

ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОКОМПАСА

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 откосится 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 пути по направлению и дальности; определять момент пролета

радиостанции или ее траверза, 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 а 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.

Контроль пути по направлению при полете от радиостанции осуществляется сравнением МПС с ЗМПУ. В результате этого сравнения определяется боковое отклонение самолета от ЛЗП. Если МПС = ЗМПУ или отличается не более чем на 2° , то самолет находится на ЛЗП, если МПС больше ЗМПУ, то самолет находится правее ЛЗП, а если МПС меньше, то самолет находится левее (рис. 13.1). Боковое отклонение и фактический угол сноса определяют по формулам: $БУ = МПС - ЗМПУ$; $УС_\phi = МПС - МК$; $УС_\phi = КУР - 180^\circ$.

Магнитный пеленг самолета определяется по формуле $МПС = МК + КУР \pm 180^\circ$. В практике МПС определяется с помощью указателя курсовых углов по упрощенной формуле $МПС = МК \pm \alpha$, где $\alpha = КУР - 180^\circ$. Знак плюс берется, если $КУР > 180^\circ$, знак минус, если $КУР < 180^\circ$. При $КУР = 180^\circ$ $МПС = МК$ (рис. 13.2).

Пример. $ЗМПУ = 64^\circ$; $МК_p = 70^\circ$; $КУР = 178^\circ$. Определить МПС, БУ и $УС_\phi$.

Решение. 1. $МПС = МК \pm \alpha = 70^\circ - 2^\circ = 68^\circ$. 2. $БУ = МПС - ЗМПУ = 68^\circ - 64^\circ = +4^\circ$. 3. $УС_\phi - КУР - 180^\circ = 178^\circ - 180^\circ = -2^\circ$ или $УС_\phi = МПС - МК_p = 68^\circ - 70^\circ = -2^\circ$

Полет от радиостанции с выходом на ЛЗП применяется при значительном уклонении самолета от ЛЗП, а также в случаях, когда необходимо строго следовать по ЛЗП. Полет выполняется в такой последовательности (рис. 13.3):

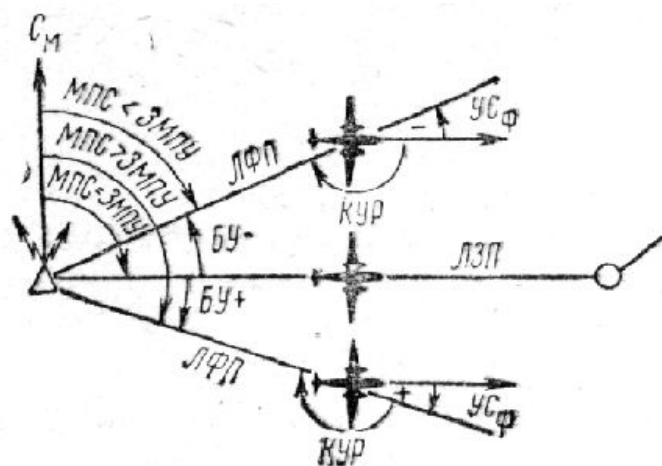


Рис. 13.1. Контроль пути по направлению при полете от радиостанции

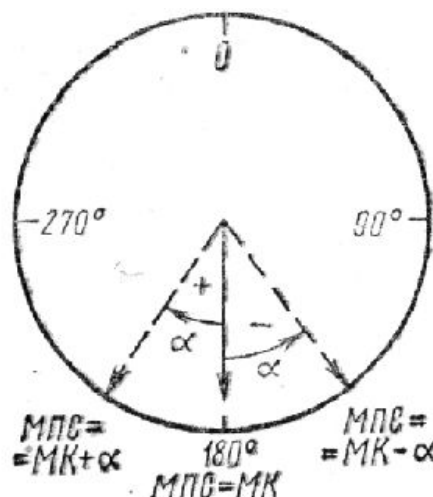


Рис. 13.2. Определение МПС с помощью указателя курсовых углов

точно пройти радиостанцию с $МК_p$ или $МК = 3МПУ$;

через 5—15 мин полета отсчитать $КУР$ и определить $МПС = МК + КУР \pm 180^\circ$ или $МПС = МК \pm \alpha$;

сравнением МПС с $3МПУ$ определить сторону и величину бокового уклонения: $БУ = МПС - 3МПУ$; $УС_\phi = КУР - 180^\circ$;

задаться углом выхода, рассчитать $МК_{вых}$ и вывести самолет на ЛЗП. Угол выхода $У_{вых}$ берется в пределах $20-90^\circ$. $МК_{вых} = 3МПУ \pm У_{вых}$ («+» при левом уклонении, «-» при правом уклонении);

определить момент выхода самолета на ЛЗП по $КУР_{вых} = 180^\circ \pm У_{вых}$ («+» при правом уклонении, «-» при левом уклонении);

после выхода на ЛЗП установить самолет на $МК_{сл} = МК_p - (\pm БУ)$ или $МК_{сл} = 3МПУ - (\pm УС_\phi)$;

дальнейший контроль пути по направлению осуществлять сравнением определенных МПС с $3МПУ$ или по $КУР_{сл} = 180^\circ + (\pm УС_\phi)$.

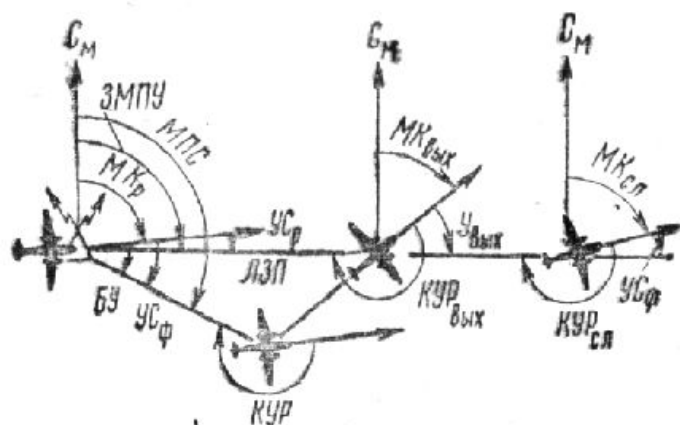


Рис. 13.3. Полет от радиостанции с выходом на ЛЗП

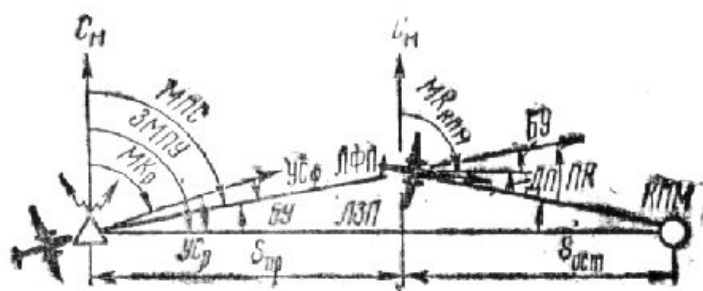


Рис. 13.4. Полет от радиостанции с выходом в КРМ (ППМ)

Пример. $3МПУ = 90^\circ$; $МК_p = 88^\circ$; $КУР = 188^\circ$, $У_{вых} = 30^\circ$. Определить данные для выхода на ЛЗП и следования по ней.

Решение. 1. Определяем МПС, БУ и $УС_\phi$: $МПС = МК \pm \alpha = 88^\circ + 8^\circ = 96^\circ$; $БУ = МПС - 3МПУ = 96^\circ - 90^\circ = +6^\circ$; $УС_\phi = КУР - 180^\circ = 188^\circ - 180^\circ = +8^\circ$.

2. Рассчитываем $МК_{вых}$ и $КУР_{вых}$; $МК_{вых} = 3МПУ \pm У_{вых} = 90^\circ - 30^\circ = 60^\circ$; $КУР_{вых} = 180^\circ \pm У_{вых} = 180^\circ + 30^\circ = 210^\circ$.

3. Находим $MK_{\text{сл}} = MK_p - (\pm BU) = 88^\circ - (+6^\circ) \sim 82^\circ$; $MK_{\text{сл}} = 3M\PY - (\pm UC_\Phi) = 90^\circ - (+8^\circ) = 82^\circ$; $KYP_{\text{сл}} = 180^\circ + (\pm UC_\Phi) = 180 + (+8^\circ) = 188^\circ$.

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. 13.4):

точно пройти радиостанцию с МК,, или МК = 3МПУ;

через 5—15 мин полета отсчитать КУР и определить МПС =

$$= \text{МК} + \text{КУР} \pm 180^\circ \text{ или } \text{МПС} = \text{МК} \pm \alpha;$$

сравнивая МПС с ЗМПУ, определить сторону и величину бокового уклонения: БУ = МПС — ЗМПУ; $УС_{\Phi} = КУР - 180^{\circ}$;

по пройденному и оставшемуся расстоянию или времени определить ДП и рассчитать ПК по формулам: $ДП = S_{пр} - БУ / S_{ост}$; $ПК = БУ + ДП$ или с помощью НЛ (рис. 13.5);

определить курс следования в КПМ (ППМ) и установить на него самолет: $MK_{\text{КПМ}} = MK_p - (\pm PK)$;

дальнейший контроль пути по направлению осуществлять выдерживанием рассчитанного $MK_{\text{кпм}}$

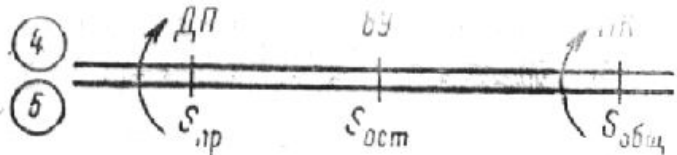


Рис. 13.5. Определение дополнительной поправки и поправки в курс

Пример. $ЗМПУ = 92^\circ$; $МК_P = 85^\circ$; $КУР = 183^\circ$; $t_{пр} = 14$ мин; $t_{ост} = 11$ мин. Определить данные для полета в КПМ (ППМ).

Решение. 1. Находим $\text{МПС} = \text{МК} \pm \alpha = 85^\circ + 3^\circ = 88^\circ$ и $\text{БУ} = \text{МПС} - 3\text{МПУ} = 88^\circ - 92^\circ = -4^\circ$.

2. Рассчитываем ДП = $S_{пр} - БУ / S_{ост} = 14(-4) / 11 = -5^\circ$ и ПК = $БУ + ДП = (4^\circ) + (-5^\circ) = -9^\circ$

3. Определяем МК для следования в КПМ: $МК_{\text{КПМ}} = МК_p - (\pm ПК) = 85^\circ - (-9^\circ) = 94^\circ$.

3. Выход на новое направление при полете от радиостанции

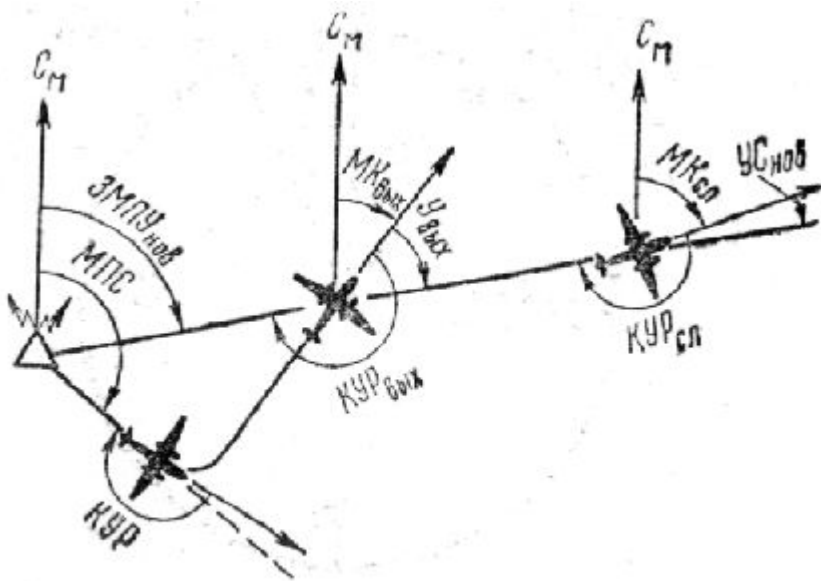


Рис. 13.6. Выход на новую ЛЗП при полете от радиостанции

Выход на новое направление при полете от радиостанции осуществляется в учебных полетах и на тренажере с целью отработки практических навыков в использовании радиоконパス. Порядок выхода на новую ЛЗП следующий:

определить МПС и сторону разворота для выхода на новую ЛЗП. Сторона разворота определяется по следующему правилу: если $ЗМПУ_{нов}$ больше МПС, разворот вправо, если меньше МПС, разворот влево (рис. 13.6);

задаться углом выхода в пределах от 20 до 90° и определить $МК_{\text{вых}} = 3МПУ_{\text{нов}} \pm У_{\text{вых}}$;

определить момент выхода на
новую ЛЗП по КУР_{БЫХ}: $\text{КУР}_{\text{БЫХ}} - =$

$$180^\circ \pm Y_{\text{вых}};$$

после выхода на новую ЛЗП установить самолет на $БК_{\text{сл}}$ для полета по новой ЛЗП: $МК_{\text{сл}} = ЗМПУ_{\text{нов}} - (\pm UC_{\text{нов}})$.

Контроль пути по направлению в дальнейшем осуществлять сравнением определяемых МПС с $ЗМПУ_{\text{нов}}$ или по $КУР_{\text{сл}}$; $МПС_{\text{сл}} = ЗМПУ_{\text{нов}}$; $КУР_{\text{сл}} = 180^\circ + (\pm UC_{\text{нов}})$.

Пример. $МК = 120^\circ$; $КУР = 190^\circ$, $ЗМПУ_{\text{нов}} = 80^\circ$; $UC_{\text{нов}} = +6^\circ$. Определить данные для выхода на новую ЛЗП и следования по ней.

Решение. 1. Находим МПС, сторону разворота для выхода на новую ЛЗП и угол выхода: $МПС = МК \pm \alpha = 120^\circ + 10^\circ = 130^\circ$, $ЗМПУ_{\text{нов}}$ меньше МПС, разворот влево; $Y_{\text{вых}} = 50^\circ$.

