Министерство Транспорта РФ

Федеральное Агентство Воздушного Транспорта

«Сасовское им. Героя Советского Союза Тарана Г.А. летное училище гражданской авиации филиал ФГОУ ВПО «Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт)»

КУРСОВАЯ РАБОТА

По дисциплине: «Аэронавигация»

Тема: «Определение фактических навигационных элементов на контрольном этапе»

Выполнил: Шиян Е.М.

Специальность: 160504

К/О: 1921

Руководитель: Минаев Е.Р.

Сасово 2010

Оглавление

Введение

1. Определение навигационных элементов на контрольном этапе

2. Определение угла сноса

3. Определение угла сноса с использованием АРК

4. Определение путевой скорости./W/

5. Определение ветра в полёте

Заключение

Список используемой литературы

**Введение**

После того, как человек преодолел земное притяжение и научился летать, сразу же возникла необходимость в решении навигационных задач (определение места воздушного судна, направления, скорости и времени полета).

Для их решения при подготовке к полету и в процессе его выполнения используются навигационные карты. Перед полетом выбирается и прокладывается наивыгоднейший маршрут, измеряются длины этапов, путевые углы, намечаются контрольные ориентиры, рассчитывается время полета, обозначаются естественные и искусственные препятствия и наносится магнитное склонение.

В ходе выполнения полета карта используется для визуальной ориентировки и определения навигационных элементов (путевая скорость, угол сноса, время полета).

Комплекс действий экипажа (пилота) в полете по выдерживанию заданного маршрута, определению места воздушного судна, выводу его на заданную цель в заданное время и на заданной высоте называется самолетовождением.

 Гражданская авиация – это особый вид транспорта, который требует всесторонней подготовки авиационных специалистов. Для вождения воздушных судов (ВС) по установленным маршрутам требуются глубокие знания воздушной навигации - прикладной авиационной науки о точном, надёжном и безопасном вождении ВС из одной точки земной поверхности в другую по установленной пространственно-временной траектории. Таким образом, основной задачей воздушной навигации является обеспечение точного полёта по заданной траектории, то есть воздушная навигация в практическом плане есть процесс определения пространственного места самолёта, его скорости, направления движения, а также требуемых параметров для полёта по программной траектории.

В данной работе изложены пути, и способы определение навигационных элементов в полёте. Для точного самолётовождения экипаж должен знать значение величин угла сноса (УС) и путевой скорости (W), которые в полёте не остаются постоянными. Это вызывает необходимость периодически повторять их определение. Для практики самолётовождения важно знать, какое влияние УС и W оказывают изменения параметров ветра и пилотажного режима полёта. Пилот должен знать и уметь определять фактические навигационные элементы в полёте, так как это является неотъемлемой частью первоначального обучения самолётовождению.

Важность выбранной темы курсовой работы определяется жизненными обстоятельствами. Отличное усвоение методик определения навигационных элементов является залогом безопасности, экономической целесообразности и регулярности полётов.

**1. Определение навигационных элементов на контрольном этапе**

Для ведения контроля пути нужно знать фактическую путевую скорость и угол сноса. При отсутствии на самолете навигационных средств для автоматического измерения этих элементов, последние могут быть определены на контрольном этапе.

Контрольный этап-это участок линии пути на котором определяются фактические навигационные элементы и, если необходимо, ветер в полёте. Контрольный этап выбирается экипажем на первом участке маршрута и на последующих через 1,5-2 часа полёта. Его входной и выходной ориентиры выбираются с учетом надежности их опознавания с высоты полета.
На контрольном этапе порядок работы экипажа следующий:

1. При подлете к входному ориентиру предупредить командира корабля о строгом выдерживании режима полета.

2. Над входным ориентиром пустить секундомер, дать командиру корабля команду «Промер» и приступить к измерению угла сноса и определению среднего курса.

3. При проходе выходного ориентира остановить секундомер.

4. По расстоянию и времени пролета контрольного этапа определить путевую скорость.

