Включить курсовую систему для работы в режиме «ГПК» и систему НАС-1 для работы в режиме «ДИСС».
2. Установить ручкой «Ввод ЛБУ» на указателе линейного бокового уклонения отсчет, равный нулю.
3. Установить на задатчике угла карты угол карты, равный ОПУ данного участка маршрута.
4. Установить на нуль стрелки счетчика координат.
5. Установить самолет на ортодромический курс следования, равный  $OK = OPU \pm UC$ .
6. Включить счетчики координат над пунктом, взятым за начало отсчета координат.
7. Включить автопилот и нажать кнопку «АНУ + АП», расположенную на приборной доске пилотов.

8. Включить систему автоматического управления, для чего ручку «Вкл. САУ», расположенную на указателе линейного бокового уклонения, повернуть вправо до упора. При этом на указателе должна загореться зеленая лампа, сигнализирующая о включении системы автоматического управления.

В процессе полета с автоматическим управлением показания указателя линейного бокового уклонения и стрелки «В» счетчика координат все время должны оставаться на нуле, так как система НАС-1 автоматически удерживает самолет на ЛЗП. Стрелка «С» счетчика координат должна указывать пройденное самолетом расстояние от точки начала счисления.

При обнаружении отклонения самолета от ЛЗП (хотя стрелка «В» находится на нуле) произвести корректировку пути по направлению, для чего ручкой «Ввод ЛБУ» установить стрелку указателя на значение, равное обнаруженному ЛБУ. При уклонении самолета вправо величину ЛБУ устанавливают со знаком плюс, а при уклонении влево — со знаком минус.

После ввода ЛБУ самолет сначала входит в крен  $15^\circ$  и начинает автоматически разворачиваться в сторону ЛЗП. Затем плавно выходит из крена и следует под углом  $25\text{—}30^\circ$  к ЛЗП без крена. Потом входит в противоположный крен  $15^\circ$  и по мере приближения к ЛЗП плавно выходит из крена, совершив S-образный маневр.

9. Заранее рассчитать ЛУР и координаты точки начала разворота относительно новой системы координат. ЛУР рассчитывают по радиусу разворота, определенному для крена  $15^\circ$ . Координаты X и Y точки начала разворота рассчитывают по тем же формулам, что и при полете по маршруту без автоматического управления самолетом.

10. В момент выхода самолета в точку начала разворота необходимо установить на задатчике угла карты новое значение ОПУ и одновременно ручкой «Ввод ЛБУ» установить на указателе величину ЛБУ, соответствующую координате X относительно нового участка маршрута, а стрелки «С» и «В» счетчика координат — на значение вычисленных координат точки начала разворота.

После установки нового угла карты самолет автоматически выходит на новую линию пути и продолжает полет по заданному направлению с учетом угла сноса; стрелка ЛБУ и стрелка «В» приходят к нулю, а стрелка «С» будет указывать пройденный путь от ППМ по новой ЛЗП.

При углах разворота до  $20^\circ$  автоматический выход на новую ЛЗП можно производить без учета ЛУР. В этом случае при выходе на ППМ на ЗУК устанавливают УК, равный новому ОПУ, а стрелки «С» и «В» счетчика координат устанавливают на нуль. При этом самолет автоматически выходит на новую ЛЗП. После выхода стрелка «В» счетчика координат и стрелка указателя ЛБУ приходят к нулю, а стрелка «С» будет указывать расстояние от ППМ.

При использовании САУ необходимо соблюдать меры предосторожности.

Для исключения резких эволюции самолета нужно во всех случаях перед включением САУ убедиться, что текущий курс на УШ равен ОПУ или отличается от него на величину UC, выдаваемого доплеровским измерителем. В случае разворота самолета рукояткой «Разворот» пульта управления автопилота, а также при согласовании курсовой системы, САУ автоматически отключается. При этом зеленая лампа на указателе ЛБУ гаснет. Для повторного включения системы необходимо ручку «Вкл. САУ» повернуть вначале до упора влево, а затем до упора вправо. Экстренное отклонение системы

производится путем нажатия кнопки быстрого отключения автопилота.

**Использование системы в режиме «Память».** Этот режим работы системы НАС-1 используется в случаях непродолжительных перерывов в поступлении информации от ДИСС. В режим «Память» система может переходить автоматически или вручную. Для перевода системы в режим «Память» вручную необходимо левый переключатель на пульте управления поставить в положение «Пам.». Автоматический переход системы в режим «Память» производится специальными устройствами в случае отсутствия доплеровской информации на выходе приемника, а также при углах крена и тангажа самолета более  $10^\circ$ , когда показания ДИСС установятся неправильными, вследствие большого наклона зондирующих лучей передатчика.