2. Определяем $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$: $МК_{\text{вых}} = ЗМПУ_{\text{нов}} \pm Y_{\text{вых}} = 80^\circ - 50^\circ = 30^\circ$; $КУР_{\text{вых}} = 180^\circ \pm Y_{\text{вых}} = 180^\circ + 50^\circ = 230^\circ$.

3. Рассчитываем $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$: $МК_{\text{сл}} = ЗМПУ_{\text{нов}} - (\pm UC_{\text{нов}}) = 80^\circ - (+6^\circ) = 74^\circ$; $КУР_{\text{сл}} = 180^\circ + (\pm UC_{\text{нов}}) = 180^\circ + (+6^\circ) = 186^\circ$.

4. 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 (рис. 13.7).

Магнитный пеленг радиостанции определяется по формуле $МПР = МК + КУР$. В практике полетов МПР определяется с помощью указателя курсовых углов по упрощенной формуле $МПР = МК \pm \alpha$. Знак плюс берется, если $\alpha = КУР$, т. е. когда радиостанция справа впереди, а знак минус, если $\alpha = КУР - 360^\circ$, т. е. когда радиостанция слева впереди (рис. 13.8).

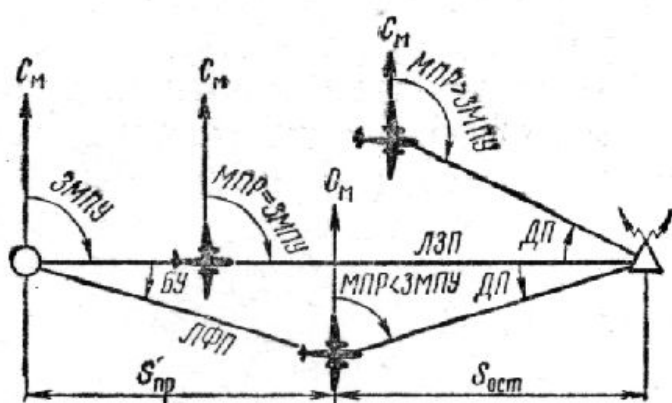


Рис. 13.7. Контроль пути по направлению при полете на радиостанцию

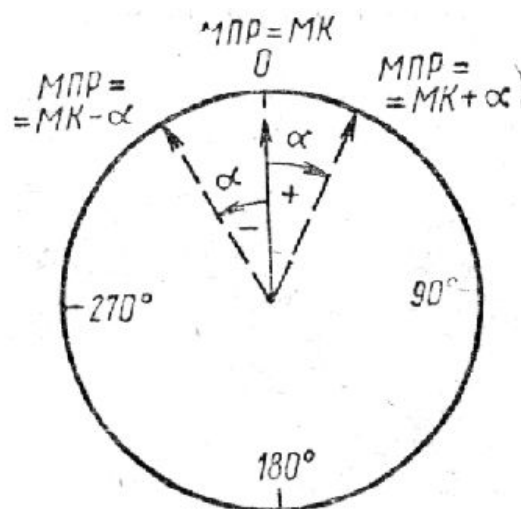


Рис. 13.8. Определение МПР с помощью указателя курсовых углов

Дополнительная поправка, боковое уклонение и фактический угол сноса определяются по формулам: $ДП = ЗМПУ - МПР$; $БУ = S_{ост}/S_{пр}ДП$; $УС_{ф} = (\pm УС_{р}) + (\pm БУ)$ или с помощью НЛ (рис. 13.9).



Рис. 13.9. Определение бокового уклонения

Пример. $ЗМПУ = 40^\circ$; $МК_{р} = 35^\circ$; $КУР = 10^\circ$; $S_{пр} = 70$ км; $S_{ост} = 43$ км. Определить МПР, ДП, БУ, $УС_{ф}$.

Решение. 1. Определяем $МПР = МК + КУР = 35^\circ + 10^\circ = 45^\circ$ и $ДП = ЗМПУ - МПР = 40^\circ - 45^\circ = -5^\circ$.

2. Рассчитываем $БУ = S_{ост}ДП/S_{пр} = 43 - (-5)/70 = -3^\circ$; $УС_{р} = ЗМПУ - МК_{р} = 40^\circ - 35^\circ = +5^\circ$; $УС_{ф} = (\pm УС_{р}) + (\pm БУ) = (+5^\circ) + (-3^\circ) = +2^\circ$.

Полет на радиостанцию пассивным способом. Сущность пассивного способа полета на радиостанцию заключается в том, что стрелка указателя радиокompаса 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;

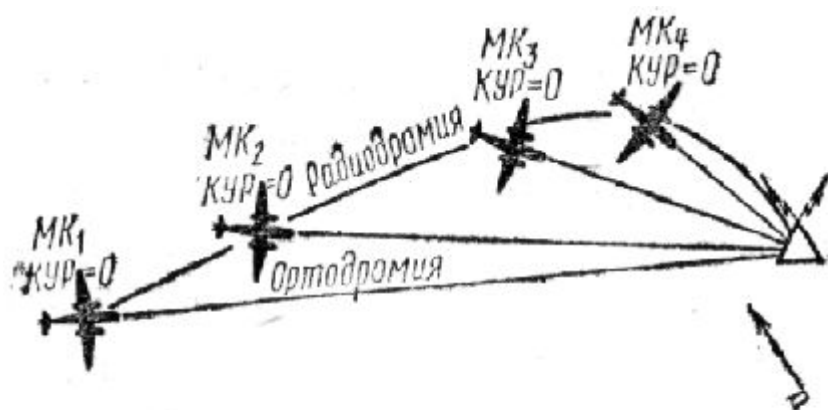


Рис. 13.10. Полет на радиостанцию пассивным способом

настроить радиокompас на радиостанцию, прослушать позывной и убедиться в работе радиостанции и радиокompаса;

доворотом самолета установить стрелку указателя на $КУР = 0$;

пилотировать самолет так, чтобы стрелка указателя была на $КУР = 0$ (рис. 13.10);

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 $n = 54-7$ максимальное линейное боковое уклонение самолета от ЛЗП (ортодромии) составляет 5—7% от расстояния, с которого начат полет. Максимальное ЛБУ может быть определено по формуле $ЛБУ_{max} = 0,37S/n$.

Пассивный способ полета имеет следующие недостатки:

при наличии бокового ветра не обеспечивается полет по ЛЗП;

при отказе радиокompаса 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 $КУР = 360^\circ + (\pm УС)$. 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 ИМП или ППМ с $МК_R$ 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 (рис. 13.11): $МПР = МК + КУР$ или $МПР = МК \pm \alpha$; $ДП = ЗМПУ - МПР$;

по пройденному и оставшемуся расстояниям или времени и ДП определить боковое уклонение по формуле $БУ = S_{ост}ДП/S_{пр}$ или с помощью НЛ;

задаться углом выхода ($У_{вых}$ берется в пределах $20-90^\circ$), рассчитать $МК_{вых} = ЗМПУ \pm У_{вых}$, и вывести самолет на ЛЗП; определить момент выхода на ЛЗП по $КУР_{вых} = 360^\circ \pm У_{вых}$;

после выхода на ЛЗП установить самолет на $МК_{сл} = МК_R - (\pm БУ)$ или $МК_{сл} = ЗМПУ - (\pm УС_\phi)$, где $УС_\phi = (\pm УС_R) + (\pm БУ)$;

дальнейший контроль пути по направлению осуществлять сравнением определяемых МПР с ЗМПУ или по $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_\phi)$.

Пример. $ЗМПУ = 100^\circ$; $МК_R = 98^\circ$; $КУР = 357^\circ$; $t_{пр} = 20$ 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 $БУ = t_{ост}ДП/t_{пр} = 20(+5)/10 = +10^\circ$ и $УС_\phi = (\pm УС_R) + (\pm БУ) = (+2^\circ) + (+10^\circ) = +12^\circ$.

3. Определяем $МК_{вых} = ЗМПУ \pm У_{вых} = 100^\circ - 30^\circ = 70^\circ$ и $КУР_{вых} = 360^\circ \pm У_{вых} = 360^\circ + 30^\circ = 30^\circ$.

4. Рассчитываем $МК_{сл}$ и $КУР_{сл}$; $МК_{сл} = МК_R - (\pm БУ) = 98^\circ - (+10^\circ) = 88^\circ$ или $МК_{сл} = ЗМПУ - (\pm УС_\phi) = 100^\circ - (+12^\circ) = 88^\circ$; $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm УС_\phi) = 360^\circ + (12^\circ) = 12^\circ$.

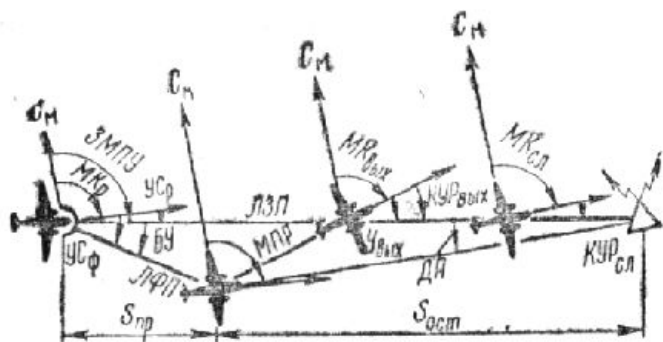


Рис. 13.11. Полет на радиостанцию с выходом на ЛЗП

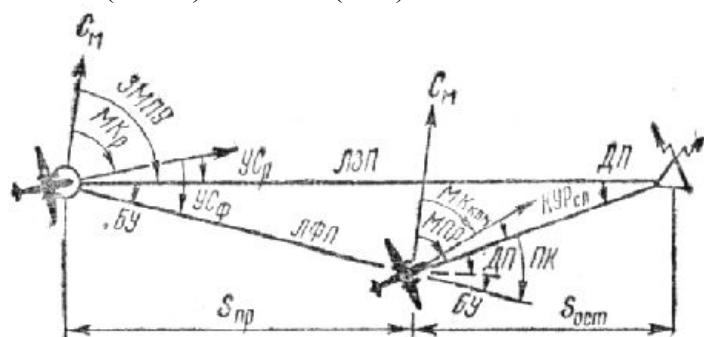


Рис. 13.12. Полет на радиостанцию с выходом в КПМ (ППМ)

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

пройти ИПМ (ППМ) с $МК_R$ или $МК = ЗМПУ$ (рис. 13.12); через 5—15 мин полета отсчитать КУР, определить МПР, сравнить его с ЗМПУ и определить сторону уклонения самолета от ЛЗП и величину дополнительной поправки: $МПР = МК + КУР$ или $МПР = МК + \alpha$; $ДП = ЗМПУ - МПР$;

по пройденному и оставшемуся расстояниям или времени и ДП определить БУ и рассчитать ПК по формулам: $БУ = S_{ост}ДП/S_{пр}$; $ПК = БУ + ДП$ или с помощью НЛ (рис. 13.13);

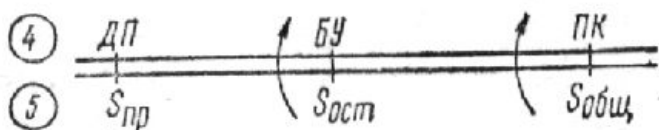


Рис. 13.13. Определение бокового уклонения и поправки в курс

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 $КУР_{СЛ} = 360^\circ + (\pm УС_\Phi)$.

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 $БУ = t_{ОСТ}ДП/t_{ПР} = 10(+6)/15 = +4^\circ$ 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:

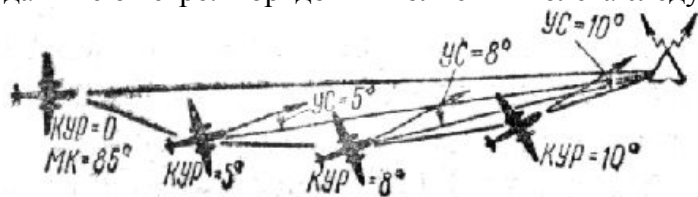


Рис. 13.14. Полет на радиостанцию с любого направления подбором курса следования

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 (рис. 13.11);

при изменении $КУР$ более чем на 2° 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.

5. 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° . 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 (рис. 13.15);

определить угол выхода, рассчитать $М_{ВЫХ}$ и вывести самолет на новую ЛЗП. $У_{ВЫХ}$ должен быть на

20—30° 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: $МК_{сл} = ЗМПУ_{нов} - (\pm У_{С_{нов}})$;

контроль пути по направлению в дальнейшем осуществлять сравнением определяемых МПР с $ЗМПУ_{нов}$ или по $КУР_{сл}$: $МПР_{сл} = ЗМПУ_{нов}$; $КУР_{сл} = 360^\circ + (\pm У_{С_{нов}})$.

