

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ УСТРОЙСТВА

§ 4.1. Краткие сведения из авиационной астрономии

Для решения задач практической астрономии требуется введение систем координат, в которых просто определялось бы положение светил. В связи с этим возникает необходимость более подробно рассмотреть небесную сферу.

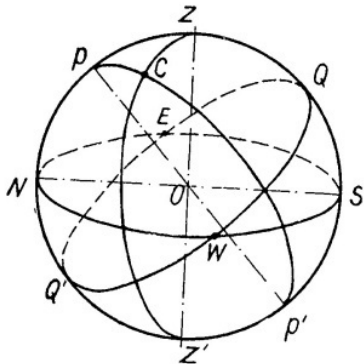


Рис. 4.1. Графическое изображение небесной сферы

Линия, в которой устанавливается свободно подвешенный отвес, называется отвесной линией. Точки пересечения отвесной линии с небесной сферой называются зенитом Z и надиром Z' . Зенит находится над головой наблюдателя, надир — диаметрально противоположно.

Точки пересечения оси вращения Земли с небесной сферой — полюсы мира. Северный полюс мира P и Южный полюс мира P' лежат на линии, называемой осью мира. Если центр небесной сферы совпадает с центром Земли, то ось мира совпадает с осью вращения Земли, а если он совпадает с глазом наблюдателя, то ось мира параллельна оси вращения Земли. Вокруг оси мира вращается небесная сфера. Видимое суточное вращение небесной сферы

с востока на запад является отражением действительного суточного вращения Земли вокруг своей оси.

Плоскость, перпендикулярная отвесной линии и проходящая через центр сферы, называется плоскостью истинного горизонта. Пересечение этой плоскости со сферой образует на сфере большой круг $NESW$, который называют истинным горизонтом наблюдателя.

Большой круг, по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной оси мира, с небесной сферой $QEQ'W$, является небесным экватором.

Большой круг небесной сферы, проходящий через полюсы мира, зенит и надир $PZP'Z'$, называется небесным меридианом или меридианом наблюдателя.

Небесный меридиан пересекается с истинным горизонтом в двух точках: точке севера N , ближайшей к Северному полюсу мира, и точке юга S , ближайшей к Южному полюсу мира. Линия NS называется полуденной линией. При пересечении небесного экватора с истинным горизонтом образуются точка востока E и точка запада W .

Большой круг небесной сферы PCP' , проходящий через полюсы мира и светило, называют кругом склонения, а большой круг ZCZ' , проходящий через зенит, светило и надир, — вертикалом светила.

Положение светил и летательных аппаратов на небесной сфере характеризуется сферическими координатами.

В любой системе сферических координат положение точки на сфере определяется относительно двух взаимно перпендикулярных больших кругов.

Наибольшее распространение в авиационной астрономии нашли экваториальная и горизонтальная системы координат.

Различают две экваториальные системы координат.

В первой экваториальной системе координат положение точки на небесной сфере определяется с помощью местного часового угла t и склонения δ (рис. 4.2).

Местный часовой угол t — двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила. Отсчет местного часового угла ведется от точки Q экватора на запад в направлении видимого суточного вращения небесной сферы от 0 до 360° или от 0 до 180° к востоку и западу.

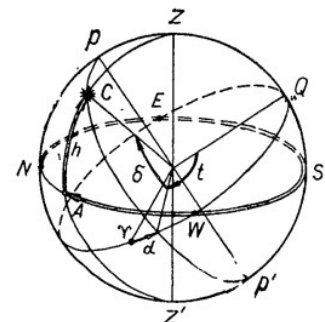


Рис. 4.2. Экваториальная и горизонтальная системы координат

Склонение светила δ — угол между плоскостью небесного экватора и направлением из центра небесной сферы на светило. Склонение может принимать значения от 0 до $+90^\circ$ в северной полусфере и от 0 до -90° в южной.

Во второй экваториальной системе координат положение точки на небесной сфере определяется с помощью склонения δ и прямого восхождения α .

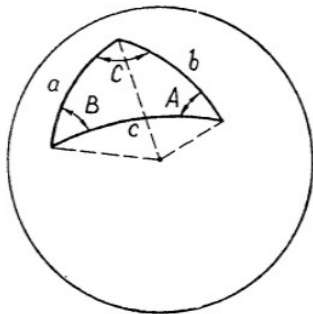


Рис. 4.3. Сферический треугольник

Правое восхождение α светила — двугранный угол между плоскостью круга склонения точки весеннего равноденствия γ (знак созвездия Овна) и плоскостью круга склонения светила. Положение точки весеннего равноденствия определяется моментом перехода центра Солнца через небесный экватор из Южного полушария в Северное (21 марта каждого года). Правое восхождение отсчитывается от точки весеннего равноденствия навстречу суточному вращению небесной сферы от 0 до 360° .

Точка весеннего равноденствия вращается с небесной сферой. Правое восхождение светила при вращении небесной сферы не изменяется.

В горизонтальной системе координат положение точки на небесной сфере определяется с помощью азимута A и высоты светила h .

Азимут светила A называется углом между плоскостью небесного меридиана и плоскостью вертикала светила. Он отсчитывается от точки севера по часовой стрелке на восток от 0 до 360° .

Высота светила h — угол между плоскостью истинного горизонта и направлением на светило из центра небесной сферы. Высота может принимать значения от 0 до $+90^\circ$ в надгоризонтной полусфере и от 0 до -90° в подгоризонтной.

Экваториальные и горизонтальная системы координат по-разному связаны с местом наблюдателя и суточным вращением небесной сферы.

Координаты светила во второй экваториальной системе координат не зависят ни от суточного вращения небесной сферы, ни от местоположения наблюдателя, поэтому она используется для составления звездных карт.

Координаты светила в горизонтальной системе координат зависят как от суточного вращения небесной сферы, так и от местоположения наблюдателя. Это позволяет широко применять эту систему координат для нахождения координат места наблюдателя, используя измерение координат светил.

Первая экваториальная система координат занимает промежуточное положение между второй экваториальной и горизонтальной системами координат: одна координата (склонение светила δ) является независимой, а вторая (местный часовой угол светила t) зависит и от местоположения наблюдателя, и от вращения небесной сферы. Первая экваториальная система координат находит широкое применение при определении курса и координат места наблюдателя с помощью моделирования.

На практике задачи часто решаются с использованием одновременно двух и более систем координат, поэтому необходимо иметь формулы пересчета координат светил из одной системы в другую. Эти формулы получают на основании формул сферической тригонометрии, связывающих длины сторон и величины углов сферического треугольника.

Обозначим стороны сферического треугольника (рис. 4.3) и их длины буквами a, b, c , углы и их величины — буквами A, B, C . Из треугольника получаются следующие соотношения:

— формула синусов

$$\frac{\sin a}{\sin A} = \frac{\sin b}{\sin B} = \frac{\sin c}{\sin C}; \quad (4.1)$$

— формулы косинусов:

$$\cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos A; \quad (4.2)$$

$$\cos A = -\cos B \cos C + \sin B \sin C \cos a; \quad (4.3)$$

— формулы пяти элементов:

$$\sin a \cos B = \cos b \sin c - \sin b \cos c \cos A; \quad (4.4)$$

$$\sin a \cos C = \cos c \sin b - \sin c \cos b \cos A; \quad (4.5)$$

— формула четырех рядом лежащих элементов

$$\operatorname{ctg} A \sin B = \operatorname{ctg} a \sin c - \cos B \cos c. \quad (4.6)$$

Для установления связи экваториальных координат светила (летательного аппарата) с горизонтальными координатами воспользуемся полярным, или параллактическим, треугольником. Этот сферический треугольник образован дугами больших кругов: меридиана наблюдателя, круга склонения и вертикала светила, заключенными между его вершинами — Северным полюсом мира P , зенитом Z и местом светила C (см. рис. 4.2 и рис. 4.4). Нетрудно показать, что высота полюса мира P над горизонтом равна широте места наблюдателя φ , вследствие чего дуга PZ дополняет широту места до 90° . Угол q называют параллактическим углом. Он образован дугами круга склонения и вертикала светила.

Применительно к полярному треугольнику формула косинусов имеет вид

$$\cos(90^\circ - h) = \cos(90^\circ - \varphi) \cos(90^\circ - \delta) + \sin(90^\circ - \varphi) \sin(90^\circ - \delta) \cos t \quad (4.7)$$

или

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t. \quad (4.8)$$

Воспользовавшись другими формулами сферической тригонометрии, получим:

$$\cos h \sin A = -\cos \delta \sin t; \quad (4.9)$$

$$\cos h \cos A = \cos \varphi \sin \delta - \sin \varphi \cos \delta \cos t. \quad (4.10)$$

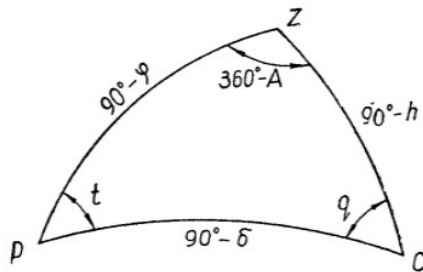


Рис. 4.4. Полярный, или параллактический, треугольник

Формулы (4.6)–(4.8) позволяют перейти от экваториальных координат к горизонтальным. Обратный переход может быть сделан по формулам:

$$\cos \delta \sin t = -\sin A \cos h; \quad (4.11)$$

$$\cos \delta \cos t = \sin h \cos \varphi - \cos h \cos \varphi \cos A; \quad (4.12)$$

$$\sin \delta = \sin \varphi \sin h + \cos \varphi \cos h \cos A. \quad (4.13)$$

Необходимо отметить, что эти формулы связывают горизонтальную систему координат как с первой, так и со второй экваториальной системой координат. Во втором случае необходимо координату t заменить на $S - \alpha$, где S — звездное время.