Данные, полученные на контрольном этапе, используют для контроля пути, определения направления и скорости ветра, по которым рассчитываются навигационные элементы для последующего участка маршрута.

Точность определения путевой скорости на контрольном этапе составляет 2—5% измеренной скорости, а угла сноса со средней квадратической погрешностью 2-3 градуса. Основной причиной погрешности в определении путевой скорости являются ошибки в определении места самолета в начале и в конце контрольного этапа. Для более точного определения путевой скорости и угла сноса необходимо возможно строже выдерживать на контрольном этапе режим полета, правильно наносить на карту отметки места самолета , точно фиксировать по секундомеру моменты прохода входного и выходного ориентиров, точность измерения ФИПУ и расстояния на карте, а также выбору оптимальной длинны контрольного этапа. При скорости полёта 200-300км/ч длинна КЭ достаточна 20-30 км; при скорости 300-500 км/ч-50-70км; при скорости 500-800 км/ч -70-130 км.

В случае отсутствия характерных ориентиров для выбора контрольного этапа, а также при полете вне видимости земной поверхности определение путевой скорости и угла сноса производится с помощью радиотехнических средств.

вход-й Sкэ вых-й

tвх БУ ЛБУ

tвых

ЛБУ с карты

БУ=ЛБУ\*60/Sкэ

УСф=УСр+(+/-БУ)

Wф=Sкэ/tкэ

## 2. Определение угла сноса

Так как СЛА в основном не обеспечены навигационными счетными устройствами, пилот должен уметь приближенно "в уме" рассчитывать путевую скорость, угол сноса по воздушной скорости, заданному путевому углу и ветру (скорости и направлению).

Расчет угла сноса "в уме" наиболее просто выполняется по приближенной формуле:

УС = УС макс SIN(yB) УС макс = U/K К = V/60

Где: U - скорость ветра; УВ - угол ветра; К - коэффициент.

Для самолета типа Як-18Т К = 2 (120/60=2). Для приближенного расчета УС достаточно запомнить значения sin УВ для углов, кратных 30 градусам (см. табл.1).

Таблица 1

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| УВ | sin УВ | УС |
| 0 (180) | 0 | 0 |
| 30, 150 (210, 330) | 0,5 | 0,5 УС макс |
| 60, 120 (240, 300) | 0,8 | 0,8 УС макс |
| 90 (270) | 1,0 | УС макс |

Существует несколько способов определения УС глазомерно.

1. По линейному ориентиру

Этот способ применяется, если полет выполняется вблизи и вдоль линейного ориентира. Для этого подбирается такой курс, при котором самолет перемещался бы параллельно линейному ориентиру.

УС = ЗМПУ - МК

где МК - средний подобранный курс;

ЗМПУ - заданный магнитно-путевой угол (снимается с карты).

2. По створу ориентиров

УС этим способом определяется как разность между направлением створа двух - трех ориентиров, имеющихся на линии заданного пути, и средним курсом полета, обеспечивающим полет вдоль створа ориентиров или параллельно ему.

УС = ЗМПУ - МК

где МК - средний подобранный курс.

3. По боковому уклонению от контрольного ориентира УС этим способом определяется в тех случаях, когда полет от ориентира выполняется с курсом, равным ЗПУ.

УС = ЛБУ/Snp\*60,

где ЛБУ - линейное боковое уклонение от контрольного ориентира;

Snp - пройденное расстояние от контрольного ориентира. Знак УС определяется стороной ЛБУ.

УС можно определить "на глаз" или с помощью навигационного транспортира.