Пример. $МК = 55^\circ$; $КУР = 5^\circ$; $ЗМПУ_{нов} = 110^\circ$; $У_{С_{нов}} = +8^\circ$. Опре. делить данные для выхода на новую ЛЗП и следования по ней,

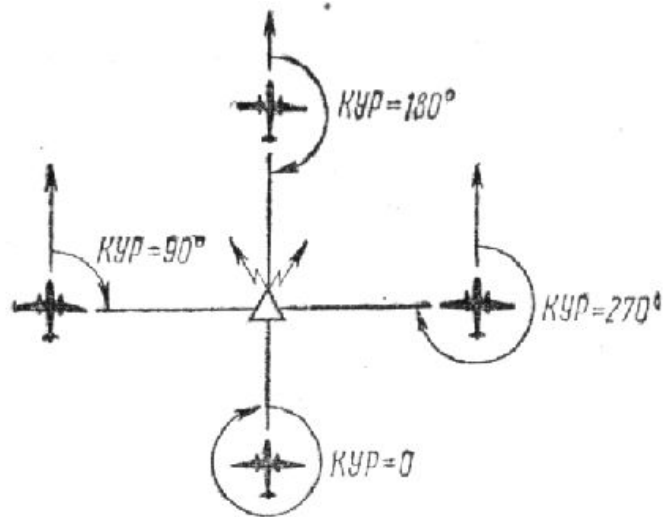
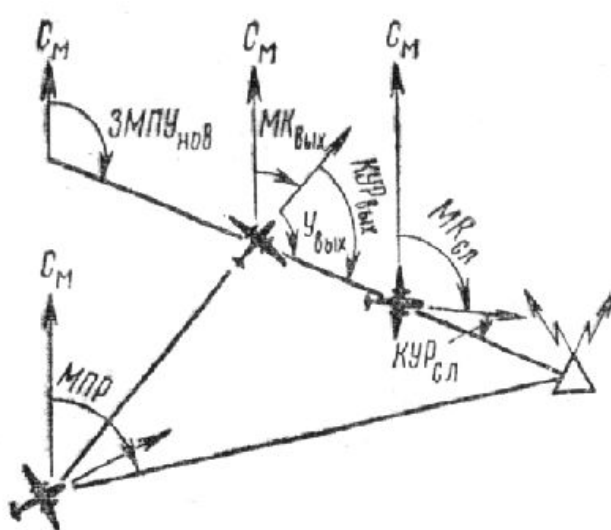
Решение. I. Находим МПР, сторону разворота для выхода на новую ЛЗП и угол выхода: $МПР = МК + КУР = 65^\circ + 5^\circ = 60^\circ$; $ЗМПУ_{нов}$ больше МПР — разворот влево; $У_{вых} = ЗМПУ_{нов} - МПР + 20^\circ = 110^\circ - 60^\circ + 20^\circ = 70^\circ$

2. Определяем $МК_{вых} - ЗМПУ_{нов} \pm У_{вых} = 110^\circ - 70^\circ = 40^\circ$ и $КУР_{вых} = 360^\circ \pm У_{вых} = 360^\circ + 70^\circ = 70^\circ$.

3. Рассчитываем $МК_{сл} = ЗМПУ_{нов} - (\pm У_{С_{нов}}) = 110^\circ - (+8^\circ) = 102^\circ$ и $КУР_{сл} = 360^\circ - (\pm У_{С_{нов}}) = 360^\circ + (+8^\circ) = 8^\circ$.

6. 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° или несколько больше (меньше) 180° (рис. 13.16).



В зависимости от места установки открытой антенны радиокompаса на самолете момент разворота стрелки указателя КУР на 180° может не совпадать с фактическим моментом пролета радиостанции самолетом, т. е. разворот стрелки КУР на 180° 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° . Курсовой угол траверза радиостанции при ветре определяется по формуле $КУР_{тр} = 90^\circ (270^\circ) + (\pm У_{С})$.

Пример. $ЗМПУ = 60^\circ$; $ФМПУ = 60^\circ$; $МК = 70^\circ$; $У_{С} = -10^\circ$; радиостанция справа. Определить $КУР_{тр}$.

Р е ш е н и е. $\text{КУР}_{\text{ТР}} - 30^\circ + (\pm \text{УС}) - 90^\circ + (-10^\circ)$

7. 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 МПС на бортовой карте от выбранной радиостанции (рис. 13.17).

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.

Пример. Маршрут полета Харьков — Воронеж. Радиостанция расположена в г. Тим; в 10 ч 40 мин на $\text{КК} = 38^\circ$ отсчитан $\text{КУР} = 282^\circ$; $\Delta_{\text{К}} = +2^\circ$; $\Delta_{\text{М}} = +6^\circ$. Проконтролировать путь по дальности.

Р е ш е н и е. 1. Рассчитываем $\text{ИК} = \text{КК} + (\pm \Delta_{\text{К}}) + (\pm \Delta_{\text{М}}) = 38^\circ + (+2^\circ) + (+6^\circ) = 46^\circ$ и $\text{ИПС} = \text{ИК} + \text{КУР} \pm 180^\circ = 46^\circ + 282^\circ - 180^\circ = 148^\circ$.

2 Прокладываем на карте полученный пеленг и определяем достигнутый самолетом рубеж. Это будет линия, соединяющая г. Тим и пункт Чернянка.

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. П р е д в ы ч и с л е н н ы м 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:

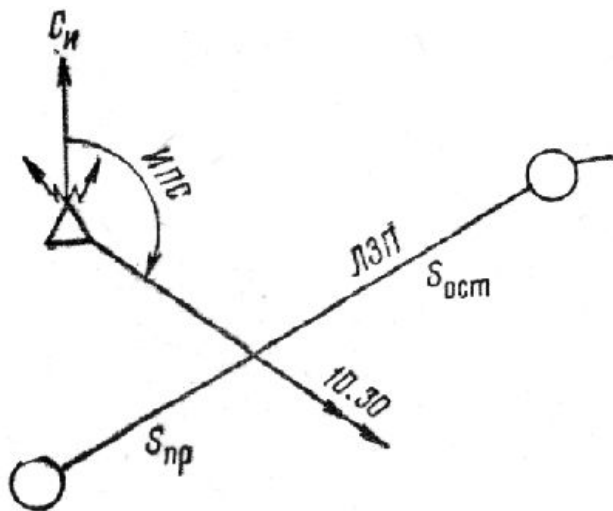


Рис. 13.17. Контроль пути по дальности пеленгованием боковой радиостанции и прокладкой ИПС на карте

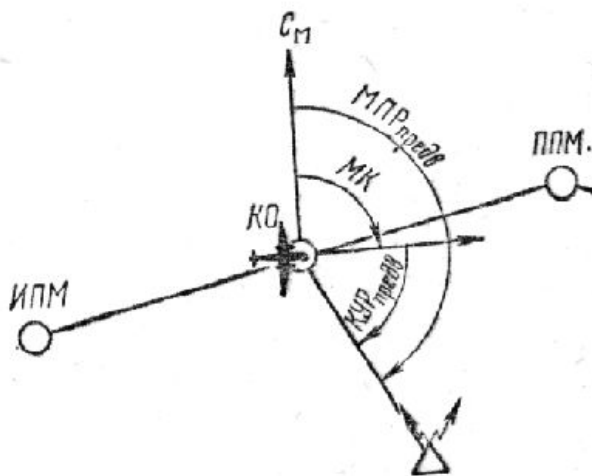


Рис. 13.18. Контроль пути по дальности по предвычисленным КУР или МПР

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

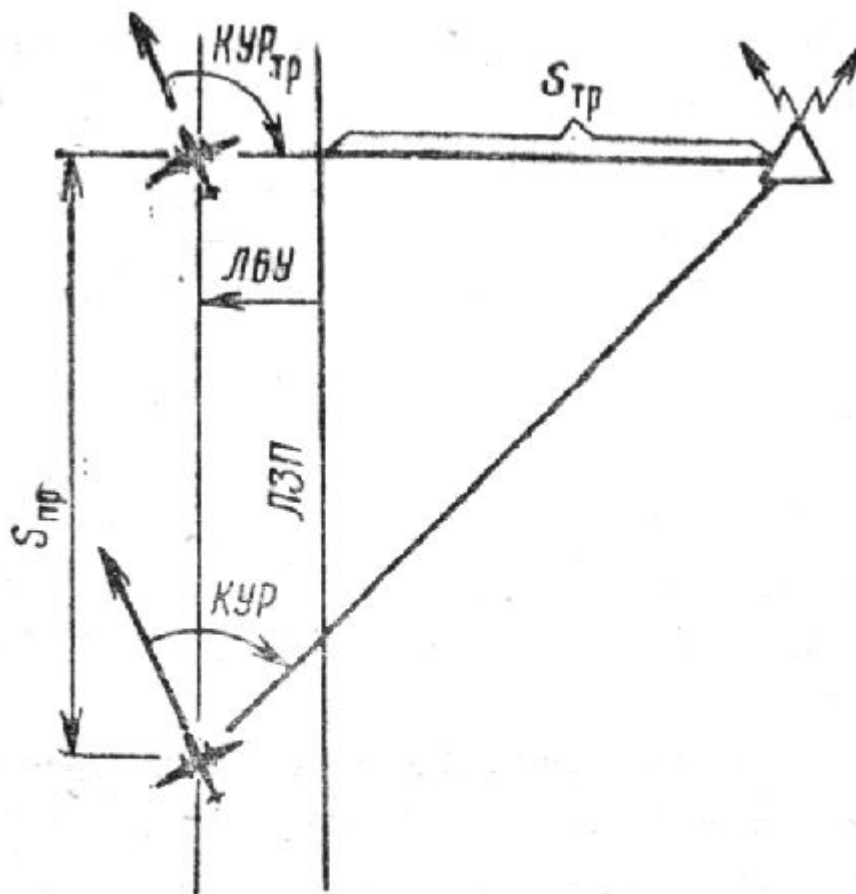


Рис. 13.19. Контроль пути по направлению и дальности на траверзе боковой радиостанции

ляется по КУР, исправленному на разность магнитных курсов. Если $МК_{ФАКТ}$ больше $МК_{РАСЧ}$ то $КУР_{ПРЕДВ}$ меньше расчетного на такую же величину и наоборот. Недостатком способа является то, что контроль пути по дальности осуществляется только в момент пролета намеченной точки.

Пример Маршрут полета: Кировоград — Полтава — Харьков. Определить $КУР_{ПРЕДВ}$ на РНТ Днепропетровск для контроля момента пролета ППМ Полтава если $УС = -5^\circ$.

Решение. 1. Измеряем транспортиром ИПР от Полтавы на радиостанцию Днепропетровска и ЗИПУ от Кировограда на Полтаву: $ИПР = 165^\circ$; $ЗИПУ = 55^\circ$.

2. Находим $МПР_{ПРЕДВ} = ИПР - (\pm \Delta_M) = 165^\circ - (+5^\circ) = 160^\circ$;

$ЗМПУ = ЗИПУ - (\pm \Delta_M) = 55^\circ - (+5^\circ) = 50^\circ$. $МК = ЗМПУ - (\pm УС) = 50^\circ - (-5^\circ) = 55^\circ$.

3. Рассчитываем предвычисленный КУР: $КУР_{ПРЕДВ} = МПР_{ПРЕДВ} - МК = 160^\circ - 55^\circ = 105^\circ$.

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 $S_{ТР}$ по перпендикуляру от радиостанции до ЛЗП (рис. 13.19);

2) в полете:

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

б) по путевой скорости и времени, отсчитанному по секундомеру, определить пройденное самолетом расстояние: $S_{ПР} = Wt_{ПР}$.

радиостанции (рис. 13.18);

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

$$МПР_{ПРЕДВ} = ИПР - (\pm \Delta_M);$$

в) значения $МПР_{ПРЕДВ}$ записать на бортовой карте;

2) в полете:

а) рассчитать предвычисленный КУР по формуле $КУР_{ПРЕДВ} = МПР_{ПРЕДВ} - МК$;

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 $КУР = КУР_{ПРЕДВ}$ или $МПР = МПР_{ПРЕДВ}$ самолет будет находиться над данным ориентиром.

Если выдерживаемый МК и МК, принятый для расчета $КУР_{ПРЕДВ}$, не равны между собой, то момент пролета данного ориентира опреде-

Если оно равно $S_{ТР}$, то самолет находится на ЛЗП. При $S_{ПР} \neq S_{ТР}$ самолет уклоняется от ЛЗП;

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

Пример. $ЗМПУ = 10^\circ$; $S_{ТР} = 50$ км; $МК = 5^\circ$; в 10 ч 05 мин $КУР = 50^\circ$; в 10 ч 13 мин $КУР_{ТР} = 95^\circ$; $W = 410$ км/ч. Определить $S_{ПР}$ и ЛБУ при пролете траверза радиостанции.

Решение. 1. Находим пройденное самолетом расстояние; $S_{ПР} = Wt_{ПР} = 55$ км.

2. Определяем линейное боковое уклонение; $ЛБУ = S_{ТР} - S_{ПР} = 50 - 55 = -5$ км.

8. 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 двукратным 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° , но в практике допустимо изменение КУР на величину $25\text{—}30^\circ$. Место самолета определяется в следующем порядке:

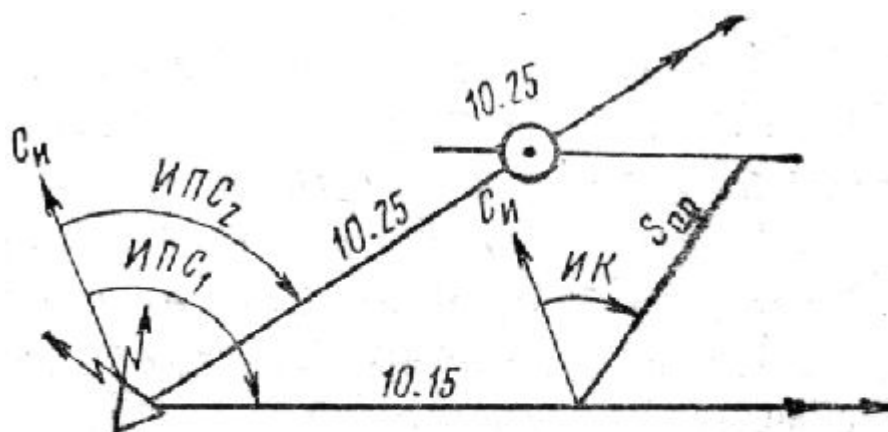


Рис. 13.20. Определение МС по одной радиостанции

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

отсчитать $КУР_1$, курс и время. Записать данные пеленгования в штурманский бортжурнал. При использовании указателя штурмана отсчитать $ИПС_1$ и время;

выполнять полет с прежним курсом. Как только $КУР$ изменится на $25\text{—}30^\circ$, отсчитать $КУР_2$ и время. Записать данные в штурманский бортжурнал. При использовании указателя штурмана отсчитать $ИПС_2$ и время;

рассчитать первый и второй истинные пеленги самолета и проложить их на карте от пеленгуемой радиостанции (рис. 13.20). По указателю пилота $ИПС = КК + (\pm \Delta_K) + (\pm \Delta_M) + КУР \pm 180^\circ + (\pm \sigma)$; 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 (впереди или позади), а вторая сбоку (справа или слева). При этом пеленги от этих радиостанций в районе определения МС должны пересекаться под углом около 90° или в пределах $30\text{—}150^\circ$.