На рис. 4.5 показана небесная сфера со стороны Северного полюса мира P . Звездное время S определяется дугой, заключенной между точкой Q пересечения небесного экватора с небесным меридианом и точкой весеннего равноденствия. Оно отсчитывается от южной точки небесного экватора Q к западу и равно сумме часового угла t и прямого восхождения светила α :

$$S = t + \alpha. \quad (4.14)$$

Если PG представляет собой Гринвичский меридиан, то звездное время Гринвичского меридиана S_{rp} — дуга, заключенная между точкой G пересечения Гринвичского меридиана с небесным экватором и точкой весеннего равноденствия.

Дуга небесного экватора между Гринвичским меридианом PG и кругом склонения светила PC определяет гринвичский часовой угол светила t_{rp} , тогда

$$S_{rp} = t_{rp} + \alpha. \quad (4.15)$$

Учитывая, что разность часовых углов светила на каком-либо меридиане и Гринвичском меридиане равна долготы места λ , т. е.

$$t - t_{rp} = \pm \lambda, \quad (4.16)$$

получим

$$t = t_{rp} \pm \lambda. \quad (4.17)$$

Здесь знак «+» для восточной долготы, а «-» для западной.

Из выражений (4.14), (4.15), (4.17) находим:

$$S - S_{rp} = \pm \lambda; \quad (4.18)$$

$$t = S_{rp} - \alpha \pm \lambda. \quad (4.19)$$

Определение времени в астрономии связывают с вращением Земли вокруг своей оси, что дает естественную единицу измерения времени — сутки. Движение Земли вокруг Солнца определяет вторую единицу измерения — год.

Промежутки времени между двумя последовательными одноименными кульминациями некоторой точки небесной сферы называют сутками. Если этой точкой является точка весеннего равноденствия, то сутки звездные, если центр Солнца — сутки истинные солнечные.

Истинные солнечные сутки длиннее звездных примерно на 4 мин из-за смещения Солнца к востоку по эклиптике (большому кругу, по которому происходит видимое годовое движение Солнца среди звезд) почти на 1° , т. е. из-за отставания Солнца от точного вращения небесной сферы. Отсюда понятно, что начало звездных суток в течение года приходится на различное время дня и ночи.

Истинные солнечные сутки имеют другое неудобство: они непостоянны из-за движения Земли вокруг Солнца по эллиптической орбите. Самые длинные сутки в декабре на 51 с дольше самых коротких в сентябре. Но людям удобнее жить и работать по солнечному времени, а не по звездному.

Изменение продолжительности истинных суток заставило ввести понятие средних солнечных суток. Под последними понимают промежутки времени между двумя последовательными верхними кульминациями среднего Солнца — воображаемой точки на небесной сфере, которая движется равномерно по небесному экватору в том же направлении, в котором истинное Солнце дви-

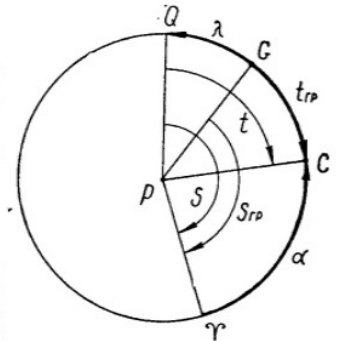


Рис. 4.5. Небесная сфера со стороны Северного полюса мира

жета по эклиптике, и совершает годичный оборот за то же время, что и истинное Солнце. Началом средних солнечных суток является момент верхней кульминации среднего Солнца, т. е. полдень.

Каждому меридиану соответствует свое местное время. Оно может быть и звездным, и солнечным. Местное гражданское время T является средним солнечным временем, но отсчитываемым от полуночи.

Гринвичское (всемирное) время $T_{гр}$ — гражданское время на меридиане Гринвича. С местным временем оно связано зависимостью

$$T = T_{гр} \pm \lambda. \quad (4.20)$$

При переводе единиц времени в единицы дуги учитывают, что 1 час соответствует 15° , 1 минута — $15'$, 1 секунда — $15''$.

Неудобство пользования местным временем привело к появлению поясного времени T_n . Весь земной шар разбили по меридианам на 24 пояса с нумерацией (N) от 0 до 23 в сторону востока. Средние меридианы соседних поясов отстоят друг от друга на 15° , что соответствует 1 часу времени. Средним меридианом нулевого часового пояса является Гринвичский меридиан.

На территории Советского Союза введено декретное время T_d , согласно которому часы переведены на один час вперед относительно поясного времени, т. е.

$$T_d = T_n + 1. \quad (4.21)$$

Для перехода к гражданскому времени на меридиане Гринвича $T_{гр}$ по часам определяют декретное время T_d и используют формулу

$$T_{гр} = T_n - N = T_d - N - 1. \quad (4.22)$$

Величина $T_{гр}$ является входной для таблиц Авиационного астрономического ежегодника (ААЕ). По ней и дате дня измерений в таблицах можно найти звездное время Гринвичского меридиана $S_{гр}$, а для Солнца и планет гринвичский часовой угол $t_{гр}$ и склонение δ .

§ 4.2. Методы и алгоритмы астроориентирования

Астроориентирование предусматривает определение места самолета и параметров его движения относительно известного места навигационного ориентира, в качестве которого используются небесные светила.

Измерение геометрических параметров места навигационного ориентира (ориентиров) позволяет определить истинный (ортодромический) курс и место самолета.

В настоящее время астрономические средства воздушной навигации можно разделить на три группы:

— курсовые приборы, служащие для определения истинного (ортодромического) курса;

— угломерные приборы, или секстанты, позволяющие определить линию положения самолета и его место;

— астроориентаторы, автоматически решающие задачу определения курса и места самолета.

Принцип измерения истинного курса самолета астрономическим компасом основан на пеленгации полюса мира, т. е. на определении опорного меридиана, от северного направления которого измеряется курс самолета.

Понятно, что осуществить прямую пеленгацию полюса мира нельзя, поэтому ее выполняют косвенно. С этой целью производится пеленгация светила, по известному азимуту которого и положению его относительно продольной оси самолета, т. е. курсовому углу светила β , определяется истинный курс самолета (рис. 4.6):

$$\psi = A - \beta. \quad (4.23)$$

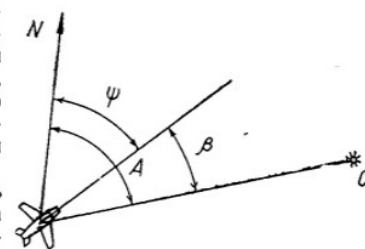


Рис. 4.6. Определение истинного курса самолета по курсовому углу светила

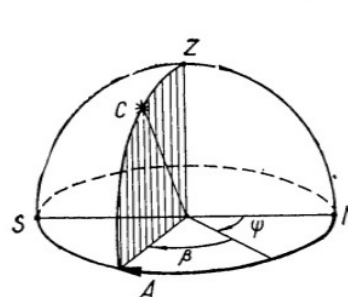


Рис. 4.7. Горизонтальная система небесных координат, моделируемая горизонтальными астрокомпасами

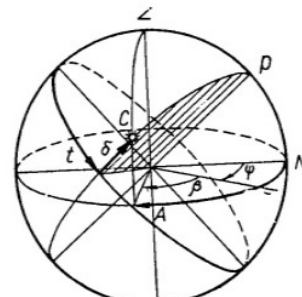


Рис. 4.8. Элементы небесной сферы, моделируемые в экваториальных астрокомпасах

Пеленгация светила осуществляется совмещением направления на него с плоскостью вертикала или круга склонения, которые моделируются в приборе (рис. 4.7 и 4.8). В зависимости от выбранной плоскости различают горизонтальные и экваториальные астрономические компасы. И те и другие представляют собой модель небесной сферы, с помощью которой решается параллактический треугольник.

Истинный горизонт прибора моделируется с помощью жидкостных уровней вручную или автоматически.

Экваториальные астрокомпасы в отличие от горизонтальных называют моделирующими, так как они более полно воспроизводят небесную сферу. На рис. 4.8 показаны элементы небесной сферы, которые моделируются в приборе. Экваториальные координаты светила δ и t и географические координаты места самолета φ и λ (на рис. 4.8 не обозначены) вводятся в астрокомпас.

При пеленгации светила плоскостью круга склонений приборный меридиан наблюдателя совпадает с фактическим и автоматически решается уравнение (4.23).

К экваториальным астрокомпасам относятся астрокомпасы АК-53П, АК-59П, ДАК-Б. Первые два являются оптико-механическими приборами, не требующими электропитания и относящимися к резервным средствам определения истинного курса. Истинный курс читается непосредственно на плоскости истинного горизонта прибора. В дистанционном астрокомпасе ДАК-Б истинный курс передается на дистанционный указатель.

Горизонтальные астрокомпасы моделируют горизонтальную систему небесных координат (см. рис. 4.7). В приборе измеряется только курсовой угол светила β , а азимут A вычисляется по известным координатам объекта φ , λ и светила δ , t . На дистанционный указатель курса поступает разность по соотношению (4.23).

Азимут может быть найден аналитически или моделированием небесной сферы.

Формула для аналитического расчета азимута получается в результате деления формулы (4.9) на формулу (4.10):

$$\operatorname{ctg} A = \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t - \sin \varphi \operatorname{ctg} t, \quad (4.24)$$

где $t = t_p \pm \lambda$.

Для получения азимута путем моделирования небесной сферы применяется пространственный механизм — сферант. Он строит основные дуги, направления и углы параллактического треугольника.