4. Подбором курса

Если пилот убедился, что нет смещения самолета относительно линии пути, произвести отсчет магнитного курса. При этом

УС = ЗМПУ - МК

где МК - средний подобранный курс.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВКИ в КУРС (ПК) у контрольного ориентира (КО) по величине бокового уклонения (БУ) (рис.9)

Socm = 2 Snp, то ПК = 1,5 БУ Socm = Snp, то ПК = 2 БУ Socm = 0,5 Snp, то ПК = 3 БУ

Угол сноса (УС) в зависимости от навигационной обстановки и навигационного оборудования самолета также определяется:

измерением с помощью визира;

измерением с помощью радиотехнических средств;

по известному среднему курсу и фактической линии пути, проложенной на карте;

Способы измерения угла сноса с помощью визира могут быть следующие:

“по бегу земли”;

обратным визированием;

визированием вперед под углом 45°;

по боковой визирной точке.

-Измерение угла сноса по “бегу земли” (визирных точек)

Для измерения угла сноса визир устанавливается на курсовой угол 180°, вертикальный угол визира на 0° (петелька в поле зрения — на деление 0°), пузырек уровня приводится в центр перекрестия сетки визира.

Окуляр визира устанавливается на необходимую для штурмана резкость изображения.

После указанных установок на визире и пяте штурманом подается летчику команда “Промер”.

Летчик обязан установить заданный режим полета (курс, скорость и высоту) с максимально возможной точностью.

Промер угла сноса производится после того, как летчик установит заданный режим полета и компас успокоится. Наблюдая через визир за местностью, добиваются поворотом трубы визира, чтобы визирные точки перемещались параллельно курсовой черте, после чего замечается показание компаса, а затем показание шкалы сноса.

Таких измерений требуется произвести не менее трех. Чем больше будет разница в отсчетах, тем больше следует произвести измерений. Возможная ошибка данного способа при многократном измерении угла сноса 1—2°.

Данный способ применяется на бреющем полете, на малых и средних высотах до 800 м.

 -Измерение угла сноса обратным визированием

Для измерения угла сноса обратным визированием необходимо установить визир так, чтобы подвижная призма была обращена в хвост самолета, затем, вращая барабан вертикальных углов, устанавливают петельку на нуль. Визир держат в таком положении, чтобы пузырек уровня находился в центре поля зрения. Летчик при промере должен строго сохранять заданный режим полета и курс.

Штурман, держа визир в строго отвесном положении, наблюдает за местностью и ожидает, когда через пузырек визира пройдет какая-либо заметная визирная точка. Затем он следит за ней, не вращая визира в пяте. Когда визирная точка удалится от вертикали, штурман быстрым поворотом визира в пяте добивается такого положения, чтобы визирная точка оказалась на курсовой черте.

В этот момент штурман замечает показание компаса и отсчитывает угол сноса по шкале на пяте визира.

Практически бывает достаточным при средних высотах визирование выполнять под вертикальным углом 40—50°, при больших высотах — под вертикальным углом 25—35°.

Для получения более точных результатов визирование одной точки производят два раза: первый раз под углом 20—30° при средних высотах и под углом 15—20° при больших высотах; второй раз под углом 40—50° при средних высотах и под углом 25 -35° при больших высотах.

Измерение угла сноса повторяется несколько раз, после чего берется среднее значение угла сноса и средний курс во время промера.

В тех случаях, когда возможно произвести только однократный промер, угол сноса определяют уточненным способом. Этот способ заключается в том, что в момент выбора визирной точки под самолетом приступают к определению среднего курса самолета.

В момент максимального удаления визирной точки отсчитывают курс и угол сноса. К измеренному углу сноса алгебраически прибавляют поправку, равную разности между последним отсчетом курса и средним курсом.

Пример. Магнитный курс во время отсчета угла сноса равен 95°. Средний магнитный курс во время промера равен 97°. Измеренный угол сноса + 8°. Найти правильное значение угла сноса.

Решение. 95°—97° = —2°;

УС = +8° + (—2°) = +6°.

-Измерение угла сноса визированием вперед

Определение угла сноса визированием вперед заключается в том, что под некоторым вертикальным углом, при курсовом угле визира 0° (подвижная призма обращена вперед), выбирается впереди самолета на линии курса визирная точка и в момент прихода ее на траверс к линии курса определяется боковое уклонение.