При использовании одного радиокompаса порядок определения МС следующий:

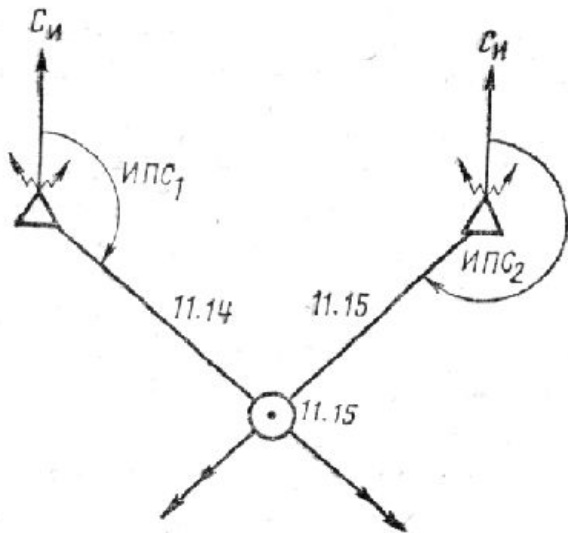


Рис. 13.21. Определение МС по двум радиостанциям

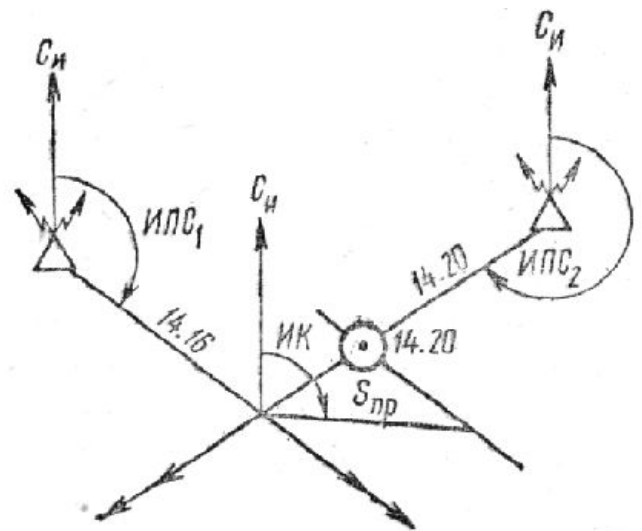


Рис. 13.22. Перенос линии первого пеленга

настроить радиокompас на радиостанцию, расположенную впереди или позади самолета, отсчитать КУР₁ (ИПС₁) курс и время. Данные пеленгования записать в штурманский бортовой журнал;

быстро перестроить радиокompас на боковую радиостанцию, отсчитать КУР₂ (ИПС₂), курс и время. Данные пеленгования записать в штурманский бортовой журнал;

рассчитать истинные пеленги и проложить их на карте:

$$\text{ИПС}_1 = \text{КК} + (\pm\Delta_K) + (\pm\Delta_M) + \text{КУР}_1 \pm 180^\circ + (\pm\sigma_1);$$

$$\text{ИПС}_2 = \text{КК} + (\pm\Delta_K) + (\pm\Delta_M) + \text{КУР}_2 \pm 180^\circ + (\pm\sigma_2);$$

Точка пересечения пеленгов будет местом самолета в момент пеленгования боковой радиостанции, если время между пеленгованиями не превышает 2 мин (рис. 13.21). 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 (рис. 13.22): $S_{пр} = Wt$ 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.

При использовании двух радиокompасов: после настройки их на радиостанции необходимо отсчитать по первому радиокompасу КУР₁ (ИПС₁), а по второму — КУР₂ (ИПС₂), курс и время пеленгования, после чего рассчитать пеленги и проложить их на карте.

Пример. КК = 345°; $\Delta_K = +2^\circ$; $\Delta_M = +5^\circ$, в 9 ч 07 мин КУР₁ = 136° (РНТ Днепропетровск); в 9 ч 08 мин КУР₂ = 230° (РНТ Кировоград); $\lambda_C = 33^\circ$; $\lambda_{П1} = 35^\circ$; $\lambda_{П2} = 32^\circ$; $\phi_{CP} = 52^\circ$. Определить место самолета на карте.

Решение. 1. Определяем ИК и поправки на схождение меридианов; $\text{ИК} = \text{КК} + (\pm\Delta_K) + (\pm\Delta_M) = 345^\circ + (+2^\circ) + (+5^\circ) = 352^\circ$; $\sigma = (\lambda_P - \lambda_C) \sin \phi_{CP}$; $\sigma_1 = (35^\circ - 33^\circ) 0,8 = +2^\circ$; $\sigma_2 = 0$, так как разность долгот менее 2° .

2. Рассчитываем ИПС₁ — $\text{ИК} + \text{КУР}_1 \pm 180^\circ + (\pm\sigma_1) = 352^\circ + 13^\circ + 180^\circ + (+2^\circ) = 310^\circ$; ИПС₂ — $\text{ИК} + \text{КУР}_2 \pm 180^\circ = 352^\circ + 230^\circ - 180^\circ = 42^\circ$;

3. Находим место самолета на карте: 28 км северо-западнее Кременчуга.

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° ;

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 радиостанции.

ПОЛЕТЫ 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 (рис. 17.1). При существующих допусках в точности самолетовождения такие отклонения являются допустимыми.

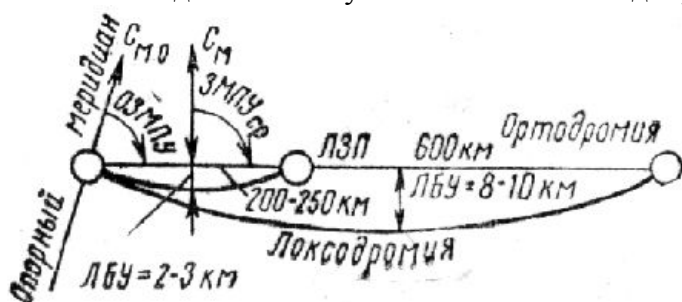


Рис. 17.1. Отклонение локсодромии от прямой линии

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 на самолетах с ГТД 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 отклонения 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 (КС), гиropолукомпас 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 отклонения 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 630—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. Для Аэрофлота полеты по ортодромии в течение года создают определенную экономию государственных средств.

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 до 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 (рис. 17.2).

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

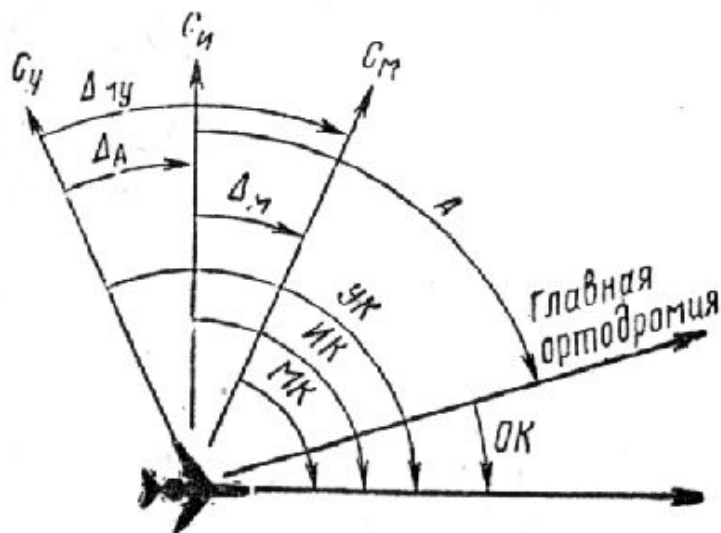


Рис. 17.2. Исходные направления начала отсчета курса самолета

по текущему магнитному или истинному курсу вычислять курс в той системе измерения, которая принята для полета.

Расчет нужного курса выполняется по одной из следующих формул: $ИК = МК + (\pm\Delta_m)$; $УК = ИК + (\pm\Delta_a)$; $УК = МК + (\pm\Delta_{m,y})$; $ОК = ИК - A$, где 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°; направление главной ортодромии, проложенной на карте в виде прямой; направление взлетно-посадочной полосы аэродрома взлета или посадки.

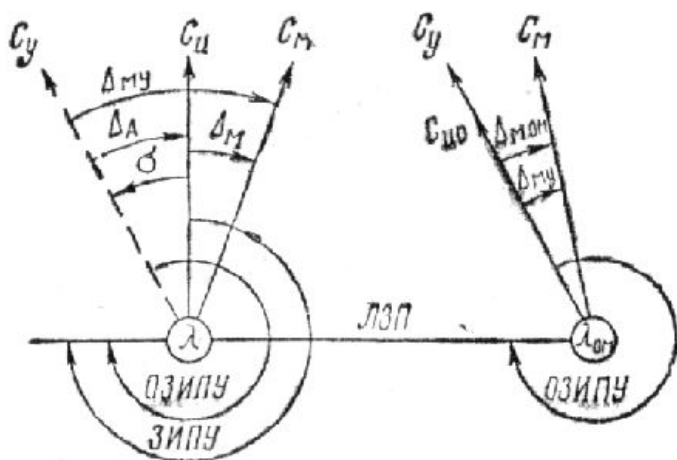


Рис. 17.3. Полет относительно опорного истинного меридиана

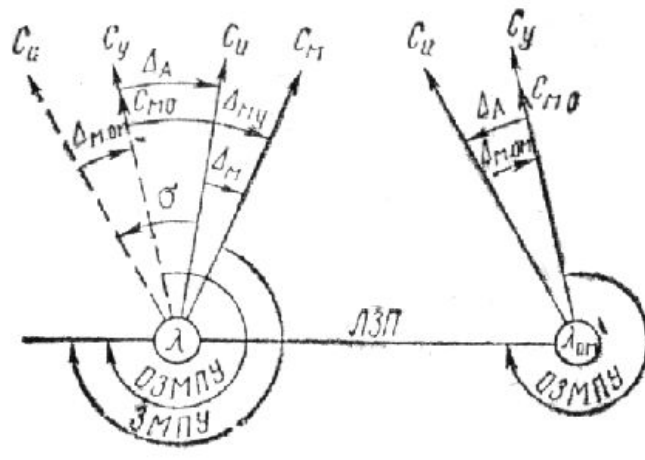


Рис. 17.4. Полет относительно опорного магнитного меридиана

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

позволяют установить взаимное расположение исходных направлений, от которых ведется отсчет путевых углов и курса самолета.

Азимутальная поправка Δ_a — это угол между условным и истинным меридианами в данной точке. Условное магнитное склонение $\Delta_{m,y}$ — это угол, заключенный между условным и магнитным меридианами. Азимутальная поправка и условное магнитное склонение отсчитываются от условного меридиана от 0 до +180° вправо со знаком плюс, а влево со знаком минус. В данной точке условное магнитное склонение всегда равно алгебраической сумме азимутальной поправки и магнитного склонения: $\Delta_{m,y} = (\pm\Delta_a) + (\pm\Delta_m)$. Азимутальная поправка и условное магнитное склонение позволяют

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. 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 (рис. 17,3), азимутальная поправка для карт в видоизмененной пол и конической проекции соответствует углу схождения меридианов, взятому с обратным знаком. Расчет азимутальной поправки производят по формуле

$$\Delta_a = -\sigma = (\lambda_{OM} - \lambda) \sin \varphi_{CP}$$

σ — угол схождения меридианов; λ_{OM} — долгота опорного меридиана; λ — долгота точки, для которой рассчитывается азимутальная поправка; φ_{CP} — 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 $\Delta_{MY} = (\pm \Delta_a) + (\pm \Delta_M) = (\lambda_{OM} - \lambda) \sin \varphi_{CP} + (\pm \Delta_M)$. На опорном меридиане $\pm \Delta_{MY} = \pm \Delta_{M,OM}$

2. Если направление опорного меридиана совпадает с направлением магнитного меридиана (рис. 17,4), азимутальную поправку и условное магнитное склонение определяют по формулам: $\Delta_a = -\Delta_{M,OM}$; $\Delta_{MY} = 0$ (на опорном меридиане);

для любой другой точки маршрута: $\Delta_a = -(\sigma + \Delta_{M,OM}) = (\lambda_{OM} - \lambda) \sin \varphi_{CP} - (\pm \Delta_{M,OM})$; $\Delta_{MY} = (\pm \Delta_a) + (\pm \Delta_M) = (\lambda_{OM} - \lambda) \sin \varphi_{CP} + (\pm \Delta_M) - (\pm \Delta_{M,OM})$.