Изменение гринвичского часового угла t_p с течением времени во всех астрокомпасах моделируется с помощью часового механизма.

Для определения истинного курса в вычислитель азимута необходимо вводить текущие значения φ и λ , что затрудняет работу штурмана. Если астрокомпас применяют для выдерживания заданного направления полета, то в вычислитель вводят координаты φ и λ средней точки ортодромического этапа маршрута. При этом линия пути самолета отклоняется от ортодромии на величину, зависящую от длины этапа и высоты светила.

В астрокомпасах ДАК-ДБ-5, ДАК-ДБ-5В этот недостаток устраняется при полете по ортодромии с использованием путевого корректора. В полете имитируются условия измерения курса в исходном пункте маршрута (ИПМ). Для этого ось визирной си-

стемы датчика курсовых углов наклоняют в плоскости симметрии самолета назад (к хвосту) на угол

$$\varepsilon = \frac{S}{R}, \quad (4.25)$$

где S — пройденный путь по ортодромии;

R — радиус Земли.

Для простоты рассуждений будем считать, что в течение всего полета продольная ось самолета находится в плоскости ортодромии. Тогда вместо A вычисляется угол A_0 , равный азимуту светила в тот же момент времени в исходном пункте маршрута, а вместо β измеряется угол β_0 , равный курсовому углу светила для самолета, находящегося в данный момент в ИПМ.

Таким образом, в полете по ортодромии показания

$$\varphi_0 = A_0 - \beta_0 \quad (4.26)$$

такого астрокомпаса будут оставаться постоянными и равными в данном случае начальному путевому углу ортодромии (НПУО). Тогда условие полета по ортодромии без учета ветра будет

$$\varphi_0 = \text{НПУО}. \quad (4.27)$$

Местонахождение небесных светил относительно земных систем отсчета (δ и t_p) известно. Наблюдая небесные светила с поверхности Земли, мы имеем возможность измерить некоторые угловые параметры, характеризующие взаимное расположение наблюдателя и светила. Поэтому небесные светила могут служить ориентирами для определения координат места самолета с помощью астрономических средств воздушной навигации.

В общем случае существует геометрическое место точек нахождения летательного аппарата, называемое поверхностью положения, для которого в данный момент измеряемый параметр постоянен. Точка пересечения трех поверхностей положения, определенных в один и тот же момент времени, является местом самолета, характеризуемым тремя координатами.

Пересечение двух поверхностей положения дает линию положения самолета. В самолетовождении используют не поверхности положения, а линии положения самолета.

Под линией положения самолета будем понимать геометрическое место точек вероятного местонахождения самолета на поверхности Земли, характеризующегося постоянством измеренного параметра.

При определении двух координат самолета φ и λ с помощью астросредств из-за сравнительно малой величины высоты полета считают равной нулю. Место самолета в системе координат φ и λ определяется как точка пересечения двух линий положения его.

Итак, для определения координат места самолета на земной поверхности необходимо знать две линии положения. Это значит, что необходимо измерять минимум два параметра светил.

В зависимости от выбранных параметров различают несколько методов определения координат места самолета:

- азимутальный метод (измеряются азимуты двух светил);
- высотно-азимутальный (измеряются высота и азимут одного светила);
- разностно-высотный и разностно-азимутальный (измеряются разность высот двух светил и разность азимутов двух светил) и т. д.

ность определения местонахождения устраняется благодаря тому, что экипаж с точностью до 200—300 км всегда знает, где он находится. Можно воспользоваться счислением пути или прокладкой третьей линии положения.

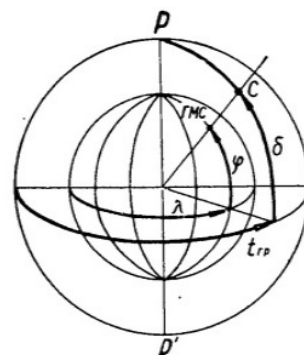


Рис. 4.10. Связь географических координат геоцентрического места светила с экваториальными координатами светила

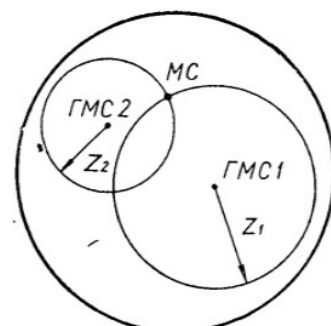


Рис. 4.11. Определение места самолета с помощью кругов равных высот

По таблицам высот и азимутов Солнца, Луны и планет (ТВА) или таблицам высот и азимутов звезд (ТВАЗ) для точки приближительного местоположения M с координатами φ и λ и момента времени наблюдений $T_{\text{гр}}$ определяются азимуты A и вычисленные высоты h_a двух светил.

Если наблюдатель в этот момент времени не находится в точке M , то измеренные высоты h_{n1} и h_{n2} светил отличаются от вычисленных на величины:

$$\Delta h_1 = h_{u1} - h_{s1}; \quad (4.29)$$

$$\Delta h_2 = h_{u2} - h_{g2}, \quad (4.30)$$

Они дают круги равных высот (рис. 4.12), пересекающиеся в точке F , где находится наблюдатель.

Итак, нанеся на карту точку M и используя значения A_1 , A_2 и Δh_1 , Δh_2 , штурман находит точки K и L . Далее, заменяя круги равных высот h_{n1} и h_{n2} касательными, находит точку P пересечения их, которая и считается с точностью до методической погрешности местом нахождения наблюдателя F .

Аналитический метод высот двух светил позволяет определить место самолета путем решения системы из двух уравнений (4.8). Каждое из уравнений получено на основе параллактического тре-

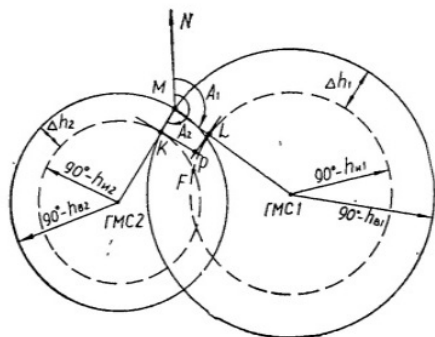


Рис. 4.12. Определение координат места самолета графоаналитическим методом высот двух светил

угольника, выражая зависимость высоты светила от его экваториальных координат и географических координат места самолета:

$$\begin{cases} \sin h_1 = \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos (t_{rp} \pm \lambda); \\ \sin h_2 = \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos (t_{rp} \pm \lambda). \end{cases} \quad (4.31)$$

Решая систему уравнений (4.31), по известным значениям h , δ , t_{rp} получим значения координат места самолета φ и λ . Величины высот двух светил h_1 и h_2 измеряются с помощью секстантов в момент времени, для которого из ААЕ взяты δ и t_{rp} . Решение системы уравнений (4.31) на борту самолета возможно только с помощью счетно-решающих устройств, при этом большое внимание уделяется точности измерения высот светил.

Найдем ошибки в определении φ и λ в зависимости от ошибок в определении h_1 и h_2 .

Дифференцирование уравнения (4.31) дает

$$\cos h dh = \cos \varphi d\varphi \sin \delta - \sin \varphi d\varphi \cos \delta \cos t - \cos \varphi \cos \delta \sin t d\lambda. \quad (4.32)$$

Подставив в это уравнение формулы (4.9) и (4.10), получим

$$\cos h dh = \cos h \cos A d\varphi + \cos \varphi d\lambda \sin A \cos h \quad (4.33)$$

или в конечных приращениях

$$\Delta h = \cos A \Delta \varphi + \sin A \cos \varphi \Delta \lambda. \quad (4.34)$$

Для двух светил это уравнение дает систему уравнений:

$$\begin{cases} \Delta h_1 = \cos A_1 \Delta \varphi + \sin A_1 \cos \varphi \Delta \lambda; \\ \Delta h_2 = \cos A_2 \Delta \varphi + \sin A_2 \cos \varphi \Delta \lambda, \end{cases} \quad (4.35)$$

где $\cos \varphi \Delta \lambda$ — линейная мера $\Delta \lambda$ на данной параллели.

Если главный определитель этой системы

$$\Delta = \begin{vmatrix} \cos A_1 \sin A_1 \\ \cos A_2 \sin A_2 \end{vmatrix} = \cos A_1 \sin A_2 - \sin A_1 \cos A_2 = \sin (A_2 - A_1), \quad (4.36)$$

а частные определители:

$$\Delta_\varphi = \begin{vmatrix} \Delta h_1 \sin A_1 \\ \Delta h_2 \sin A_2 \end{vmatrix} = \sin A_2 \Delta h_1 - \sin A_1 \Delta h_2; \quad (4.37)$$

$$\Delta_\lambda = \begin{vmatrix} \cos A_1 \Delta h_1 \\ \cos A_2 \Delta h_2 \end{vmatrix} = \cos A_1 \Delta h_2 - \cos A_2 \Delta h_1, \quad (4.38)$$

то

$$\Delta \varphi = \frac{\sin A_2 \Delta h_1 - \sin A_1 \Delta h_2}{\sin (A_2 - A_1)}; \quad (4.39)$$

$$\Delta \lambda \cos \varphi = \frac{\cos A_1 \Delta h_2 - \cos A_2 \Delta h_1}{\sin (A_2 - A_1)}. \quad (4.40)$$

Как видно из выражений (4.39) и (4.40), на точность определения координат места положения самолета значительно влияет разность азимутов двух светил. При $(A_2 - A_1) \rightarrow 0$ погрешности неограниченно возрастают. Поэтому для навигации стараются выбирать такие светила, разность азимутов которых близка к 90° .