Угол сноса рассчитывается по формуле:

УС = БУ / tg ВУ

где БУ — боковое уклонение визирной точки на траверсе к линии курса;

ВУ — вертикальный угол визирования.

Боковое уклонение выбранной визирной точки определяется по градусным делениям поперечной черты визира.

При вертикальном угле 45° угол сноса равняется боковому уклонению, при ВУ = 26°,5, УС = 2 БУ, при ВУ = 63°,5 УС.= 0,5 БУ. Знак угла сноса определяется по стороне бокового уклонения визирной точки.

Рассмотрим порядок работы экипажа при промере угла сноса этим способом.

После команды штурмана "Промер" летчик выдерживает с максимальной точностью режим полета. Штурман, установив визир на курсовой угол 0° и вертикальный угол 45° (26°,5 или 63°,5), приступает к выбору визирной точки. Визирная точка должна пройти через центр пузырька уровня. Зафиксировав визирную точку в центре пузырька уровня, в дальнейшем барабаном вертикальных углов удерживает ее в передней части поля зрения прицела. Когда петелька придет на 0°, штурман прекращает вращение барабана вертикальных углов и в момент пересечения визирной точкой поперечной черты читает боковое уклонение и курс самолета.

Для получения необходимой точности нужно произвести несколько определений угла сноса и курса самолета. Результаты нескольких измерений осреднить. В зависимости от вертикального угла и бокового уклонения рассчитать угол сноса.

Описанный способ применяется ночью и на больших высотах, при отсутствии болтанки, а также при использовании визиров, при помощи которых нельзя определить угол сноса обратным визированием.

-Определение угла сноса двухкратным пеленгованием визирной точки

Определение угла сноса двухкратным пеленгованием визирной точки заключается в том, что на некотором вертикальном угле под курсовым углом 45° или 315° выбирается визирная точка. Когда визирная точка вторично окажется на том же вертикальном угле, вторично определяется ее курсовой угол.

Угол сноса рассчитывается по формуле:

УС = (КУ2 - 135) / 2

при визировании с правого борта или

УС = (КУ2 - 225) / 2

при визировании с левого борта,

где КУ2 — курсовой угол при втором визировании.

Как правило, этот способ применяется при полетах ночью и над морем, причем в тех случаях, когда нельзя измерить УС обратным визированием или по бегу земных ориентиров. При определении угла сноса визир устанавливается на курсовой угол 45°, если визирная точка с правого борта, или на курсовой угол 315°, если она с левого борта.

Промер угла сноса следует выполнять после того, как летчик установит заданный режим полета и картушка компаса успокоится. Небольшими поворотами барабана вертикальных углов, не меняя установленного курсового угла (45° или 315°), привести характерную визирную точку в центр пузырька уровня. После этого вращение барабана прекратить.

Вращением визира в пяте удерживать визирную точку на курсовой черте.

Сначала выбранная визирная точка отойдет от пузырька уровня, а затем, когда самолет пройдет траверс точки, она снова станет перемещаться к пузырьку. Вращением визира в пяте необходимо привести визирную точку в пузырек уровня.

В момент прихода визирной точки в центр пузырька произвести отсчет показания компаса и курсового угла при втором визировании и рассчитать угол сноса но указанным выше формулам.

Точность определения угла сноса данным способом 2—3°.

## 3. Определение угла сноса с использованием АРК

Автоматический радиокомпас (АРК.) — бортовое приемное устройство направленного действия, позволяющее определять направление на передающую радиостанцию. АРК совместно с наземными приводными и радиовещательными станциями образует угломерную систему самолетовождения.

При использовании радиокомпаса для самолетовождения экипажу необходимо знать следующие данные о приводных и радиовещательных станциях; место расположения (координаты); частоту работы и позывные; вид передачи; время работы и мощность.

Полёт от радиостанции в заданном направлении может быть выполнен в том случае, если она расположена на ЛЗП или её продолжении.

Контроль пути в полёте выполняют сравнением МПС с ЗМПУ.