Доплеровская информация может отсутствовать при выходе из строя ДИСС, а также при полете на большой высоте над спокойной водной поверхностью (волнение воды менее 1 балла). В режиме «Память» система ведет счисление пути с учетом курса, истинной воздушной скорости и составляющих вектора ветра, запомненных АНУ в момент, предшествующий выключению режима ДИСС. В этом случае счисление пути будет выполняться с допустимыми погрешностями в течение 15—20 мин, так как фактические данные о ветре изменяются и не будут равны тем, которые запомнило навигационное устройство. Хотя точность счисления пути в режиме «Память» несколько ниже, чем в основном режиме, он обеспечивает непрерывность счисления пути при временных перерывах в поступлении доплеровской информации, чем повышается надежность работы системы.

При работе системы в режиме «ДИСС» вычисление текущих значений составляющих вектора ветра производится по осям координат X и Y для данного участка маршрута. Поэтому в режиме «Память» переход к новой системе координат (изменение угла карты) является недопустимым, так как при таком переходе счисление пути будет неправильным. При переходе системы в режим «Память» на указателе путевой скорости и угла сноса загорается табло «Память», напоминая экипажу о необходимости подготовки данных для перевода системы в режим «АНУ». Показания путевой скорости и угла сноса на указателе при автоматическом переходе системы в режим «Память» остаются такими же, какими они были в момент перехода на этот режим.

**Использование системы в режиме «АНУ».** Режим «АНУ» является резервным, он применяется только при длительном отключении ДИСС. В этом режиме навигационное устройство АНУ используется автономно. При переводе системы в режим «АНУ» к навигационному устройству вместо ДИСС подключается задатчик ветра, при помощи которого вручную вводятся параметры ветра. В режиме «АНУ» счисление пути ведется по курсу, истинной воздушной скорости и ветру, введенному вручную через задатчик ветра. Для работы системы в режиме «АНУ» необходимо:

- установить переключатель «ДИСС—АНУ» в положение «АНУ»;
- на задатчике ветра установить угол карты, равный ОПУ, направление навигационного ветра и его скорость;
- на задатчике угла карты установить ОПУ данного участка маршрута.

После выполнения указанных установок счетчик координат будет выдавать координаты места самолета, которые могут быть использованы штурманом для решения различных задач самолетовождения. Точность счисления пути в режиме «АНУ» зависит от точности и частоты определения ветра. Поэтому для уменьшения ошибок счисления пути ветер следует определять и устанавливать на задатчике ветра через каждые 15—20 мин полета.

## **§6. Включение и проверка работы системы НАС-1 перед полетом**

Система НАС-1 в своем составе имеет имитатор доплеровской частоты, который позволяет проверять работоспособность доплеровского измерителя. Проверка ДИСС предусмотрена на двух точках шкалы указателя путевой скорости и угла сноса.

Для **включения и контрольной проверки работы** системы перед полетом необходимо:

- установить левый переключатель на пульте управления в положение «Выкл», правый переключатель в положение «Контр.І», переключатель «ДИСС — АНУ» в положение «ДИСС», переключатель

«Счетчик» в положение «Выключено», стрелки счетчика в нулевое положение; включить АЭС с надписью «НАС-1»;

- перевести левый переключатель в положение «Вкл.», при этом должна загореться зеленая сигнальная лампа;

- не ранее чем через 1 мин после включения низкого напряжения перевести левый переключатель в положение «Высок.», при этом должна загореться красная сигнальная лампа;

- через 2—3 мин убедиться, что указатель путевой скорости и угла сноса дает отсчеты, соответствующие калибровочным данным. В положении «Контр. I» должны быть следующие показания: для НАС-1 («Трасса А»)- скорость 635 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = 0; для НАС-1 («Трасса А»)- скорость 382 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = 0;

- перевести правый переключатель в положение «Контр. 2» и проверить показания указателя. В положении «Контр. 2» должны быть следующие показания: для НАС-1 («Трасса А») — скорость 1007 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = + 9°; для НАС-1 («Трасса А») — скорость 707 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = + 13°. При проверке системы показания путевой скорости не должны отличаться от калибровочного значения более чем на  $\pm 0,5\%$ , а угла сноса более чем на  $\pm 30^\circ$ ;

- не меняя положения переключателей на пульте управления, установить переключатель «Счетчик» в положение «Включено», при этом должны начать перемещаться стрелки счетчика и контрольные индексы, что указывает на нормальную работу счетчика координат;

- проверить работу системы в режиме «Память», для чего левый переключатель необходимо перевести в положение «Пам.», а правый — в положение «Суша» или «Море». При этом указатель путевой скорости и угла сноса должен показать следующие значения: для НАС-1 («Трасса А») — скорость 900 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = 0; для НАС-1 («Трасса Б») — скорость 600 км/ч  $\pm 0,5\%$  и УС = 0. Такие показания указателя обеспечивают быструю отработку значений W и УС при переводе системы в полете в рабочее положение;

- проверить исправность работы АНУ, для чего необходимо:

- переключатель «ДИСС—АНУ» поставить в положение «АНУ»;

- установить на задатчике угла карты и задатчике ветра значение угла карты, равное курсу;

- установить на задатчике ветра направление ветра, равное курсу, и скорость 120 км/ч;

- установить стрелки счетчика координат в нулевое положение;

- убедиться, что через 5 мин стрелка «С» покажет отсчет 10 км, а стрелка «В» — 0;

- изменить на задатчике ветра направление ветра на 90°, установить стрелки счетчика координат на нуль и через 5 мин убедиться, что стрелка «В» покажет отсчет 10 км, а стрелка «С» — 0.