Среди других методов астрономического определения координат места самолета заслуживает внимания высотно-азимутальный метод, так как он позволяет определить место самолета по одному светилу, что очень важно при полете днем. Азимут светила получают измерением истинного курса самолета и курсового угла светила с последующим суммированием их:

$$A = \psi + \beta. \quad (4.41)$$

Место самолета определяют как точку пересечения круга равных высот с линией равных азимутов. Часть линии равных азимутов изображена на рис. 4.13 в виде отрезка LM . Для аналитического решения задачи определения координат места самолета могут быть использованы уравнения:

$$\begin{cases} \operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} t - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t; \\ \sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t. \end{cases} \quad (4.42)$$

В настоящее время в авиации для определения высоты светила применяются неавтоматические интегрирующий авиационный секстант (ИАС-1) и перископический секстант (СП-1). Измере-

ние высоты светила осуществляется оптическим пеленгаторным устройством относительно маятниковой вертикали (пузырькового уровня) или видимого горизонта путем совмещения изображений.

Пеленгация может осуществляться автоматически с помощью фотоэлектрических следящих систем, например, как в звездно-солнечном ориентаторе БЦ-63.

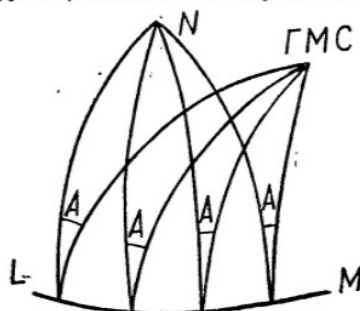


Рис. 4.13. Линия равных азимутов

§ 4.3. Принцип действия экваториальных астроориентаторов

Как уже отмечалось, астроориентаторы относятся к приборам, автоматически решающим задачу определения курса

и места самолета. По принципу устройства они делятся на экваториальные и горизонтальные астроориентаторы.

Рассмотрим принцип действия и особенности построения экваториальных астроориентаторов.

Принцип действия экваториальных астроориентаторов основан на геометрическом моделировании небесной сферы и сравнении этой модели с фактическим положением небесных светил. При этом на сферанте моделируются круги, линии небесной сферы и параллактический треугольник, вершинами которого являются полюс мира и места двух светил (рис. 4.14).

Совмещение кругов и линий модели с одноименными кругами и линиями реальной небесной сферы позволяет получить курс и координаты места самолета.

Привязка модели к реальной небесной сфере осуществляется с помощью трех направлений: двух направлений на небесные светила и вертикали места.

Направления на небесные светила определяются с помощью телескопов, работающих в режиме слежения за светилами. В ка-

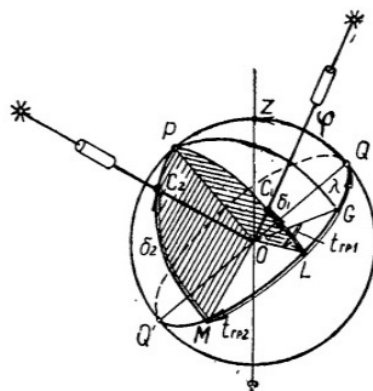


Рис. 4.14. Геометрическое моделирование небесной сферы

честве вертикали места может быть использована любая приборная вертикаль, имеющаяся на борту самолета. Ее необходимо повторить на модели, совместив с направлением OZ.

Пусть отрезок OP моделирует ось мира. Он перпендикулярен плоскости небесного экватора. Большой круг PQQ' моделирует небесный меридиан, или меридиан наблюдателя. PG будем считать Гринвичским меридианом, тогда дуга GQ — долгота места наблюдателя.

Если C₁L и C₂M — круги склонений двух светил, то GL — гринвичский часовой угол первого светила t_{гр1}, а GM — гринвичский часовой угол второго светила t_{гр2}. Таким образом, на модели круги склонений светил с плоскостью Гринвичского меридиана составляют углы t_{гр1} и t_{гр2}.

Величины этих углов определяются с помощью ААЕ и формул:

$$\begin{cases} t_{гр1} = S_{гр} - \alpha_1; \\ t_{гр2} = S_{гр} - \alpha_2. \end{cases} \quad (4.43)$$

Прямые восхождения светил α_1 , α_2 и звездное время Гринвичского меридиана $S_{гр}$ определяются из ААЕ по гражданскому времени на меридиане Гринвича $T_{гр}$, а величину $T_{гр}$ находят по формуле (4.22).

В плоскостях кругов склонений от небесного экватора откладываются склонения светил δ_1 и δ_2 , взятые из ААЕ. Таким образом, оси телескопов устанавливаются так, что они проходят через центр O модели небесной сферы и моделируемые точки мест светил C₁ и C₂.

В процессе настройки всю эту жесткую конструкцию устанавливают в пространстве определенным образом. С помощью уровня или другой бортовой приборной вертикали совмещают направления на зенит с линией отвеса. Кроме того, вращают конструкцию вокруг оси мира и оси восток — запад до тех пор, пока телескопы не будут направлены на светила. После этого телескопы осуществляют автоматическое слежение за светилами.

Итак, совместив все круги и линии модели с аналогичными кругами и линиями реальной небесной сферы, можем отсчитать широту и долготу места самолета, а также его курс.

Точка Z на сферанте моделирует положение самолета на земной поверхности. Следовательно, широта места самолета φ равна дуге QZ, а долгота λ — дуге GQ. Так как PZQ — меридиан наблюдателя, то направление от точки Z к точке P соответствует направлению на север и относительно него можно измерять истинный курс самолета.

При неизменных величинах φ и λ направления на светила с течением времени будут изменяться вследствие вращения Земли вокруг оси OP. При этом величины склонений δ_1 и δ_2 остаются

постоянными, а изменяются гринвичские часовые углы светил $t_{гр1}$ и $t_{гр2}$. Они могут быть выражены в виде:

$$t_{гр1} = S_{0гр} + \Delta S_{гр} - \alpha_1; \quad (4.44)$$

$$t_{гр2} = S_{0гр} + \Delta S_{гр} - \alpha_2, \quad (4.45)$$

где $S_{0гр}$ — гринвичское звездное время в рассчитанный момент; $\Delta S_{гр}$ — величина, на которую увеличивается гринвичское звездное время после рассчитанного момента.

Величина $\Delta S_{гр}$ изменяет гринвичские часовые углы светил $t_{гр1}$ и $t_{гр2}$ на один и тот же угол. Поэтому круги склонений светил PM и PL должны вращаться вокруг оси мира с одной и той же угловой скоростью, сохраняя между собой угол, равный $\alpha_1 - \alpha_2$.

Угловая скорость вращения кругов склонений модели должна быть равна по величине и обратна по направлению угловой скорости вращения Земли.

Вращение кругов склонений светил осуществляется с помощью хронометра и начинается в рассчитанный момент, т. е. хронометр моделирует величину $\Delta S_{гр}$. Измеряемые широта φ и долгота λ остаются неизменными, несмотря на изменение времени наблюдения.

При полете самолета меридиан наблюдателя и небесный экватор меняют свое положение. Постоянное совмещение кругов и линий модели с кругами и линиями реальной небесной сферы с помощью автоматического слежения за светилами и отслеживаемой вертикали дает возможность получать изменяющиеся координаты самолета φ и λ в любой момент времени в процессе полета.

На рис. 4.15 показана возможная кинематическая схема экваториального астроориентатора.

Вертикаль места строится с помощью гироскопической платформы 7, которая имеет маятниковую коррекцию. Одновременно гироскопическая платформа является стабилизированной площадкой, поэтому угловое положение самолета в пространстве не влияет на положение телескопов, находящихся на ней. Три двигателя осуществляют силовую разгрузку гироскопа по трем осям подвеса. Вместо маятниковой вертикали может быть использована инерциальная вертикаль.

Телескопы 1 и 3 установлены в кардановых подвесах так, чтобы их оптические оси были направлены под углами $90^\circ - \delta_1$ и $90^\circ - \delta_2$ к осям 2 и 4. Оси 2 и 4 параллельны оси 6, которая моделирует ось мира. Площадка 5 моделирует плоскость небесного экватора. Телескопы 1 и 3 связаны с площадкой 5 с помощью осей 2 и 4. Каждая из осей является выходным валом двигателя, поэтому телескопы могут быть развернуты с помощью двигателей относительно площадки на углы:

$$t_{0гр1} = S_{0гр1} - \alpha_1; \quad (4.46)$$

$$t_{0гр2} = S_{0гр2} - \alpha_2, \quad (4.47)$$

где $t_{0гр1}$, $t_{0гр2}$ — гринвичские часовые углы светил в рассчитанный момент.

Линия $O'G_0$ в плоскости площадки 5, проходящая через оси 2 и 4, моделирует проекцию Гринвичского меридиана на плоскость небесного экватора в рассчитанный момент (см. линия OG ,

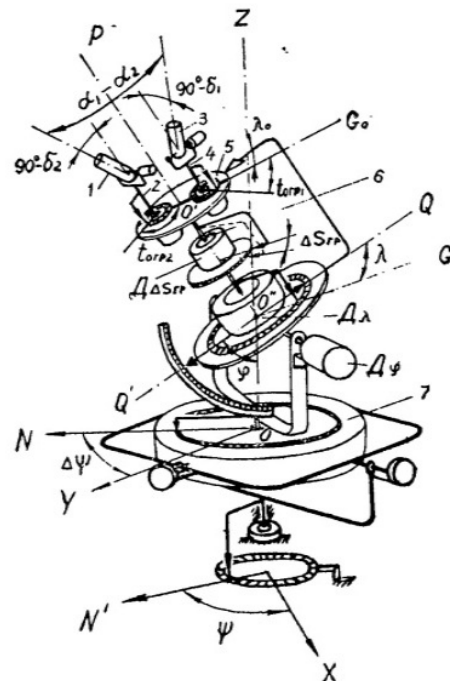


Рис. 4.15. Возможная кинематическая схема экваториального астроориентатора

рис. 4.14). От нее в направлении видимого суточного вращения небесной сферы отсчитывается гринвичский часовой угол светил $t_{гр}$. Такую же роль выполняет линия $O''G$.