В результате определяют боковое уклонение ВС от ЛЗП. Если МПС = ЗМПУ или отличается не более чем на 2°, то ВС находится на ЛЗП, если МПС больше ЗМПУ, то ВС находится правее ЛЗП, а если меньше — левее. Боковое уклонение и фактический угол сноса определяют по формулам:

БУ = МПС-ЗМПУ;

УСф = МПС-МК,

УСф = КУР -180°.

Магнитный пеленг

ВС МПС = МК+КУР±180°.

В практике МПС определяют по упрощенной формуле

МПС = МК±α,

где α = КУР— 180°. Знак «плюс» берется, если КУР>180°, знак «минус», если КУР<180°. При КУР=180° МПС = МК.

Пример. ЗМПУ=124°; МКР=135°; КУР=175°. Найти МПС, БУ и УСф. Решение. I. МПС = МК±α = 135°-5° = 130°.

2. БУ = МПС - ЗМПУ = 130° - 124° = + 6°.

3. УСф = КУР-180° = 175°- 180°= -5° или УСФ = МПС-МКР= 130°-135° = -5°.

Выполняя контроль пути по направлению с помощью АРК, следует учитывать, что радиопеленги определяют с погрешностями. Поэтому при равенстве МПС = ЗМПУ нельзя с полной уверенностью утверждать, что ВС находится на ЛЗП. В этом случае данное равенство всего лишь означает, что такое положение ВС наиболее вероятно, хотя в действительности оно может оказаться в стороне от ЛЗП.

При значительном уклонении ВС от ЛЗП, а также в случаях, когда необходимо строго следовать по ЛЗП, применяется полёт от радиостанции с выходом на ЛЗП.

Порядок выполнения полёта следующий:

точно проходят радиостанцию с МКр; через 5—15 мин полета отсчитывают КУР и рассчитывают

МПС = МК+КУР± 180°

или МПС = МК±α;

определяют сторону и значение бокового уклонения

БУ = МПС —ЗМПУ;

УСФ = КУР — 180°;

задаются углом выхода (20—90°), рассчитывают МКвых и выводят ВС на ЛЗП; МКи= ЗМПУ±УВЫХ (« + » при левом уклонении, «—» при правом уклонении) ; определяют момент выхода ВС на ЛЗП по КУРвых\= 180°±Увых (« -\- » при правом уклонении, « — » при левом уклонении); после выхода на ЛЗП устанавливают ВС на МК™ = МКР — ( ±БУ) или МКс-л = ЗМПУ — ( ±УСф); при полете по ЛЗП ведут контроль пути по направлению по КУРсп или МПСС.П: КУРст = 180° + (=ь УСФ); МПСС1 = = ЗМПУ.

ЗМПУ

МПС

Пример. ЗМПУ = 90°; МКр = 88°; КУР=188°; Увых = 30ۨ. Определить данные для выхода и полета по ЛЗП.

Решение I. Находим МПС = МК±α = 88° + 8° =96°; БУ=МПС-ЗМПУ 96°-90°= +6°; УСф = КУР-180ۨ=188ۨ-180ۨ = +8°.

2. Рассчитываем МКвых = ЗМПУ±Увых = 90ۨ-30ۨ = 60°; КУРвых = 180°±Увых= 180+ 30° = 210°

3 Находим МКсл = МКр-(±БУ)=88°-( + 6°) = 82°. КУРСЛ= 180° + (±УСф) 180° + ( + 8°)=188°.

## 4. Определение путевой скорости./W/

Путевую скорость в полёте можно определить одним из следующих способов:

-по времени пролета известного расстояния;

-по высоте полета и времени пробега визирной точкой известного вертикального угла;

-двухкратным пеленгованием боковой визирной точки;

-при помощи ветрочета по известному ветру;

-при помощи навигационной линейки по известному ветру.

Для определения путевой скорости по времени пролета известного расстояния необходимо отметить время пролета каких-либо двух ориентиров. Измерив по карте расстояние между ними, легко определить путевую скорость по формуле

W = S / t.