Отработка счетчиком координат указанных контрольных значений свидетельствует о работоспособности системы в режиме «АНУ». При проверке системы на земле высокое напряжение при нахождении переключателя в положении «Суша» или «Море» включать запрещается, так как возможен вывод из строя аппаратуры.

#### **После проверки системы необходимо:**

- левый переключатель на пульте управления поставить в положение «Выкл.», правый переключатель в положение «Суша», переключатель «ДИСС—АНУ» поставить в положение «ДИСС», переключатель «Счетчик» поставить в положение «Выкл.», стрелки счетчика координат установить в нулевое положение.

#### **При подготовке экипажа к полету с использованием системы НАС-1 необходимо:**

- вычислить аналитически или точно измерить на карте ОПУ и расстояния по участкам маршрута;

- наметить по маршруту контрольные радиолокационные ориентиры через 150—200 км, точно измерить и записать на карте их прямоугольные координаты X и Y и провести линии траверзов на ЛЗП от этих ориентиров;

- то же самое проделать для точек установки наземных маяков системы РСБН-2;

- произвести контрольную проверку работы системы и выставить исходные данные.

## Глава 19

# Навигационный индикатор НИ-50БМ.

### §1. Назначение, принцип действия и комплект.

НИ-50БМ -автономное устройство, предназначенное для непрерывного указания местонахождения самолета двумя текущими координатами условной прямоугольной системы координат.

Принцип работы навигационного индикатора основан на методе воздушного счисления пути. Существо воздушного счисления пути заключается в определении местоположения самолета путем интегрирования составляющих его истинной воздушной скорости и скорости ветра в условной прямоугольной системе координат.

Источником курса для НИ-50БМ является ГИК-1.

Состав НИ-50БМ:

1. Датчик воздушной скорости ДВС;
2. Приемник температуры П-1;
3. Автомат курса АК-1;
4. Задатчик ветра ЗВ-1;
5. Счетчик координат;
6. Распределительная коробка.

ДВС на основе полного, статического давлений и температуры наружного воздуха вычисляет истинную воздушную скорость. Вычисленные значения воздушной скорости поступают в автомат курса.

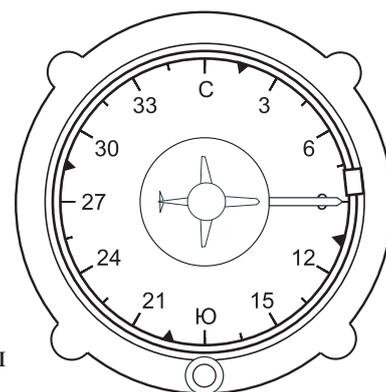


Рис 19.1. Автомат курса АК-1

Автомат курса АК-1 по сигналам курса, истинной воздушной скорости и выставленным углом карты обеспечивает разложение вектора скорости по осям прямоугольной системы координат. Система индикации АК-1 включает подвижную шкалу курса (видна через окошко в верхней половине прибора), шкалы угла карты, клемальеры для выставки угла карты и 4 подвижных индекса, расположенных по окружности через 90°, предназначенных для обеспечения выполнения разворотов с помощью АК-1. Поворот этих индексов производится вручную с помощью лапки, выведенной на лицевую часть прибора (рис 19.1).

Задатчик ветра и счетчик координат по внешнему виду не отличается от аналогичных приборов системы НАС-1.

Распределительная коробка РК-2 предназначена для связи элементов НИ-50БМ и обеспечения их питание.

Порядок эксплуатации и использование в полете, а также подготовка данных для применения НИ-50БМ в полете ничем не отличаются от соответствующих действий при эксплуатации системы НАС-1 в режиме “АНУ”.

### §2. Подготовка к полету.

1. На ГИК-1 (гироиндукционный компас) установить магнитное склонение аэродрома, согласовать компас;
2. Установить стрелки на счетчике координат на нуль;
3. На задатчике ветра установить скорость ветра 200 км/ч, направление ветра и угол карты, равные стояночному курсу самолета;
4. Включить на верхнем счетке штурмана выключатель НИ-50БМ и пустить секундомер;
5. На счетчике координат стрелка С должна вращаться против часовой стрелки, а стрелка В - неподвижна. Через 15 мин стрелка С должна показать значение  $50\text{км} \pm 7\%$ ;
6. Выключить питание НИ-50БМ, установить направление ветра, отличающееся от стояночного курса на 90°;

7. Включить питание НИ-50БМ и пустить секундомер;
8. Стрелка В на счетчике координат должна вращаться против часовой стрелки, а стрелка С неподвижна.
9. Через 15 мин стрелка В должна показать значение  $50 \pm 7.6$  км.
10. Выключить питание и подготовить НИ-50БМ к полету.