Ось 6 (см. рис. 4.15) и вертикаль места OZ лежат в плоскости, которая моделирует меридиан наблюдателя. Угол между этой плоскостью и линией $O'G_0$ равен долготе места самолета λ_0 в рассчитанный момент. Поворот платформы 5 на угол λ_0 от плоскости небесного меридиана осуществляется двигателем D_λ .

Отклонение модели оси мира 6 от вертикали OZ на угол $90^\circ - \varphi$ осуществляется с помощью двигателя D_φ .

Для момента времени, когда начнутся измерения широты и долготы места, по ААЕ определяются величины $t_{0гр1}$, $t_{0гр2}$, δ_{01} , δ_{02} .

Реализуются эти величины, как и другие угловые величины в этой схеме, с помощью двигателей, являющихся частью следящих систем. Обычно применяются шаговые двигатели, управляемые электрическими импульсами.

Одновременным вращением телескопов с помощью двигателей D_λ и D_φ добиваются совпадения осей телескопов с направлениями на светила. Фотоследящие системы далее осуществляют автоматическое слежение за светилами. Обработка сигналов рассогласования осуществляется с помощью двигателей D_λ и D_φ .

В рассчитанный момент времени широта и долгота места самолета, показываемые прибором, будут соответствовать истинным широте φ_0 и долготе λ_0 . В этот момент необходимо пустить в ход хронометр (двигатель $D_{\text{хр}}$), так как гринвичский часовой угол светил определяется по формулам (4.44), (4.45) и необходимо моделировать величину $\Delta S_{\text{гр}}$.

Таким образом, телескопы дополнительно разворачиваются с угловой скоростью, равной угловой скорости вращения Земли, и гринвичские часовые углы светил моделируются как переменная величина, определяемая формулами (4.44) и (4.45).

В рассчитанный момент углы λ и λ_0 , показанные на рис. 4.15, равны. После этого момента долготу необходимо отсчитывать только по шкале λ , так как линия $O'G_0$ перестала быть моделью проекции Гринвичского меридиана на плоскость небесного экватора.

С течением времени величины φ и λ остаются постоянными (самолет стоит на стоянке). Телескопы автоматически разворачиваются за светилами с помощью хронометра, компенсируя таким образом вращение Земли, вследствие чего сигналы рассогласования на двигатели D_φ и D_λ не поступают.

Если широта и долгота места самолета изменяются, то это вызывает отклонение осей телескопов от направления на светила, появление сигналов рассогласования и устранение их с помощью двигателей D_φ и D_λ . При этом линия QQ' устанавливается в плоскости меридиана наблюдателя, а следовательно, и в плоскости географического меридиана. От направления ON отсчитывается истинный курс самолета ψ .

При изменении долготы в процессе полета между осью OY гиросвертикали и северным направлением меридиана ON образуется угол $\Delta\varphi$. С помощью следящей системы ось OY постоянно совмещается с ON путем подачи сигнала, пропорционального углу рассогласования, на двигатель коррекции, который воздействует на курсовой гироскоп. Угол между продольной осью самолета OX и осью OY гироскопа является истинным курсом самолета ψ .

Если ось OY не заставлять прецессировать за направлением ON и первоначально выставить ее по направлению ортодромии, то продольная ось самолета OX с направлением OY образует угол, равный ортодромическому курсу.

В экваториальном астроориентаторе можно смоделировать круг заданной ортодромии, тогда можно определять боковое отклонение от заданной ортодромии и пройденное расстояние вдоль ортодромии, т. е. не географические, а ортодромические координаты.

Как видим, измерение координат места и курса самолета в экваториальных астроориентаторах достаточно простое и осуществляется непосредственно угломерными устройствами. Это является достоинством экваториальных астроориентаторов по сравнению с горизонтальными. Однако кинематика их механизма более сложная и, кроме того, предъявляются жесткие требования к точности изготовления астроориентатора — модели небесной сферы.

§ 4.4. Горизонтальный астроориентатор, основанный на пеленгации двух светил, типа БЦ-63

Назначение и принцип действия астроориентатора

Горизонтальный астроориентатор автоматически определяет координаты места положения самолета и его курс по таким входным параметрам, как горизонтальные координаты светил или их производные.

В настоящее время в авиации широкое распространение получил горизонтальный астроориентатор типа БЦ-63 (звездно-солнечный ориентатор), работающий по двум светилам.

Звездно-солнечный ориентатор типа БЦ-63 предназначен:

— для определения географических и ортодромических координат по двум светилам и ортодромического курса самолета по одному светилу ночью;

— для определения ортодромического курса днем по Солнцу.

Некоторые модификации звездно-солнечного ориентатора позволяют измерять истинный курс самолета, при этом используется выражение:

$$\psi = A - \beta, \quad (4.48)$$

где β — курсовой угол светила, измеряемый автоматическим секстантом (рис. 4.16);

A — азимут светила, который вычисляется по известным географическим координатам места самолета с помощью формулы (4.24).

В астроориентаторе реализуется метод высот двух светил. По измеренным автоматическими секстантами высотам двух светил в вычислителе решается задача определения географических координат места самолета по алгоритму (4.31), т. е. совместно решаются два уравнения линий положения (кругов равных высот).

В вычислителе выражения (4.24) и (4.31) используются в несколько преобразованном виде. Пользуясь формулой пяти элементов, получим

$$\sin(90^\circ - h) \cos(360^\circ - A) = \cos(90^\circ - \delta) \sin(90^\circ - \varphi) - \sin(90^\circ - \delta) \cos(90^\circ - \varphi) \cos t. \quad (4.49)$$

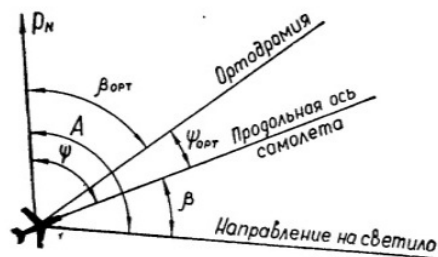


Рис. 4.16. Геометрические соотношения для измерения истинного курса

Применяя формулу синусов, можно записать

$$\frac{\sin t}{\sin(90^\circ - h)} = \frac{\sin(360^\circ - A)}{\sin(90^\circ - \delta)}. \quad (4.50)$$

Тогда, учитывая выражение (4.19), для двух светил получим систему уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \cos h_1 \cos A_1 &= \cos \varphi \sin \delta_1 - \sin \varphi \cos \delta_1 \cos(S_{rp} - \alpha_1 + \lambda); \\ \cos h_1 \sin A_1 &= -\cos \delta_1 \sin(S_{rp} - \alpha_1 + \lambda); \\ \cos h_2 \cos A_2 &= \cos \varphi \sin \delta_2 - \sin \varphi \cos \delta_2 \cos(S_{rp} - \alpha_2 + \lambda); \\ \cos h_2 \sin A_2 &= -\cos \delta_2 \sin(S_{rp} - \alpha_2 + \lambda). \end{aligned} \right\} \quad (4.51)$$

Из этой системы уравнений можно определить горизонтальные координаты h_1, h_2, A_1, A_2 при известных величинах $\varphi, \lambda, \delta_1, \delta_2, \alpha_1, \alpha_2, S_{rp}$ и, наоборот, при измерении h_1 и h_2 можно получить координаты места самолета и азимуты каждого светила.

Для первоначальной установки автоматических секстантов в направлении на выбранные светила используют решение первой задачи, т. е. определяют значения h_1, h_2, A_1, A_2 , задавая приближительное значение географических координат места самолета φ_0 и λ_0 .

Секстанты разворачиваются на углы $h_{вмч1}, A_{вмч1}$ и $h_{вмч2}, A_{вмч2}$ с помощью дистанционных передач, при этом оптические оси пеленгаторов направляются в район светил.

Светила попадают в поле зрения оптических систем пеленгаторов, после чего следящие системы доворачивают секстанты так, чтобы оптические оси совпали с направлениями на светила,

Секстанты начинают следить за выбранными светилами, выдавая измеренные значения величин $h_{изм1}, h_{изм2}, A_{изм1}, A_{изм2}$.

Вычисленные значения высот светил и измеренные значения их могут различаться из-за ошибок в введенных значениях широты и долготы места самолета:

$$\Delta h = h_{изм} - h_{вмч}. \quad (4.52)$$

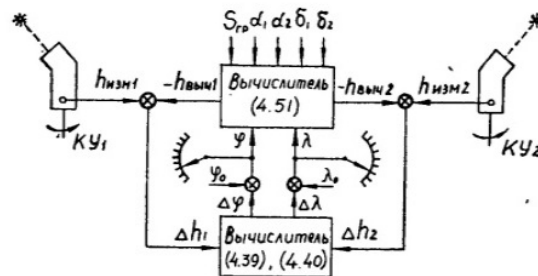


Рис. 4.17. Функциональная схема астроориентатора

Величины $\Delta h_1, \Delta h_2$ и $\Delta \varphi, \Delta \lambda$ связаны между собой зависимостями (4.39) и (4.40). Эти зависимости могут быть использованы для уточнения координат места самолета (рис. 4.17).