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 линии 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

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

где φ_1 и λ_1 — координаты точки, в которой рассчитывается путевой угол; φ_2 и λ_2 — координаты точки конца ортодромического участка маршрута. Этот расчет является основным способом определения ортодромических путевых углов для точных курсовых систем;

3) расчетом по формулам (см. рис. 17.3 и 17.4): $\text{ОЗИПУ} = \text{ЗИПУ} + (\pm \Delta_a)$; $\text{ОЗМПУ} = \text{ЗМПУ} + (\pm \Delta_{м.у})$, причем ЗИПУ и ЗМПУ определяют в точке начала данного участка маршрута;

4) учетом угла разворота (рис. 17.5). Для этого вначале определяют ОЗИПУ первого участка маршрута, последующие путевые углы определяются по предыдущему с учетом угла разворота: $\text{ОЗИПУ}_2 = \text{ОЗИПУ}_1 \pm \text{УР}_1$; $\text{ОЗИПУ}_3 = \text{ОЗИПУ}_2 \pm \text{УР}_2$ и т. д. При правом развороте УР прибавляется, а при левом — вычитается;

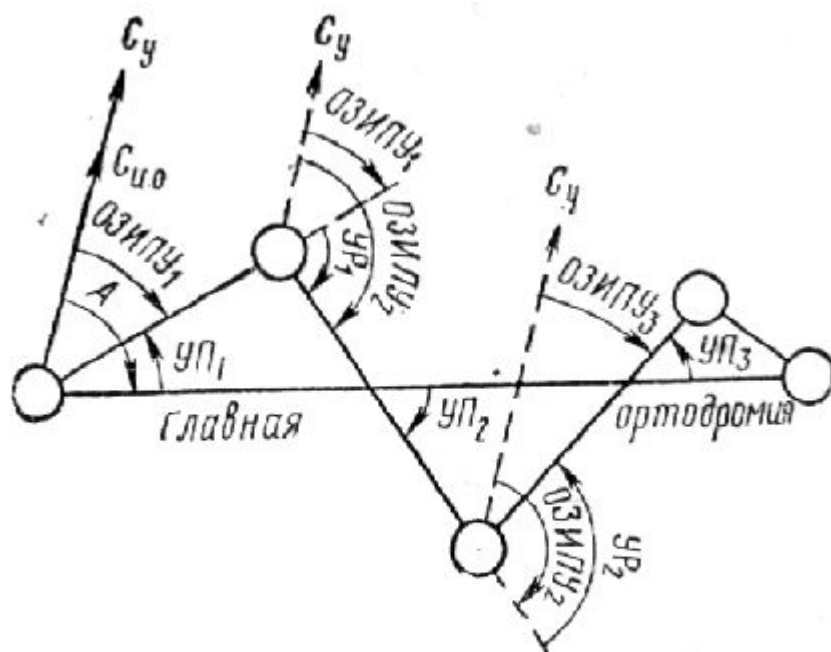


Рис. 17.5. Определение ОПУ учетом углов разворота и углов пересечения

первоначального направления полета на величину, не равную 180° .

5) учетом угла пересечения (см. рис. 17.5). 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 (У П) — это угол между направлением главной ортодромии и ЛЗП. Зная азимут главной ортодромии в точке вылета самолета, определяют $\text{ОЗИПУ}_2 = A \pm \text{УП}_2$; $\text{ОЗИПУ}_3 = A \pm \text{УП}_3$ и т. д. При правом развороте УП прибавляются, при левом вычитаются.

Для полета в обратном направлении выбираются новые опорные меридианы, относительно которых определяются ОПУ, поэтому они отличаются от путевых углов

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 $\text{ОИК}_ф = \text{ИК} - (\pm \Delta_a)$ или $\text{ОМК}_ф = \text{МК} + (\pm \Delta_{м.у})$. 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. 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 радиокompаса 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 гироманитного 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 гироагрегаты 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 лекального устройства и ввода магнитного склонения в предел $\pm 180^\circ$.

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.

7. 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».

Р е ж и м «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» (рис. 17.6). 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.

Р е ж и м ы м а г н и т н о й и а с т р о н о м и ч е с к о й к о р р е к ц и и 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

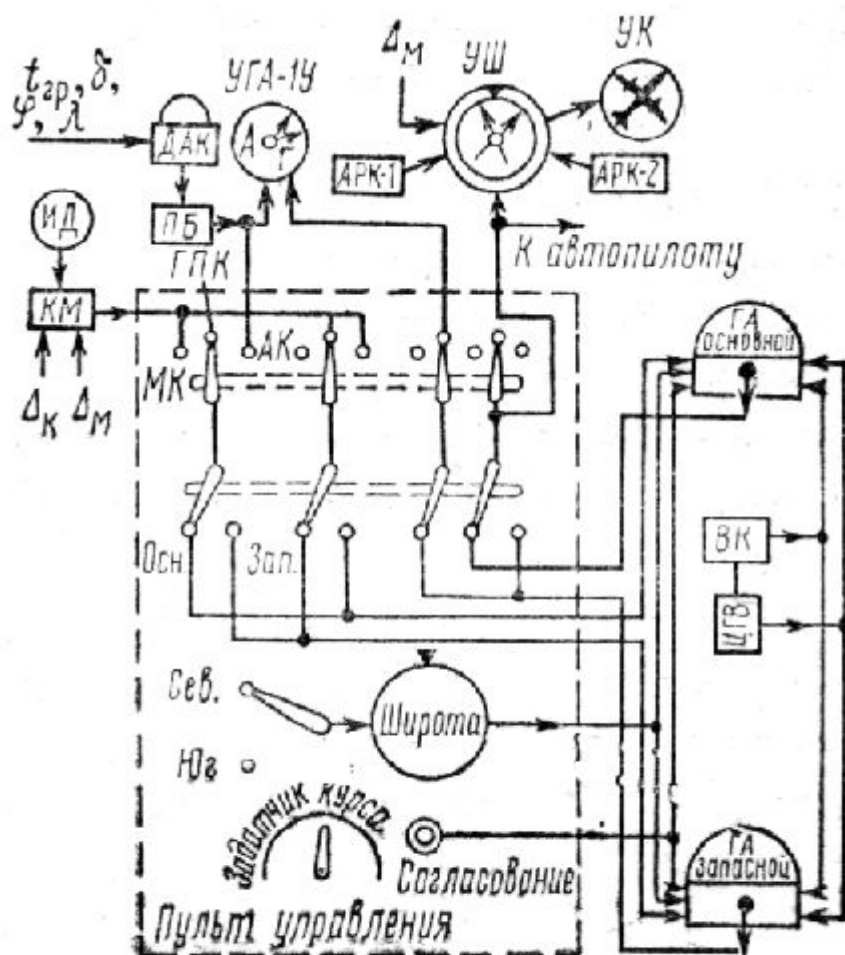


Рис. 17.6. Принципиальная схема курсовой системы

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 гироскопа, 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. 17.7). 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 гироскопов, которым подключают указатель УШ к основному или запасному гироскопу;
- два регулировочных потенциометра для компенсации ухода гироскопов в азимуте от несбалансированности;
- кнопка быстрого согласования показаний указателей с показаниями индукционного или астрономического датчиков.

режиме МК. определяемый индукционным датчиком, передается через коррекционный механизм на один из гироскопов, который осредняет и стабилизирует его и передает на указатель УШ и стрелку «Г» контрольного указателя УГА-1У. Второй гироскоп 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 ПК относительно пролетаемого меридиана или УИК относительно опорного меридиана. В этом режиме астрономический курс подается на один из гироскопов, где осредняется и стабилизируется и затем передается на указатель УШ и на потребители курса. Второй гироскоп работает в режиме «МК» и обеспечивает выдачу на стрелку «Г» указателя УГА-1У осредненного геомагнитного курса.

Таким образом, стрелка «Г» указателя УГА-1У постоянно показывает осредненный геомагнитный курс. На стрелку «А» этого указателя независимо от режима работы курсовой системы выдается астро-

При использовании курсовой системы необходимо учитывать, что наличие блока связи курсовой

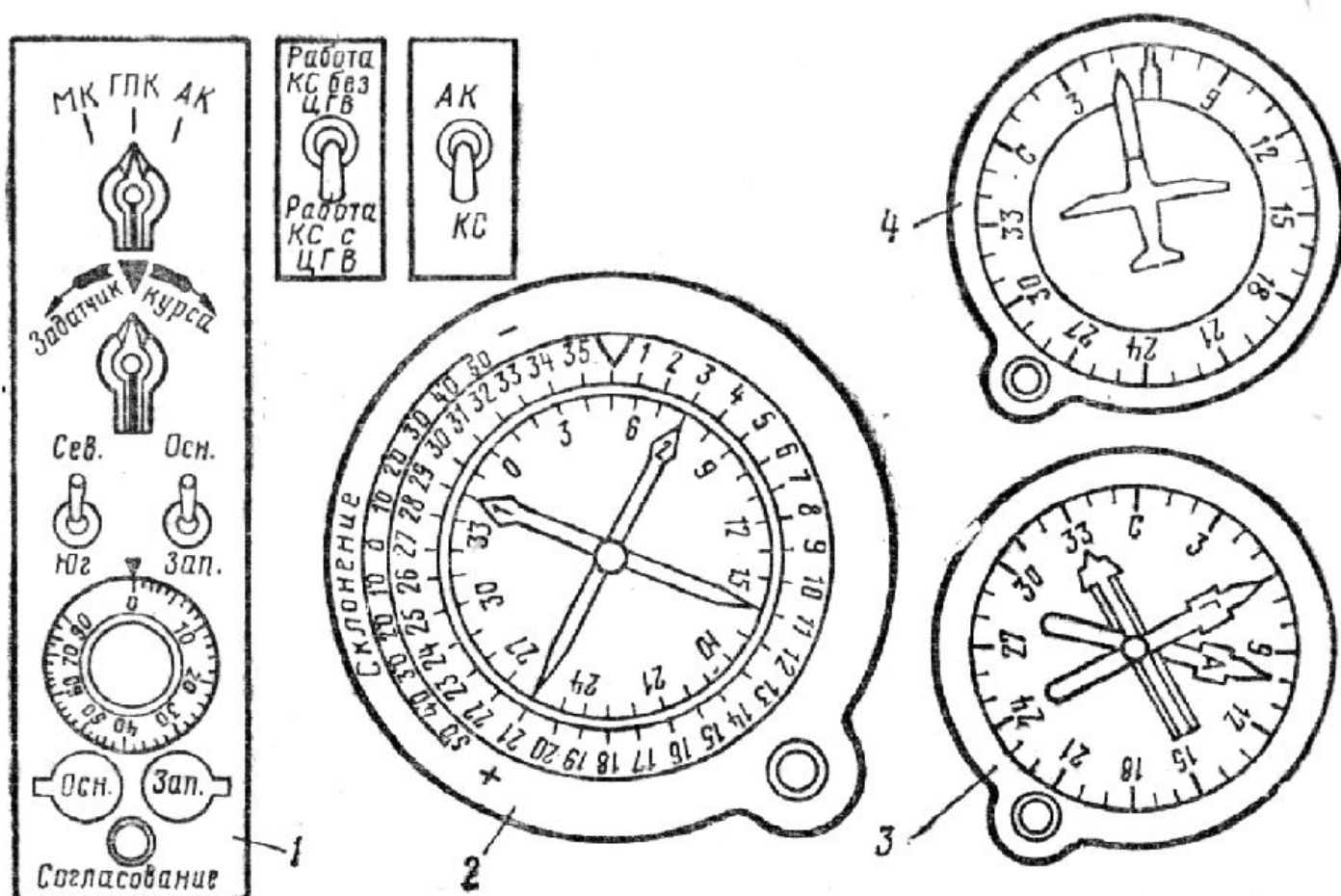


Рис. 17.7. Пульт управления и указатели КС-6:

1 — пульт управления; 2 — указатель штурмана; 3 — указатель УГА-1У; 4 — указатель УК-1 системы с автопилотом требует соблюдения мер предосторожности при выполнении некоторых переключений на пульте управления курсовой системы.

При работе переключателем «Оси.—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. 17.7).

1. У к а з а т е л ь ш т у р м а н а 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 радиоконпаса 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 астрокомпаса, 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 гироманнитного и астрономического курса УГА-1У — вспомогательный указатель штурмана. Стрелка «Г» этого указателя в любом режиме работы курсовой системы показывает гироманнитный 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 астрокомпаса. 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 астрокомпасу ДАК-ДБ-5. В зависимости от типа самолета в комплект КС-6, кроме приведенных указателей, могут дополнительно входить другие указатели.

8. Подготовка данных для применения курсовой системы КС-6

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-73 для самолетов с ТРД и ТВД на карте записывают ОЗМПУ, определенные

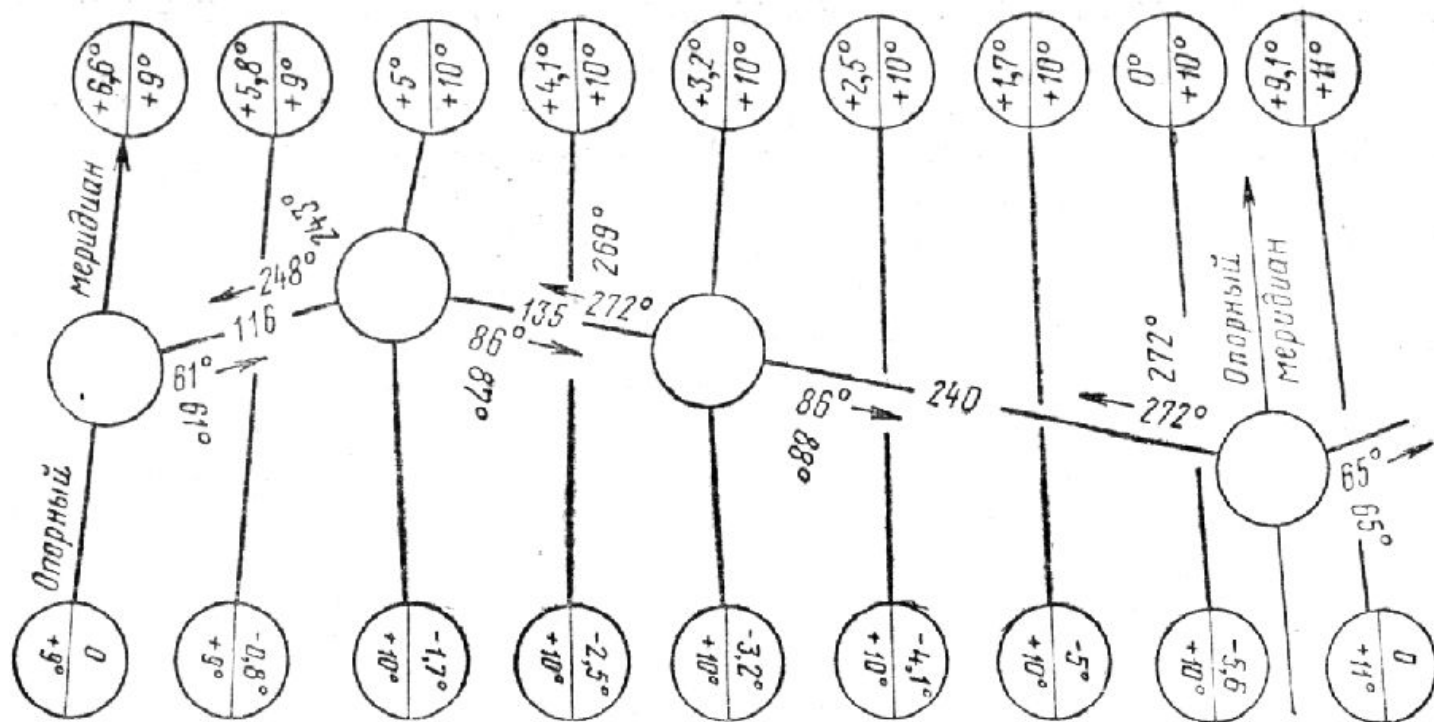


Рис. 17.8. Разметка ОРУ на карте

относительно опорного магнитного меридиана, выбранного для нескольких участков маршрута, и $ОЗЛЩУ_{нач}$, 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 $ОЗМПУ_{нач}$, — правее их параллельно ЛЗП (рис. 17.8);

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 D_m 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 $2-3^\circ$, а в высоких широтах (начиная с 70°) — через $4-6^\circ$.