При определении путевой скорости по высоте полета и времени пробега визирной точкой известного вертикального угла пройденный самолетом путь за время визирования будет равен высоте полета или определенной ее части. Обычно берут либо угол, равный 45°, при котором пройденный самолетом путь (база) равен высоте полета, либо угол, равный 26°,5, при котором база равна половине высоты.

Зная истинную высоту полета, легко вычислить путевую скорость по формуле

W = H\*3600 / t,

где H — истинная высота полета в метрах;

t — время пролета базы в секундах.

Порядок определения путевой скорости по времени прохождения визирной точкой базы, равной половине высоты полета, с помощью счетного приспособления визира АБ-52 следующий:

ориентировать продольные линии сетки поля зрения визира по бегу земных ориентиров;

наблюдая через окуляр, определить по секундомеру время прохождения ориентиром базы визира;

на счетном приспособлении совместить деление, соответствующее найденному по секундомеру времени (в секундах), с делением, соответствующим истинной высоте полета в метрах, и против индекса “W км/час” прочесть путевую скорость.

Для определения путевой скорости двухкратным пеленгованием боковой визирной точки при курсовом угле 60° + УС с правого борта или 300° + УС с левого борта выбирают визирную точку на вертикальном угле не менее 60°. В момент прихода ее в центр пузырька пускают секундомер и останавливают его в момент вторичного прихода визирной точки на тот же вертикальный угол. Пройденное самолетом расстояние АВ будет равняться дистанции до ориентира в момент пуска или остановки секундомер. Дистанцию можно определить по высоте и вертикальному углу.

Зная пройденное самолетом расстояние между двумя визированиями боковой точки под равными вертикальными углами и время пролета его, легко на навигационной линейке определить путевую скорость. Данный способ применяется при полетах на большой высоте, ночью и при полетах над морем при видимости береговой черты.

В лётной практике необходимо уметь рассчитывать навигационные элементы в уме. Это позволяет не только быстро получать приближенные результаты, но и исключать грубые ошибки в инструментальных расчётах.

Путевую скорость можно подсчитать в уме следующими способами:

1.По расстоянию, пройденному за 1 минуту.

Пример. 5 = 88 км; / = 11 мин. Определить путевую скорость. Решение. Находим расстояние, пройденное ВС за 1 мин: =88: 11=8 км. Определяем путевую скорость: № = 8-60 = 480 км/ч.

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

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

Пример. 5 = 90 км; ( = 12 мии. Определить W.

Решение. 1. Находим, какую долю часа составляет пройденное время; 12 мин составляет 1/5 ч. 2. Определяем №=90-5 = 450 км/ч.

3. Учетом продольной составляющей ветра. В основу данного способа положено использование продольной составляющей ветра. Однако определить ее непосредственно экипаж не может. Но нетрудно найти боковую составляющую. Поэтому этот способ реализуется в тех случаях, когда на маршруте полета имеются изломы, близкие к 90°. Очевидно, что боковая составляющая, найденная перед ППМ, после разворота на 90° становится продольной и ею можно воспользоваться для определения W в данном направлении полета. Тогда W =V± Un. При этом влияние Un на W оценивают в зависимости от направления ее действия.

Пример. К„ = 420 км/ч; ЗМПУ, = 30°; УС= +5°; ЗМПУ2 = 120°. Определить W для ЗМПУо=120°.

Решение. 1. Находим коэффициент К= Кп/60 = 420/60 = 7.

2. Определяем боковую составляющую ветра: Uэ= К-УС = 7-5 = 35 км/ч.

3. Рассчитываем W. Из условий примера видно, что Uэ действует в левый борт ВС. Следовательно, при полете с ЗМПУ=120°С„ будет попутной. Поэтому W = V«+Uэ = 420 + 35 = 455 км/ч.