Уточненные координаты:

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta \varphi; \quad (4.53)$$

$$\lambda = \lambda_0 + \Delta \lambda, \quad (4.54)$$

дадут более точные значения вычисленных высот светил $h_{вмч1}$ и $h_{вмч2}$, что, в свою очередь, приведет к уточнению значений поправок $\Delta \varphi$ и $\Delta \lambda$ и т. д., т. е. реализуется метод последовательного приближения.

Введение координат φ_0 и λ_0 примерного места самолета одновременно устраняет неоднозначность решения уравнений (4.51).

Вычисленные рассмотренным способом географические координаты места самолета φ и λ поступают на счетчики, а также в канал вычисления ортодромических координат.

Одно из полученных значений азимута A_1 или A_2 используется для определения истинного курса по формуле (4.48).

В канале вычисления ортодромических координат происходит преобразование географических координат места самолета φ и λ в ортодромические X и Y (рис. 4.18). Ортодромия задается географическими координатами φ_n и λ_n ее северного полюса P_0 .

Из сферического треугольника $P_N P_0 M$ по формулам для синуса и косинуса полусуммы и полуразности углов (формулы Гаусса) получим:

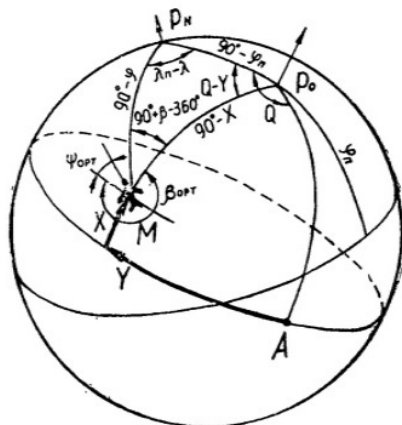


Рис. 4.18. Взаимосвязь географических и ортодромических координат

$$\left. \begin{aligned} \sin \frac{(90^\circ + \beta_{орт}) + (Q - Y)}{2} \cos \frac{90^\circ - X}{2} &= \cos \frac{\varphi - \varphi_n}{2} \cos \frac{\lambda_n - \lambda}{2}; \\ \sin \frac{(90^\circ + \beta_{орт}) - (Q - Y)}{2} \sin \frac{90^\circ - X}{2} &= \sin \frac{\varphi - \varphi_n}{2} \cos \frac{\lambda_n - \lambda}{2}; \\ \cos \frac{(90^\circ + \beta_{орт}) + (Q - Y)}{2} \cos \frac{90^\circ - X}{2} &= \\ &= \cos \frac{(90^\circ - \varphi) + (90^\circ - \varphi_n)}{2} \sin \frac{\lambda_n - \lambda}{2}; \\ \cos \frac{(90^\circ + \beta_{орт}) - (Q - Y)}{2} \sin \frac{90^\circ - X}{2} &= \\ &= \sin \frac{(90^\circ - \varphi) + (90^\circ - \varphi_n)}{2} \sin \frac{\lambda_n - \lambda}{2}, \end{aligned} \right\} (4.55)$$

где $\beta_{орт}$ — истинный путевой угол ортодромии;

Q — угол, характеризующий положение начальной точки A ортодромии, от которой отсчитывается пройденное расстояние по ортодромии.

Система уравнений (4.55) позволяет по заданным координатам φ_n и λ_n полюса ортодромии и найденным географическим координатам места самолета φ и λ вычислить ортодромические координаты X , Y и истинный путевой угол ортодромии $\beta_{орт}$.

Угол $\beta_{орт}$ используется для определения ортодромического курса (см. рис. 4.16) по формуле

$$\psi_{орт} = A - \beta_{орт} - \beta, \quad (4.56)$$

где курсовой угол светила β измеряется автоматическим секстантом, а азимут светила вычисляется по уравнениям (4.51).

Вычислитель БЦ-63 — электромеханического типа. Уравнения (4.51) и (4.55), решаемые им, приведены к таким рабочим формулам, которые позволили ограничиться следующими математическими операциями: сложением, вычитанием и вычислением тригонометрических функций $\sin$ и $\cos$.

Основные тактико-технические характеристики звездно-солнечного ориентатора [2]

1. Звездно-солнечный ориентатор (ЗСО) нормально работает в районах с широтами от -88 до $+88^\circ$. Диапазон работы по долготам не ограничен.
2. В ночных условиях прибор работает при визировании двух звезд порядка до второй звездной величины с разностью азимутов до $90^\circ \pm 30^\circ$ при высотах звезд от 10 до 70° , днем — при видимости Солнца и высоте его от $+5$ до $+70^\circ$.
3. Средняя квадратическая погрешность прибора в определении местонахождения 25 км.
4. Максимальная погрешность ЗСО в определении ортодромического курса $\pm 1^\circ$.
5. Звездно-солнечный ориентатор нормально работает на высотах до $20\,000$ м при скорости полета самолета до 2000 км/ч и температурах в пределах $\pm 60^\circ\text{C}$.
6. Максимальная дальность полета по главной ортодромии $20\,000$ км.
7. Прибор допускает максимальное боковое отклонение от главной ортодромии ± 4000 км.
8. Для настройки и перенастройки ЗСО необходимо знать координаты местонахождения самолета с точностью ± 100 км, а курс $\pm 1,5^\circ$.
9. Угол поля зрения оптической системы пеленгаторов секстантов $\pm 1^\circ 30'$.
10. Автоматическое слежение за светилами не нарушается при колебаниях самолета вокруг трех осей со скоростью $10^\circ/\text{с}$ и угловых ускорениях до $20^\circ/\text{с}^2$.
11. Потребляемая прибором мощность: по постоянному току (с обогревом) — 650 Вт; по переменному току (115 В) — 600 В·А; по переменному току (36 В) — 120 В·А.
12. Масса комплекта не более 140 кг.

Комплект звездно-солнечного ориентатора и назначение блоков

В комплект звездно-солнечного ориентатора (рис. 4.19) входят:

- 1) два автоматических секстанта, предназначенные для измерения высот и курсовых углов светил;
- 2) два блока (электронные части), которые служат для усиления сигналов систем слежения за светилами и дистанционных связей;

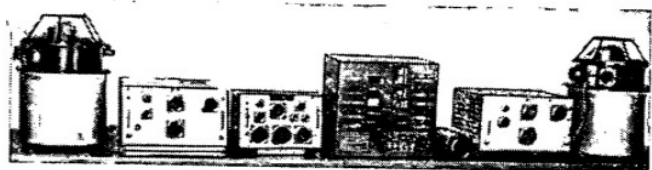


Рис. 4.19. Комплект звездно-солнечного ориентатора типа БЦ-63

3) соединительный блок, служащий для вычисления истинного и ортодромического курсов, а также для связи элементов комплекта между собой и для внешних связей в комплексе прицельно-навигационного оборудования самолета (с навигационно-бомбардировочным автоматом или центральным навигационным вычислительным устройством, курсовой системой КС-6А и центральной гиравертикалью ЦГВ-5);

4) вычислитель с пультом управления, предназначенный для определения географических и ортодромических координат местоположения самолета, высот и азимутов светил, а также истинного путевого угла ортодромии;

5) электронный индикатор типа ИЭ-41, с помощью которого осуществляется контроль наличия сигналов от фотоследящих систем, сигнализирующих о слежении секстантов за светилами.

Питание комплекта осуществляется от централизованных источников питания.

§ 4.5. Режимы работы звездно-солнечного ориентатора типа БЦ-63

Звездно-солнечный ориентатор имеет два режима работы: режим настройки и режим слежения за светилами. Режим настройки необходим для наведения секстантов на выбранные светила, а также устранения неоднозначности решения уравнений (4.51). В режим слежения за светилами ЗСО переводят после того, как светила попали в поле зрения оптических систем секстантов. Убеж-

даются в этом по форме развертки на экране электронного индикатора ИЭ, который поочередно подключается к автоматическим секстантам.

Режим настройки ЗСО

Рассмотрим взаимодействие элементов ЗСО в режиме настройки по функциональной электрокинематической схеме (рис. 4.20).

Для того чтобы светило S попало в поле зрения оптической системы пеленгатора секстанта АС, необходимо иметь возможность направлять оптическую ось в любую точку видимой части небесной сферы. Это осуществляется с помощью двух двигателей D_h и D_β , изменяющих положение оптической оси по высоте h и по курсовому углу светила β .

В режиме настройки вычисляются значения h и β , соответствующие координатам места самолета φ_0 , λ_0 и ортодромическому курсу самолета $\psi_{орт}$ в момент настройки.

Вычисление высот светил h осуществляется в вычислителе по формулам (4.51). В вычислитель входит пульт управления, с помощью которого в ЗСО вводят исходные параметры δ_1 , δ_2 , α_1 , α_2 , координаты самолета φ_0 , λ_0 и полюса ортодромии φ_n , λ_n , а также начальный угол $S_{гр}$.

На пульте имеются кнопки и галетный переключатель, через который напряжение подается на соответствующие электродвигатели. Значения вводимых параметров контролируются по шкалам вычислителя. Изменение величины $S_{гр}$ во времени осуществляется с помощью часового механизма.

Значения координат φ_0 и λ_0 могут быть заданы не только с пульта управления. Они могут вводиться в ЗСО автоматически от навигационно-бомбардировочного автомата (НБА) или центрального навигационного вычислительного устройства.

Вырабатываемые в НБА координаты места самолета X и Y являются ортодромическими координатами. В связи с этим они с помощью сельсинных следящих систем вводятся в вычислитель и далее преобразуются в координаты φ и λ . Процесс преобразования можно проследить по рис. 4.20.