Режимы работы «МК» и «АК» используются в основном для периодической коррекции курсового гироскопа. Для того чтобы можно было применить режим «АК», необходимо при подготовке к полету составить таблицу гринвичских часовых углов и склонения Солнца или взять отрывной лист Авиационного астрономического ежегодника. Если самолет оборудован астрокомпасом ДАК-ДБ-5 и бортовым секстантом СП-1, то кроме указанного, необходимо взять «Таблицы высот и азимутов Солнца, Луны и планет» (Т В А) и «Таблицы высот и азимутов звезд» (ТВАЗ) для широт, в пределах которых проходит маршрут полета.

9. Предполетная проверка курсовой системы КС-6

Перед каждым полетом курсовую систему необходимо проверить во всех режимах работы.

Проверка режима «МК» производится в следующем порядке:

включить курсовую систему; установить на УШ и КМ-4 магнитное склонение, равное нулю;

установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение «МК», а переключатель «Осн. — Зап.» в положение «Осн.»;

через 5 мин после включения КС нажать кнопку быстрого согласования и согласовать указатели, которые должны показать МК самолета. Курсы на всех указателях (кроме стрелки «А») не должны отличаться от показания УШ более чем на 2° ;

убедиться, что МК по КС и компасу КИ-13 отличаются не более чем на 2° ;

переключить КС на запасный гироагрегат и в таком же порядке произвести согласование указателей и сличение их показаний.

Выполняя проверку системы, необходимо учитывать, что нормальное согласование гироагрегатов с индукционным датчиком в режиме «МК» должно происходить со скоростью $2-5$ град/мин. При нажатии на кнопку быстрого согласования скорость согласования должна быть не менее 8 град/с.

Проверка режима «ГПК». Для проверки КС в этом режиме необходимо:

установить переключатель «Осн.—Зап.» в положение «Осн.», а переключатель режимов работы в положение «ГПК»;

установить широту аэродрома вылета и поставить переключатель широтной коррекции в нужное положение;

ручку задатчика курса повернуть вправо, затем влево на угол до 60° , при этом шкала УШ и стрелки указателей УК-1 должны вращаться в сторону увеличения или уменьшения курса с малой

скоростью. Затем ручку задатчика курса повернуть на угол не менее чем на 90° , при этом шкала УШ и стрелки указателей УК-1 должны вращаться с большей скоростью. Стрелка «Г» указателя УГА-1У должна оставаться неподвижной;

установить переключатель «Осн.— Зап.» в положение «Зап.» и произвести аналогичную проверку на запасном гироагрегате.

В режиме «ГПК» показания курса на всех указателях, работающих от УШ, не должны отличаться от курса УШ более чем на $\pm 2^\circ$.

Проверка режима «АК» производится в такой последовательности;

включить и подготовить к работе астрокомпас ДАК-ДБ-5 в соответствии с инструкцией по эксплуатации;

поставить переключатель «АК-КС» в положение «КС». Этот переключатель имеется на некоторых самолетах и расположен рядом с пультом управления курсовой системы. Он предназначен для переключения астрокомпаса ДАК-ДБ-5 с автономной работы на совместную работу с КС. При работе КС в режиме астрокоррекции он устанавливается в положение «КС», а при автономной работе астрокомпаса с выдачей астрокурса непосредственно на указатели пилотов УК-1 — в положение «АК»;

установить переключатель режимов работы в положение «АК»;

установить переключатель гироагрегатов в положение «Оси» и нажать кнопку быстрого согласования. После согласования указатель УШ и указатели УК-1 должны показать осредненный истинный курс, вырабатываемый астрокомпасом. На стрелку «А» указателя УГА-1У выдается курс непосредственно от астрокомпаса без гирокоррекции;

произвести аналогичную проверку КС на запасном гироагрегате.

После проверки органы управления КС необходимо установить в исходное положение: переключатель режимов работы — в положение «МК», переключатель гироагрегатов — в положение «Осн.», а шкалу широт — на значение широты первого участка маршрута.

10. 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 оттого, 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: $ОК_{сл} = ОЗПУ - (\pm УС)$;

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: $ОМК_{\Phi} = МК + (\pm \Delta_{М.У})$ или $ОИК_{\Phi} = ИК + (\pm \Delta_a)$.

При расхождении вычисленного и выдерживаемого ортодромических курсов более чем на 2° , 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 автоматизированно 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 $4—5^{\circ}$ 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 ОМК 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 из показанию стрелки «Г»: $ОМК_{\Phi} = МК + (\pm \Delta_{М.У})$;

сличить полученный $ОМК_{\Phi}$ с $ОМК$, снятым с УШ, и при наличии расхождения, превышающего точность работы КС ($+2^{\circ}$), 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 $\omega_c = 60\alpha/t$ (здесь ω_c — угловая скорость ухода гироскопа, град/ч; α — 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	0	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.

Пример. Долгота опорного меридиана $\lambda_{О.М} = 77^{\circ}$; долгота точки коррекции $\lambda_{Т.К} = 71^{\circ}$; магнитное склонение в точке коррекции $\Delta_{М.Т.К} = +8^{\circ}$; магнитное склонение в точке линии пути на опорном меридиане $\Delta_{М.О.М} = +11^{\circ}$; широта средняя $\varphi_{ср} = 54^{\circ}$. С момента предыдущей коррекции прошло 45 мин. $ОМ К = 303^{\circ}$; по стрелке «Г» $МК = 298^{\circ}$. Определить угловую скорость ухода гироскопа и устранить уход гироскопа широтным потенциометром.

Р е ш е н и е. 1. Определяем условное магнитное склонение: $\Delta_{М.У} = (\pm \Delta_a) + (\pm \Delta_M) = (\lambda_{О.М} - \lambda) \sin \varphi_{ср} + (\pm \lambda_M) - (\pm \lambda_{М.О.М}) = (77^{\circ} - 71^{\circ}) 0,8 + (+8^{\circ}) - (+11^{\circ}) = +5^{\circ} - 8^{\circ} - 11^{\circ} = +2^{\circ}$.

2. Рассчитываем фактический ортодромический курс по показанию стрелки «Г»: $ОМК_{\Phi} = МК + (\pm \lambda_{М.У}) = 298^{\circ} + (+2^{\circ}) = 300^{\circ}$.

3. Сравниваем фактический ортодромический курс с ортодромическим курсом, отсчитанным по указателю штурмана:

$$\alpha = ОМК_{\Phi} - ОМК = 300^{\circ} - 303^{\circ} = -3^{\circ}.$$

4. Производим коррекцию показаний КС.

5. Определяем угловую скорость ухода гироскопа:

$$\omega_c = \alpha 60/t = (-3)60/45 = -180/45 = -4 \text{ град/ч}.$$

6. Находим для широты 54° величину смещения шкалы широт для устранения ухода гироскопа: $6 \times 4 = 24^{\circ}$.

7. Устанавливаем на пульте управления условную широту на 24° меньше установленной средней широты, т. е. 30° .

Более точно условную широту, устанавливаемую на пульте управления КС, можно определить на НЛ. Для этого треугольный индекс шкалы 4 (рис. 17.9) 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.

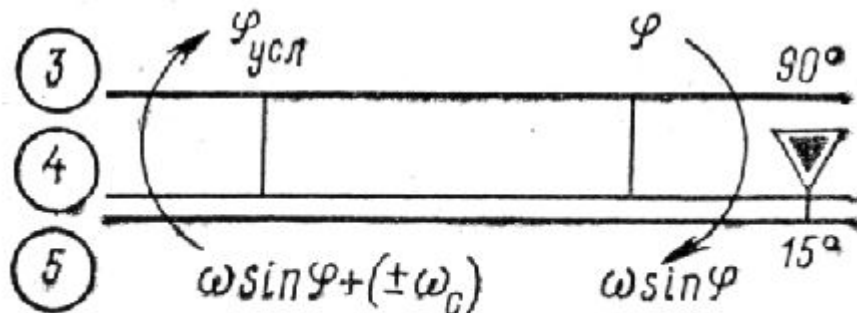


Рис. 17.9. Определение условной широты на НЛ

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

Применение КС в режиме «МК». Этот режим обычно применяется для коррекции гироскопов. 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.

11. Контроль пути по направлению при полете по ортодромии

При полете по ортодромии для контроля пути по направлению используются ортодромические радиопеленги, которые могут быть отсчитаны по УШ или получены путем расчетов. При полете по ортодромии от радиостанции контроль пути по направлению ведется сравнением ОМПС с ОЗМПУ (рис. 17.10). ОМПС отсчитывается на УШ против тупого конца стрелки радиокомпаса по внутренней шкале или определяется по формуле $ОМПС = ОМК + КУР \pm 180^\circ$. Если ОМПС-ОЗМПУ, то самолет находится на ЛЗП. При уклонении самолета вправо ОМПС больше ОЗМПУ, а при уклонении влево меньше.

При полете по ортодромии на радиостанцию контроль пути по направлению ведется сравнением ОМПР с ОЗМПУ (см. рис. 17.10). ОМПР отсчитывается на УШ против острого конца стрелки радиокомпаса по внутренней шкале или определяется по формуле $ОМПР = ОМК + КУР$. Если ОМПР = ОЗМПУ, то самолет находится на ЛЗП. При уклонении самолета влево ОМПР больше, а при уклонении вправо меньше ОЗМПУ.

12. Расчет ИПС при полете по ортодромии

При полете по ортодромии для прокладки радиопеленга на карте нужно рассчитать ИПС (рис. 17.11). Когда курс выдерживается относительно магнитного опорного меридиана, ИПС рассчитывается по следующей формуле: $ИПС = ОМК + КУР \pm 180^\circ - (\pm \Delta_a)$. Здесь

$\Delta_a = (\lambda_{ОМ} - \lambda_P) \sin \varphi_{CP} - (\pm \Delta_{М.ОМ})$. 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 к использованию. Рассчитанные поправки записываются у соответствующих меридианов, на которых расположены радиостанции. Такая предварительная подготовка значительно упрощает расчет ИПС.

Пример. $ОМК = 260^\circ$; $КУР = 60^\circ$; $\lambda_{ОМ} = 50^\circ$; $\lambda_P = 40^\circ$; $\lambda_{М.ОМ} = +5^\circ$; $\varphi_{CP} = 58^\circ$; Определить ИПС.

Решение 1. Определяем азимутальную поправку для точки расположения радиостанции:

$$\Delta_a = (\lambda_{O.M} - \lambda_P) \sin \varphi_{CP} - (\pm \Delta_{M.O.M}) = (50^\circ - 40^\circ) 0,8 - (+15^\circ) = +8^\circ - (+5^\circ) = +3^\circ.$$

$$2. \text{ Рассчитываем ИПС} = \text{ОМК} + \text{КУР} \pm 180^\circ - (\pm \Delta_a) = 260^\circ + 60^\circ - 180^\circ - (+3^\circ) = 137^\circ.$$

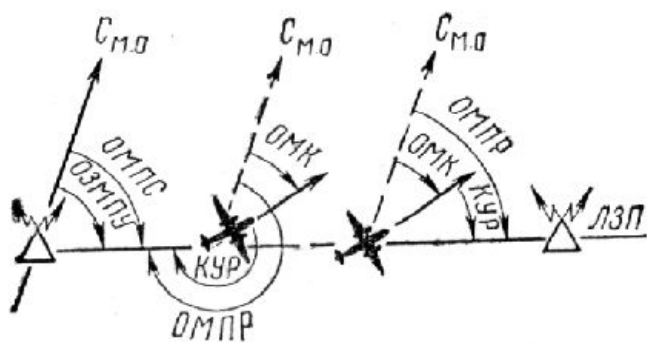


Рис. 17.10. Контроль пути по направлению при полете по ортодромии

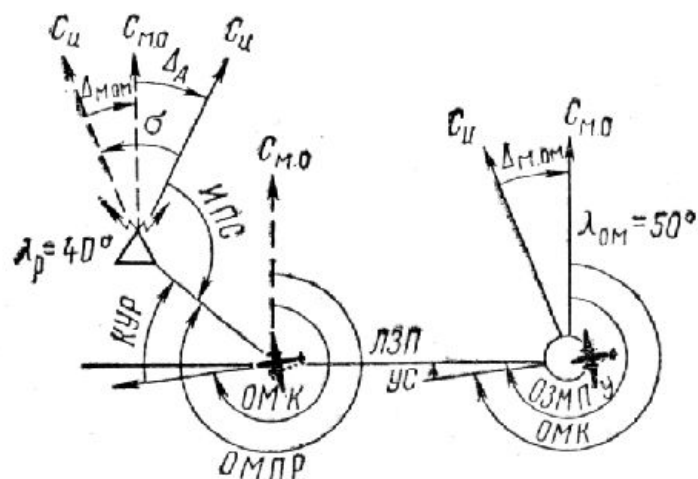


Рис. 17.11. Расчет ИПС при полете по ортодромии

13. Корректировка показаний курсовой системы КС-6 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 $\text{ОМК} = \text{МК} + (\pm \Delta_{M.Y})$. Текущий МК для расчета ОМК отсчитывается по стрелке «Г». Условное магнитное склонение определяется для точки маршрута, в которой происходит смена опорного меридиана. Начальную выставку курса можно произвести автоматизированно. Для этого на УШ устанавливают условное магнитное склонение, рассчитанное для точки коррекции. Затем КС переключают на режим «МК» и производят согласование показаний. После согласования КС переключают на режим «ГПК».