##

## 5. Определение ветра в полёте

Одним из основных метеорологических элементов, учитываемых в самолетовождении, является ветер. Он оказывает существенное влияние на ВС как в полете, так и при взлете и посадке. От направления и скорости ветра зависят безопасность взлета и посадки, длина разбега и пробега ВС, время полета по маршруту и расход топлива.

Для определения направления и скорости ветра в полёте необходимо:

1.Определить фактический путевой угол/ФМПУ/

2.Измерить угол сноса фактический/УСф/ и путевую скорость/W/

С целью вывода расчётных формул рассмотрим НТС.

Из приведённого рисунка следует:

1. δн=ФМПУ+/±α/ δ=ФМПУ+ /±α/ ±180ۨ

где α-угол заключённый между продолжением вектора /U/ и ЛФП.

2.Из точки /А/ НТС опустим перпендикуляр /h/ и получим два треугольника 1 и 2. 3.Из треугольника 1 имеем:

h=V×sinУСф

Из треугольника 2 имеем: tgα=h÷ΔU где ΔU=W-Vu→=Uэ-эквивалентный ветер. Uэ-это условный ветер, направление которого всегда совпадает с направлением ЛЗП и создаёт такую же путевую скорость как фактический ветер.

4.Перепишем полученное выражение в виде:

Vu×sinУСф÷ΔU×tgα или tgα÷Vu=sinУСф÷ΔU

5.Полученное уравнение решим с помощью НЛ-10

α-измеряется от 0ۨ до 90ۨ и имеет тот же знак что и УСф.

6.Скорость ветра определим из соотношений:

h=Vu×sinУСф и h=U×sinα отсюда: sinУСф÷U=sinα÷Vu

Это уравнение решим на НЛ-10.

7.Для определения метеорологического направления ветра используем формулу:

а) δ=ФМПУ+/±α/±180ۨ

эта формула используется при попутно-боковом ветре /W>Vu/

б) при встречно-боковом ветре /W<Vu/используется формула:

δ=ФМПУ-/±α/

Пример. Дано:ФМПУ=50, УСф=-6, W=200км/ч, Vu=180км/ч

Решение:1.определяем ΔU. ΔU=W-Vu=200-180=+20км/ч (знак + показывает на то ,что ветер попутно-боковой, /-/-встречно-боковой)

2. На НЛ-10 определяем α и U

3. δ=ФМПУ+/±α/±180ۨ ветер попутно-боковой δ=50ۨ+/-43ۨ/±180ۨ=187ۨ

**Заключение**

В курсовой работе были рассмотрены способы определения навигационных элементов в полёте. Мы смогли увидеть важность и необходимость реализации данной задачи для успешного и точного самолётовождения. Проследили зависимость угла сноса и путевой скорости от изменения скорости и направления ветра. В работе мы пришли к выводу, что в полёте, для точного и безопасного самолётовождения, необходимо строго выдерживать заданную траекторию полёта. В течении всего полёта знать текущее местоположение ВС. Осуществлять контроль, и при необходимости, исправление пути и в комплексе использовать все средства самолётовождения.

Гражданская авиация вступила в такой этап своего развития, который предъявляет особые требования к профессиональной подготовке авиационных специалистов, но какой бы совершенной не была техника, она даст отдачу только тогда, когда экипаж будет уметь грамотно и эффективно её эксплуатировать в полёте. А это невозможно сделать без знаний специальных дисциплин, в том числе без умения пилота вести расчёт навигационных элементов в полёте, чтобы знать и предвидеть развитие ситуации во «враждебной» для человека среде. Эти знания закладываются в лётных училищах и должны совершенствоваться на протяжении всей деятельности пилота и являться основой регулярности, экономической целесообразности и главное безопасности использования воздушного транспорта.

элемент навигация угол скорость снос

**Список используемой литературы**

1. Чёрный М.А., Кораблин В.И. Воздушная навигация, М., Транспорт, 1991 г.

2. Белкин А.М. Миронов Ю.И. Воздушная навигация: справочник, М., Транспорт, 1988 г.

3. ФАП РФ, 2009 г.

4. Конспект лекций по воздушной навигации