В вычислителе имеется электрохимическое вычислительное устройство, с помощью которого решается система уравнений (4.55). Входными параметрами устройства являются координаты места самолета φ и λ и координаты полюса ортодромии φ_n и λ_n , выходными — ортодромические координаты места самолета X , Y и истинный путевой угол ортодромии $\beta_{орт}$.

Вычисленные ортодромические координаты самолета $X_{выч}$ и $Y_{выч}$ обрабатываются сельсинными приемниками СП_x и СП_y в виде углов поворота роторов сельсинов. Статоры СП_x и СП_y связаны электрически со статорами сельсинов-датчиков СД_x и СД_y, находящихся в НБА. Роторы СД_x и СД_y разворачиваются на углы,

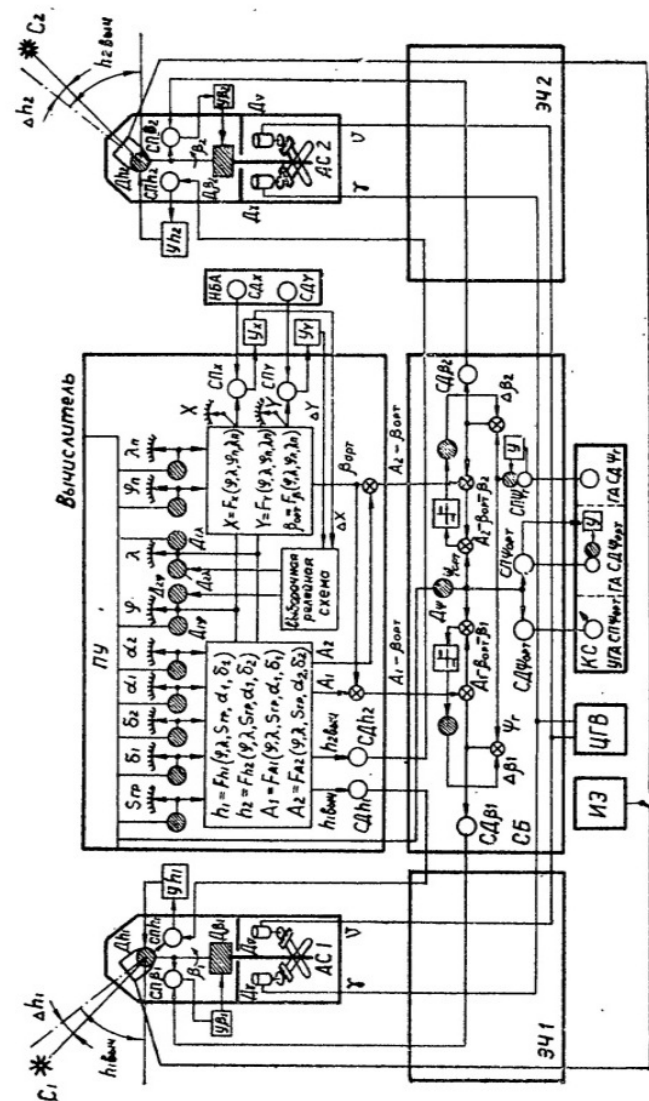


Рис. 4.20. Функциональная электрокинематическая схема ЗСО в режиме настройки

равные координатам места самолета X и Y . Эти координаты вырабатываются в НБА и вводятся в ЗСО.

Таким образом, с роторов сельсинов-приемников $СП_x$ и $СП_y$ снимаются напряжения:

$$\Delta X = X_{\text{вмч}} - X; \quad (4.57)$$

$$\Delta Y = Y_{\text{вмч}} - Y. \quad (4.58)$$

Уравнения (4.55) устанавливают однозначную зависимость между величинами φ , λ и X , Y при постоянных значениях φ_n и λ_n . Если величины ΔX и ΔY будут равны нулю ($X_{\text{вмч}} = X$ и $Y_{\text{вмч}} = Y$), то это будет означать, что координаты φ и λ на входе вычислительного устройства соответствуют координатам X и Y НБА.

С помощью двигателей $D_{2\varphi}$ и $D_{2\lambda}$ координаты φ и λ на входе вычислительного устройства меняются до тех пор, пока ΔX и ΔY не станут равными нулю. Управление двигателями осуществляется выборочной релейной схемой по сигналам от $СП_x$ и $СП_y$ после усиления их усилителями $У_x$ и $У_y$.

Координаты φ и λ можно отсчитать по шкалам вычислителя. Кроме того, двигатели $D_{2\varphi}$ и $D_{2\lambda}$ вводят координаты в блок вычислительного устройства, решающего уравнения (4.51).

Выходными величинами блока являются вычисленные высоты светил $h_{1\text{вмч}}$, $h_{2\text{вмч}}$ и азимуты светил A_1 , A_2 . Пavedение секстантов на светила по высоте h осуществляется с помощью следящих систем, состоящих из сельсинов-датчиков $СД_{h1}$ и $СД_{h2}$, сельсинов-приемников $СП_{h1}$ и $СП_{h2}$, усилителей $У_{h1}$ и $У_{h2}$, условно вынесенных за пределы электронных частей ЭЧ1, ЭЧ2, и двигателей D_{h1} , D_{h2} . Положения роторов $СД_{h1}$ и $СД_{h2}$ соответствуют $h_{1\text{вмч}}$ и $h_{2\text{вмч}}$, роторы $СП_{h1}$ и $СП_{h2}$ связаны с осями измерения высот светил пеленгаторов секстантов $АС1$ и $АС2$.

Таким образом, оптические оси секстантов отклоняются в вертикальной плоскости на углы $h_{1\text{вмч}}$ и $h_{2\text{вмч}}$. Отсчет углов ведется от горизонтальной плоскости, которая строится в $АС1$ и $АС2$ с помощью центральной гировертикали ЦГВ.

На схеме условно показаны следящие системы крена γ и тангажа θ . Они осуществляют стабилизацию платформ пеленгаторов секстантов в горизонтальной плоскости. Кроме двигателей отработки D_γ и D_θ , показанных на схеме, в следящие системы входят потенциометры выдачи сигналов γ и θ в ЦГВ, потенциометры крена и тангажа в секстантах, объединенные в мостовые схемы, и магнитные усилители в электронных частях ЭЧ1 и ЭЧ2.

В горизонтальной плоскости оптические оси пеленгаторов в режиме настройки должны быть отклонены на углы, равные курсовым углам светил β_1 и β_2 . Рассмотрим взаимодействие элементов ЗСО при вычислении этих углов.

Разности $A_1 - \beta_{\text{орт}}$ и $A_2 - \beta_{\text{орт}}$ в вычислителе получаются на механических дифференциалах и с помощью сельсинных следящих систем (не показанных на схеме) передаются в соединительный блок (СБ).

С помощью кнопок на пульте управления вводится начальный ортодромический курс $\psi_{орт}$, необходимый для вычисления углов β_1 и β_2 . Отработка курса $\psi_{орт}$ осуществляется двигателем D_ψ , величина вводимого курса контролируется по указателю УГА курсовой системы (КС). Указатель связан с соединительным блоком сельсинной передачей $СД_{\psi_{орт}} - СП_{\psi_{орт}}$, работающей в индикаторном режиме.

По входным величинам $A - \beta_{орт}$ и $\psi_{орт}$ в схеме определяется значение угла β . Если величина $A - \beta_{орт} - \beta$ не равна величине $\psi_{орт}$, то сравнивающее устройство с релейной характеристикой воздействует на двигатель и тот, изменяя величину $\Delta\beta$, устанавливает угол β на $СД_\beta$, таким, что выполняется условие

$$A - \beta_{орт} - \beta = \psi_{орт}, \quad (4.59)$$

очевидное из рис. 4.16.

Как видно из рис. 4.20, в контуре участвует сигнал ψ_r системы стабилизации пеленгаторов секстантов в азимуте. Курсовой угол светила определяется в виде

$$\beta = \Delta\beta + \psi_r. \quad (4.60)$$

Независимо от величины ψ_r угол β будет определяться выражением (4.59), так как при любом ψ_r двигатель изменяет $\Delta\beta$ до тех пор, пока сумма $\Delta\beta + \psi_r$ не станет такой, чтобы выполнялось равенство (4.59).

Таким образом, сигналы курса ψ_r от запасного гироскопа курсовой системы, используемые для стабилизации пеленгаторов в азимуте в режиме слежения, не передаются на секстанты в режиме настройки. Система стабилизации пеленгаторов в азимуте включена, но функции стабилизации не выполняет.

Вычисленные значения курсовых углов светил β_1 и β_2 , установленные на сельсинных датчиках $СД_{\beta_1}$ и $СД_{\beta_2}$ в соединительном блоке, передаются с помощью следящих систем на секстанты. В следящие системы входят кроме $СД_{\beta_1}$ и $СД_{\beta_2}$ сельсинны-приемники $СП_{\beta_1}$ и $СП_{\beta_2}$, установленные на осях измерения курсовых углов в АС1 и АС2, усилители $У_{\beta_1}$ и $У_{\beta_2}$, условно вынесенные из электронных частей ЭЧ1 и ЭЧ2, и двигатели D_{β_1} и D_{β_2} , разворачивающие оптические оси пеленгаторов на вычисленные курсовые углы β_1 и β_2 .

Так как угол поля зрения оптических систем составляет 3° , то координаты φ и λ в момент настройки должны быть известны с точностью не ниже ± 100 км, а ортодромический курс $\psi_{орт}$ — не ниже $\pm 1,5^\circ$. Только в этом случае наведение осуществляется с такой точностью, что светила попадают в поле зрения оптических систем. При переходе в режим слежения происходит захват светил фотоследящими системами пеленгаторов.