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.

ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2

1. Задачи, решаемые с помощью системы 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.

2. 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 $D_{км} = 3.57 \cdot (H_m)^{0.5}$;

Высота полета, м..... 500 1000 3000 5000 7000 9000 11000 12000

Дальность действия, км 80 120 200 250 300 340 380 400

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 двух координатной. В ней применена полярная система координат. При работе система непрерывно выдает дальность от самолета до маяка и азимут самолета относительно истинного меридиана, проходящего через радиомаяк. Такую систему называют смешанной или угломерно-дальномерной системой. На борту самолета точность выдаваемых координат составляет: по дальности ± 200 м и по азимуту $\pm 0,25^\circ$. На земле точность определения дальности равна ± 2 км и азимута $\pm 1^\circ$.

На самолете азимут и дальность непрерывно выдаются прямопоказывающим прибором дальности и азимута — ППДА (рис. 20.1). На земле отсчет азимута и дальности производится по индикатору

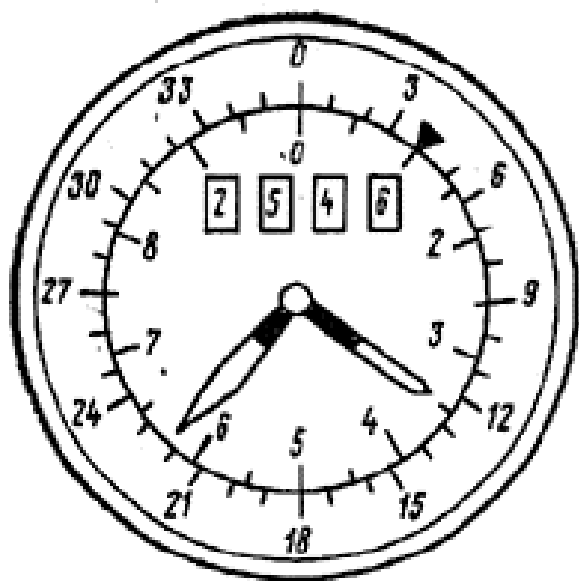


Рис. 20.1. Прямо показывающий прибор дальности и азимута штурмана (ППДА-Ш)

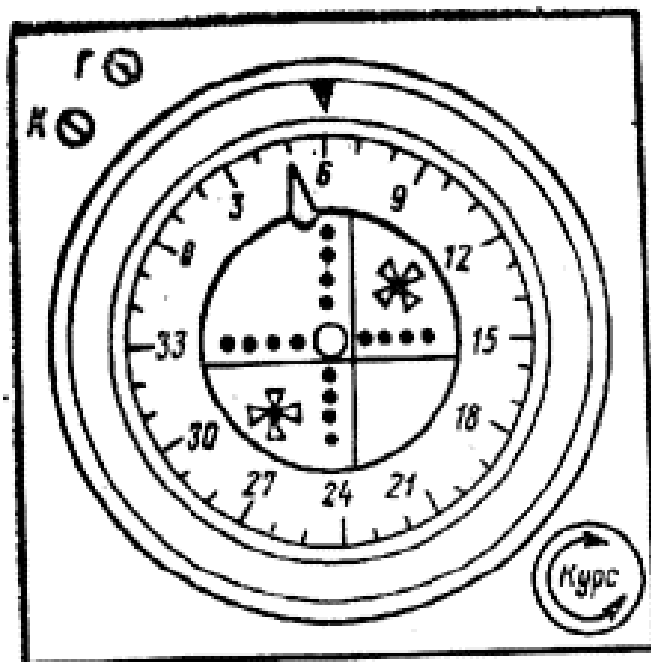


Рис. 20.2. Комбинированный пилотажный прибор (КППМ)

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 связанная 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 (рис. 20.2), 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.

The diagram illustrates the control panel for the 'Спутник' (Sputnik) satellite navigation system, divided into three main sections labeled 1, 2, and 3.

Section 1 (Top Left): Features a large circular scale labeled 'Каналы посадки' (Landing Channels) with markings from 0 to 10. Below the scale are three controls: 'Посадка' (Landing) with a crossed circle symbol, 'Регул. громк.' (Volume Control) with a circle containing a minus sign, and 'Вкл. Посадка' (Landing On) with a circle containing a plus sign. A small arrow points to the 'Посадка' control.

Section 2 (Top Right): Contains two circular analog meters. The left meter is labeled 'ЗПУ' (ZPU) and the right meter is labeled 'Угол цели' (Target Angle). To the right of these meters is a digital display showing the number '2453'. Below the meters are three circular buttons: 'ЗПУ', 'Угол цели', and 'Расстояние до цели' (Distance to Target).

Section 3 (Bottom): Features a large circular scale labeled 'Каналы' (Channels) with markings from 0 to 10. Below the scale are three controls: 'Посадка' (Landing) with a crossed circle symbol, 'Вкл. пробивания облачности' (Cloud Penetration On) with a circle containing a plus sign, and 'Азимут' (Azimuth) with a circle containing a plus sign. To the right of these controls is a circular analog meter labeled 'Азимут' (Azimuth). Further right is a digital display showing the number '1574'. Below the digital display are two circular buttons: 'Азимут' (Azimuth) and 'Орбита' (Orbit). The top right corner of this section is labeled 'Контроль нуля' (Zero Control) with two circles labeled 'Длит.' (Long) and 'Стрелка' (Arrow).

1 — щиток пилота; 2 — блок управления счетно-решающего прибора (БУ СРП); 3 — щиток управления штурмана

3. Применение системы РСБН-2 в полете

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

- 1) включить самолетное оборудование системы, для чего АЭС 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 (рис.-20.3);

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 устанавливают в положение «РК1, а переключатель «РК1—РСБН», расположенный на приборной доске штурмана, устанавливают в положение «РСБН». Громкость позывных сигналов регулируется потенциометром, расположенным на щитке пилота;

6) установить переключатель рода работ в положение, соответствующее выбранному роду работы системы («Азимута», «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 (рис, 20.4). 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» 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;

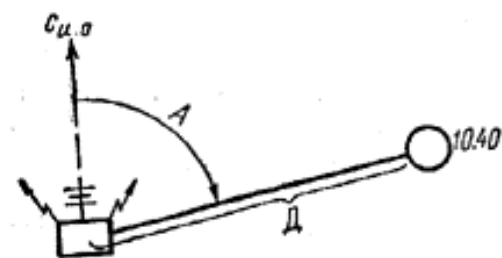


Рис. 20.4. Определение места самолета

6) 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 уклонении 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 нуля-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 нуля-вождения выполнена так, что при уклонении 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 манком. 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 устанавливают в положение «Азимут на». При этом происходит изменение полярности включения вертикальной стрелки КППМ; 2) ручкой «Азимут» устанавливают

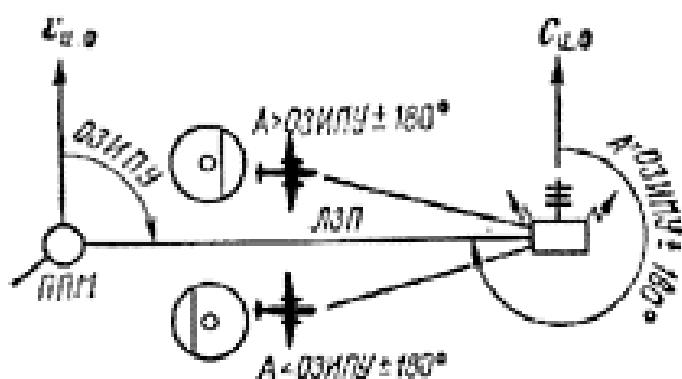


Рис. 20.5. Полет на радиомаяк

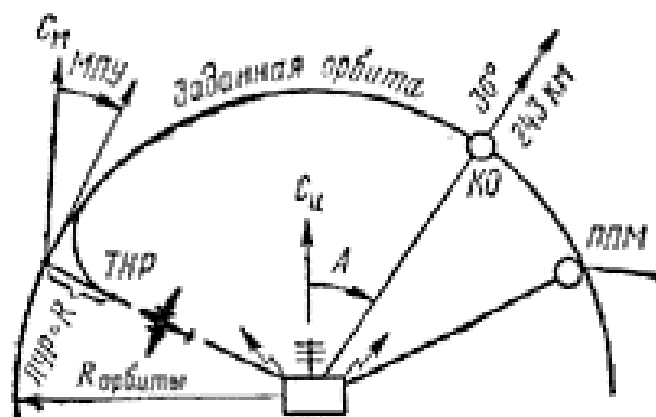


Рис. 20.6. Полет по орбите

значение заданного азимута $A = \text{ОЗИПУ} \pm 180^\circ$ (рис. 20.5).

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 (см. рис. 20.5). 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 внутрассовых 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 «РСБК»;
- 3) установить на КППМ значение МПУ, соответствующее направлению орбиты в точке выхода на нее самолета (рис. 20.6);
- 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.

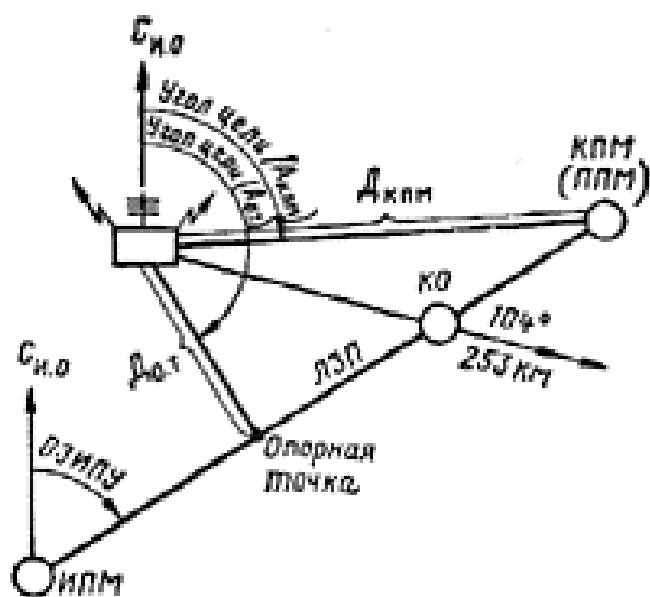


Рис. 20.7. Подготовка данных для полета в режиме «СРП»

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 (рис. 20.7); угол цели — азимут КППМ, ПППМ или опорной точки (опорной называется точка пересечения линии траверза радиомаяка с ЛЗП или ее продолжением) и расстояние до цели (дальность от радиомаяка до КППМ, ПППМ 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 ± 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 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 до 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 работать;
- 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;

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 КПМ (ППМ) . то необходимо перейти на пользование опорной точкой, для чего на БУ СРП установить азимут («угол цели») опорной точки, равный $OЗИПУ \pm 90^\circ$, 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 $OЗИПУ$ данного участка маршрута;

установить на БУ СРП «угол цели», равный $OЗИПУ \pm 90^\circ$. Знак

плюс берется, когда необходимо полет выполнять правее ЛЗП, а знак

минус — левее (рис. 20.8);

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 уклонения самолета от ЛЗП или вынужденного отклонения от трассы полета после обхода грозových очагов (рис. 20.9).

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 $OЗИПУ$ относительно истинного меридиана радиомаяка для следования в заданную точку;

перевести снятое значение $OЗИПУ$ в $OЗМПУ$ и установить его на КППМ против треугольного индекса;

развернуть самолет на $ОМК = OЗМПУ$ 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.

4. Определение навигационных элементов полета

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.

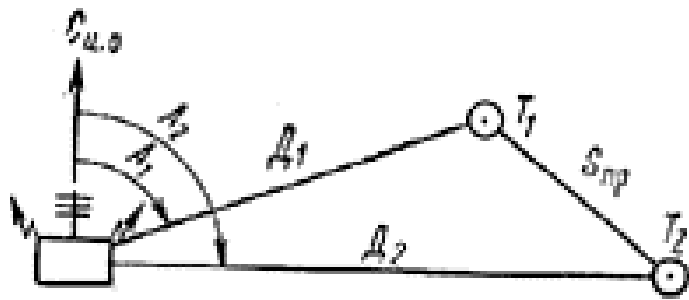


Рис. 20.10. Определение путевой скорости

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 с помощью системы РСБН-2 основано на возможности точного выполнения полета по ЛЗП с помощью КППМ. При полете по ЛЗП с помощью КППМ угол сноса определяется после подбора курса следования, т. е. когда вертикальная стрелка будет устойчиво находиться в центре шкалы прибора. В этом случае можно считать, что фактический путевой угол совпадает с заданным. Угол сноса определяется по формуле $УС = ОФМПУ - ОМК$. Следует заметить, что путевой угол и курс самолета должны быть в одной системе отсчета относительно меридиана радиомаяка.

Угол сноса можно определить непосредственно по прибору КППМ по отклонению стрелки курса от значения заданного путевого угла. Знак угла сноса определяется по положению стрелки курса относительно треугольного индекса. При правом сносе стрелка курса—слева, а при левом — справа. При отсутствии сноса стрелка курса совпадает с треугольным индексом. Угол сноса с помощью системы РСБН-2 может быть также определен пролетом контрольного этапа по отметкам места самолета на карте. В этом случае он определяется по фактическому путевому углу, измеренному на карте, и среднему курсу полета на контрольном этапе.

5. Использование системы РСБН-2 при заходе на посадку

Система РСБН-2 при заходе на посадку обычно используется совместно с курсо-глиссадной системой. Она позволяет выводить самолет в заданную точку схемы захода на посадку, а также контролировать полет по установленной схеме. Для аэродромов, оборудованных радиомаяками системы РСБН-2, на схемах захода на посадку (рис. 20.11) указываются координаты контрольных точек, необходимые для использования системы.

Для захода на посадку с использованием системы РСБН-2 необходимо:

установить на щитке управления штурмана канал работы радиомаяка данного аэродрома, род работы «СРП», а также азимут и дальность заданной точки, намеченной для вписывания в схему;

установить на БУ СРП ЗИПУ для выхода в заданную точку, ее азимут и дальность. Если ЗИПУ неизвестен, то его определяют с помощью БУ СРП путем вращения ручки «ЗПУ» до прихода вертикальной стрелки КППМ (НКП-4) в центр шкалы прибора;

подобрать курс следования для полета в заданную точку по нулевому показанию КППМ (НКП-4);

по сигналу «Пролет зоны», или, как только координаты на ППДА будут соответствовать координатам заданной точки, начать разворот для вписывания в схему захода;

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 по координатам, выдаваемым системой. Для определения путевой скорости в режиме «СРП» необходимо; отсчитать на ППДА азимут и дальность и пустить секундомер (рис. 20.10); 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

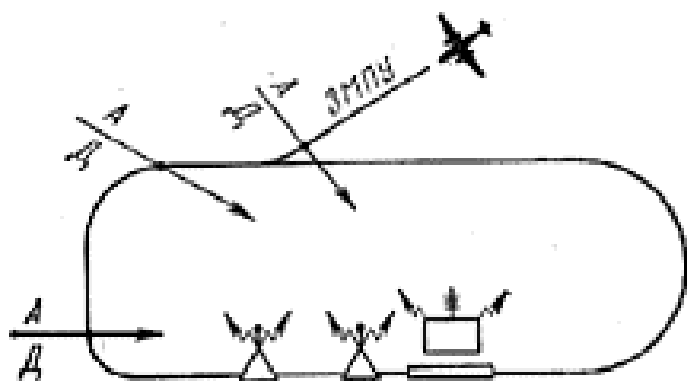


Рис. 20.11. Использование РСБН-2 при заходе на посадку

выполнить дальнейший полет по схеме захода обычным методом по расчетным курсам с учетом ветра, контролируя его по показаниям прибора ППДА;

заблаговременно до подхода к четвертому развороту поставить переключатель КППМ (НКП-4) в положение «СП-50» и после закрытия бленкеров отбалансировать электрический нуль курсового приемника курсо-глиссадной системы;

определить момент начала четвертого разворота по АРК или системе РСБН-2;

выполнить выход в зону курсового сектора по курсовой стрелке прибора КППМ (НКП-4), работающий от сигналов курсового радиомаяка;

после выполнения четвертого разворота дальность до ВПП определять по ППДА с учетом расположения радиомаяка от торца ВПП;

завершить заход на посадку по сигналам курсо-глиссадной системы в соответствии с установленным порядком.

6. Подготовка к полету с использованием системы РСБН-2

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

Таблица 20.2

План использования системы РСБН-2

Пункт маршрута	Наименование радиомаяка	Азимут (А), град	Дальность (орбита), км	Режим работы	ОЗИПУ, град	S, мм	ЛУР, км
Привольное	Привольное	49	—	«Азимут от»	49	125	6
Софиевка	Привольное	49	69	«Азимут от»			
Крымovo	Привольное	49	119	«Азимут от»	119	148	
Покровское	Привольное	75	167	«СРП»			
Радужное	Привольное	88	223	«СРП»			

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 (рис. 20. 12);

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;

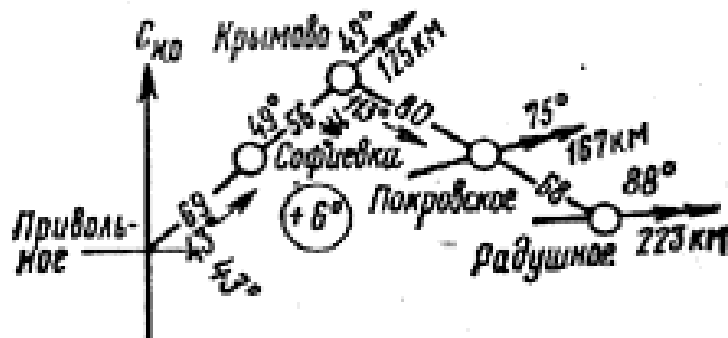


Рис. 20.12. Разметка карты (пункты условные)

рассчитать ЛУР для обеспечения выхода на ЛЗП во всех изломах маршрута;

составить план использования системы и свести полученные расчетные данные в специальный бланк (табл. 20.2),

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.

ПРИМЕНЕНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ НАС-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 на современных самолетах 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 (рис. 21.1): доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС), автоматическое навигационное устройство (АНУ), система автоматического управления (САУ), включающая блок связи с автопилотом и указатель линейного бокового уклонения, 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. 21.2), Главную ось этой системы условились обозначать буквой Y (с), а вторую ось, расположенную перпендикулярно к главной — буквой X (х), 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

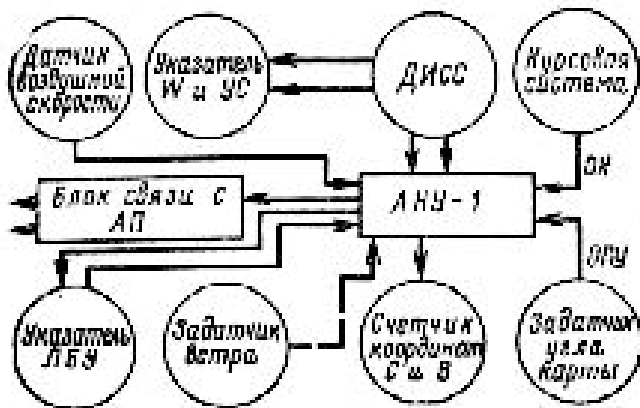


Рис. 21.1. Принципиальная схема системы НАС-1

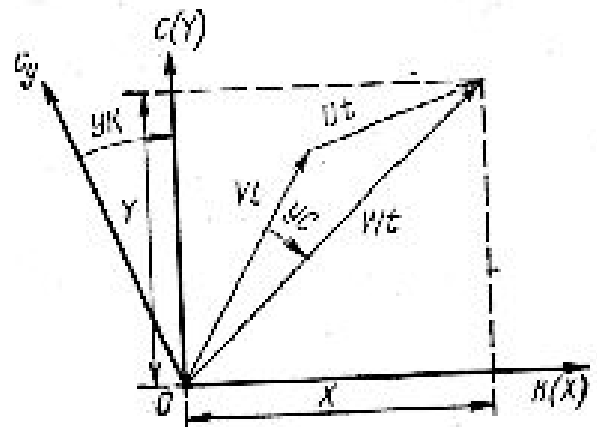


Рис. 21.2. Разложение пути самолета по осям прямоугольной системы координат

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 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 ± 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- 21.3) 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

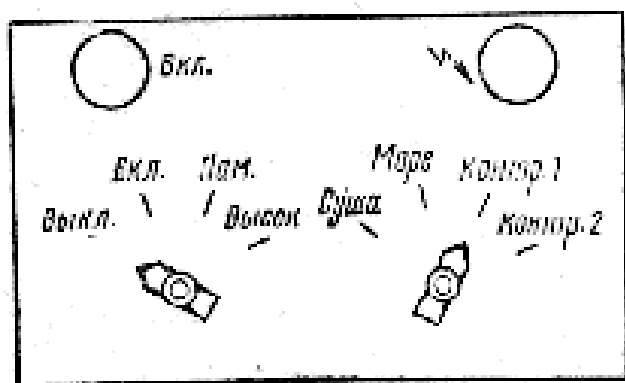


Рис. 21.3. Пульт управления системы НАС-1

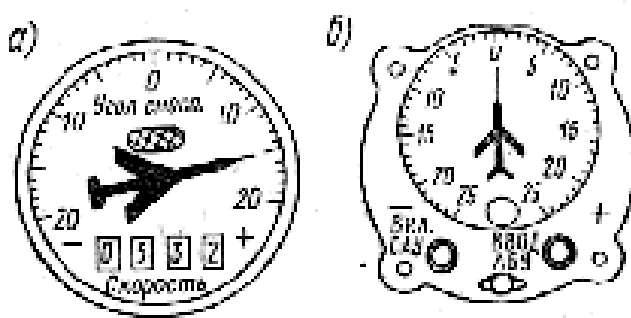


Рис. 21.4. Указатели системы НАС-1:
а — указатель путевой скорости и угла сноса; б — указатель линейного бокового уклонения

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 сносит ошибки в измерение путевой скорости 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. I»;

«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. 21-4) 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 (см. рис. 21-4) 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.

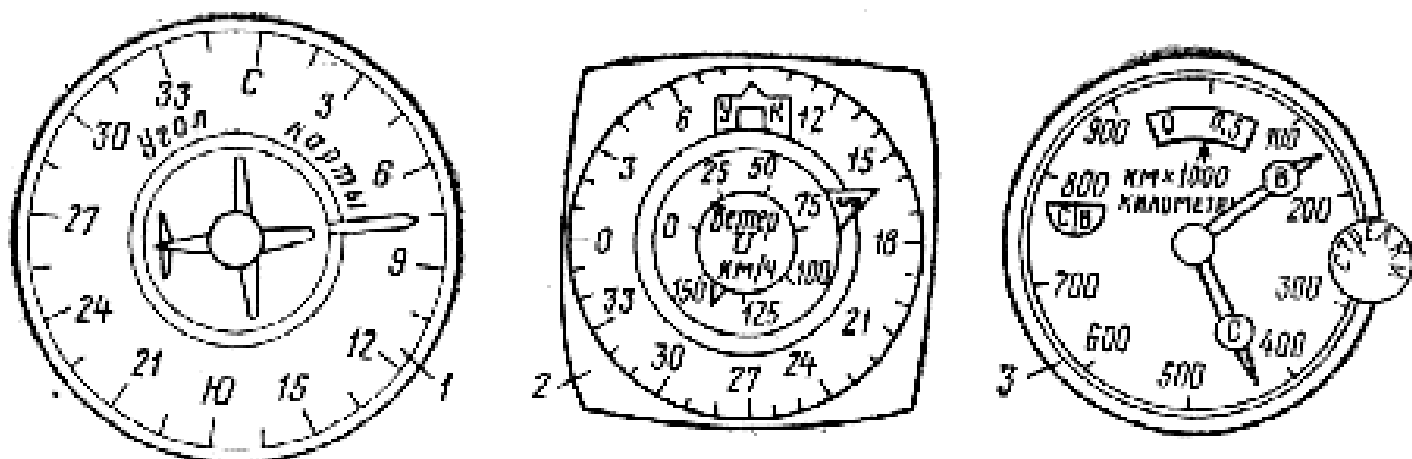


Рис. 21.5. Приборы системы ИАС-1:

1 — задатчик угла карты; 2 — задатчик ветра; 3 — счетчик координат

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. 21.5) 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 (см. рис. 21.5) 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 (см. рис. 21.5) 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 основной шкалы. При отсчете координаты Y 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.

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 ортодромию 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 ± 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 ортодромию (рис. 21.6). Главную ортодромию располагают 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 X 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.

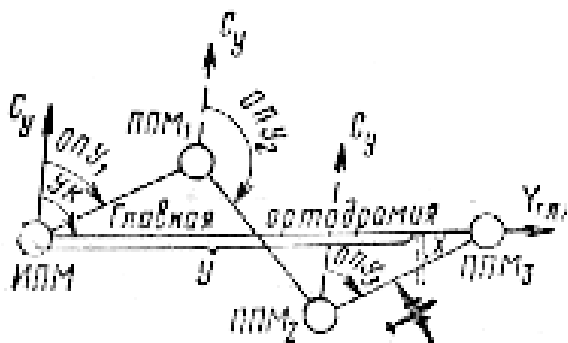


Рис. 21.6. Главно-ортодромическая система координат

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 численные 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. 21.7). При таком расположении осп 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—ДНУ» 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 АЗС 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;

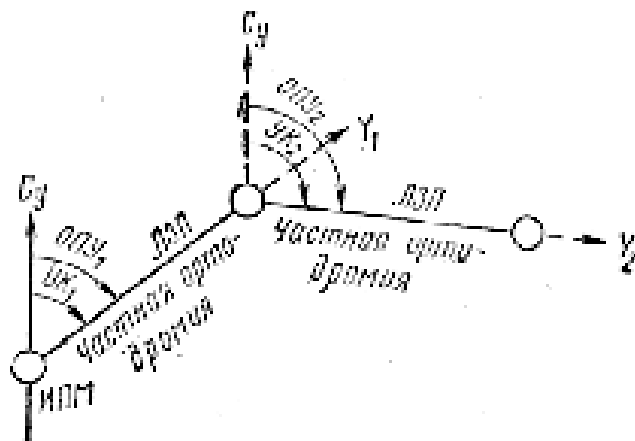


Рис. 21.7. Частно-ортодромическая система координат

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. 21,9). 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: $ЛУР = R \cdot \operatorname{tg}(УР/2)$; $Y = ЛУР \cdot \cos(УР)$; $X = ЛУР \cdot \sin(УР)$.

Знак координаты Y зависит от угла разворота. При $УР > 90^\circ$ знак координаты Y положительный, а при $УР < 90^\circ$ — 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° — $УР$ — 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 отклонения 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, разный $ОК = ОПУ - (\pm УС)$.

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 отклонения, 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 отклонения 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 отклонении самолета вправо величину ЛБУ устанавливают со знаком плюс, а при отклонении влево — со знаком минус,

После ввода ЛБУ самолет сначала входит в крен 15° 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° 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° . 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 ЛБ» установить на указателе величину ЛБУ, соответствующую координате А 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° 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 УС, 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. СДУ» 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° , 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», напоминающее 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 самолет; 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.