Режим слежения за светилами

Убедившись по форме развертки на экране электронного индикатора (ИЭ), что светила находятся в поле зрения оптических систем, секстанты переводят в режим слежения. При этом контакты коммутационных устройств изменяют путь прохождения некоторых сигналов. Функциональная электрокинематическая схема ЗСО для этого режима представлена на рис. 4.21.

После захвата светил фотозлектрическими следящими системами оптические оси пеленгаторов устанавливаются точно в направления на светила. При этом доворачиваются роторы сельсиннов-приемников $СП_{h_1}$, $СП_{h_2}$ и на усилители $У_{h_1}$, $У_{h_2}$ поступают сигналы разности между измеренными и вычисленными значениями высот светил:

$$\Delta h_1 = h_{1изм} - h_{1выч}; \quad (4.61)$$

$$\Delta h_2 = h_{2изм} - h_{2выч}. \quad (4.62)$$

Несовпадение измеренных и вычисленных значений высот происходит из-за ошибок в вводимых координатах места самолета φ_0 и λ_0 .

В дальнейшем довороты оптических осей пеленгаторов для совмещения их с направлением на светила осуществляются только фотоследящими системами, включающими усилители ФУ1, ФУ2 и двигатели D_{h_1} , D_{h_2} .

На основании сигналов Δh_1 и Δh_2 выборочная релейная схема изменяет с помощью двигателей $D_{2\varphi}$ и $D_{2\lambda}$ значения координат φ и λ до тех пор, пока на выходе блока вычислительного устройства, решающего уравнения (4.51), не установятся значения $h_{1выч}$ и $h_{2выч}$, равные соответственно $h_{1изм}$ и $h_{2изм}$.

Таким образом, измеренным значениям высот светил соответствуют координаты φ и λ места самолета. При изменении места самолета в процессе полета меняются и измеренные значения высот светил. Следовательно, появляются разности Δh_1 , Δh_2 и снова координаты φ и λ изменяются выборочной релейной схемой до тех пор, пока не будут выполняться условия (4.61) и (4.62).

Измеренные координаты места самолета φ и λ можно наблюдать по шкалам вычислителя. С помощью двигателей $D_{2\varphi}$ и $D_{2\lambda}$ измеренные координаты φ и λ поступают в вычислительное устройство, преобразующее их в ортодромические координаты X и Y . С выхода вычислительного устройства, кроме того, снимается истинный путевой угол ортодромии $\beta_{орт}$, соответствующий измеренным значениям координат φ и λ .

Измеренные ЗСО ортодромические координаты X и Y отрабатываются на шкалах вычислителя и используются для коррекции координат, вырабатываемых НБА. Коррекция осуществляется с помощью сельсинных следящих систем.

пользуют стабилизацию пеленгаторов секстантов в азимуте с помощью сигнала ψ , от запасного гироскопа курсовой системы.

При изменении курса самолета изменение сигнала ψ вызовет через дифференциал увеличение углов β_1 и β_2 , установленных на $СД_{\beta_1}$ и $СД_{\beta_2}$. Следящие системы, состоящие из сельсинов-датчиков $СД_{\beta_1}$, $СД_{\beta_2}$, сельсинов-приемников $СП_{\beta_1}$, $СП_{\beta_2}$, усилителей $У_{\beta_1}$, $У_{\beta_2}$ и двигателей $Д_{\beta_1}$, $Д_{\beta_2}$, являются быстродействующими. Поэтому оптические оси пеленгаторов будут удерживаться близкими к направлениям на светила.

Небольшие отклонения, вызванные погрешностями системы ввода ψ в ЗСО, устраняются с помощью фотоследящих систем, работа которых рассмотрена выше.

Стабилизация платформ пеленгаторов секстантов в горизонтальной плоскости происходит так же, как и в режиме настройки.

§ 4.6. Погрешности ЗСО и особенности их эксплуатации

Рассмотрим особенности методических и инструментальных погрешностей в астроориентировке, осуществляемой с помощью астроориентаторов горизонтальной системы координат, особенности монтажа и методику проверок ЗСО на самолете.

Погрешности ЗСО

Погрешности ЗСО складываются из методических и инструментальных погрешностей.

Причиной методических погрешностей являются недостатки методов астронавигации и влияние внешних условий на астрономические измерения.

Ошибки в измеренных астроориентатором координатах места самолета $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ определяются ошибками в измерении высот светил Δh_1 и Δh_2 , погрешностями в определении склонений светил $\Delta\delta_1$ и $\Delta\delta_2$, прямых восхождений $\Delta\alpha_1$ и $\Delta\alpha_2$, а также погрешностями в определении звездного времени Гринвичского меридиана $\Delta S_{гр}$.

Наиболее существенное влияние на ошибки $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ оказывают ошибки в измерении высот светил Δh_1 и Δh_2 (остальные погрешности дают ошибки $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ практически на порядок меньше). Взаимосвязь этих ошибок получена выше в виде выражений (4.39) и (4.40). Она может использоваться для приближенной оценки погрешностей астроориентатора.

Анализ выражений (4.39) и (4.40) показывает, что погрешности $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ зависят также от выбора светил, так как при уменьшении разности азимутов $A_2 - A_1$ светил до нуля они неограниченно растут. Поэтому выбирают такие светила, чтобы разность их азимутов была не менее 30° .

Главными причинами методических погрешностей в измерении высот светил являются астрономическая рефракция и параллакс светил.

Астрономическая рефракция возникает из-за уменьшения плотности воздуха с увеличением высоты, вследствие чего луч света от светила при прохождении атмосферы Земли искривляется.

Угол R (рис. 4.22) между видимым и действительным направлениями на светило является астрономической рефракцией. Максимальное значение рефракции у горизонта $35'$. С подъемом на высоту рефракция уменьшается, а если светило находится в зените, рефракция равна нулю.

Местные уплотнения воздуха, например, в виде скачка уплотнения при сверхзвуковом полете, деформация аэроупловолов также могут приводить к отклонению луча и ошибкам в измерении высоты светил.

В астрономических ежегодниках дают сведения о координатах светил в геоцентрической системе координат. Как следует из рис. 4.23, наблюдаемая из точки A высота h' и геоцентрическая высота h не совпадают. Угол P между направлением из какой-либо точки земной поверхности или околоземного пространства и направлением из центра Земли на центр светила называют параллаксом. Он связан с измеряемой высотой светила h' выражением

$$\sin P = \frac{R_3}{D} \cos h', \quad (4.66)$$

где D — расстояние от центра Земли до светила;

R_3 — радиус Земли.

Для звезд, расстояние D до которых велико, параллаксом можно пренебречь, а для светил Солнечной системы он значителен (от долей до десятков минут). Поправку на параллакс прибавляют к измеренной высоте.

Инструментальные погрешности ЗСО определяются инструментальными погрешностями его частей, они характеризуют конст-

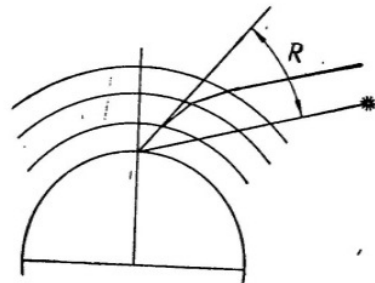


Рис. 4.22. Астрономическая рефракция

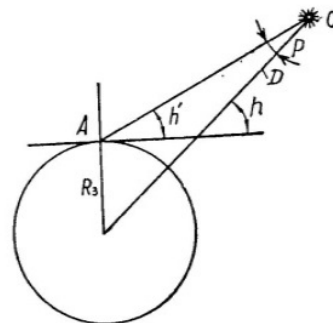


Рис. 4.23. Параллакс светила

руктивное совершенство прибора. Можно привести ряд причин, вызывающих инструментальные погрешности ЗСО.

В фотоследящих системах погрешности возникают из-за искажений оптики, зоны нечувствительности фотоэлементов, люфтов механических устройств, погрешностей сельспов и т. д. Система стабилизации платформ пеленгаторов в горизонтальной плоскости вносит погрешности в измерение высот светил из-за ошибок дистанционной передачи, ускорений, действующих на маятниковый пузырьковый уровень, упругих деформаций корпуса самолета. Люфты, отклонения от нормальных размеров, заедания и зоны нечувствительности из-за сил трения, ошибки следящих систем, ошибки в отсчетах по шкалам, ошибки механических устройств, часового механизма и т. д. являются причинами ошибок счетно-решающих устройств и угломерных устройств, измеряющих высоту и курсовой угол светил.

Особенности монтажа ЗСО на самолете

Для создания нормальных условий работы блоков ЗСО и удобства работы с ними летного и технического состава необходимо выполнять основные требования к установке блоков комплекта на самолете.

Вычислитель устанавливается так, чтобы штурман со своего рабочего места мог удобно управлять им и снимать отсчеты со шкал. Собственной амортизации вычислитель не имеет, поэтому он должен устанавливаться на горизонтальном амортизирующем кронштейне. Вычислитель устанавливается в чехле, лицевая его часть подсвечивается лампами УФО.

Автоматические секстанты устанавливаются вне герметических кабин, в верхней части фюзеляжа, допускающей круговой обзор светил с высотами от 0 до $+70^\circ$. Секстант монтируется на плате, которая от строительной горизонтальной фюзеляжа не должна отклоняться на угол более $\pm 30'$.

Имеющаяся на корпусе секстанта стрелка должна быть направлена по полету. Плоскость, проходящая через стрелку и вертикальную ось секстанта, должна совпадать или быть параллельной продольной оси самолета. Линия продольной оси самолета наносится на места установки секстанта с точностью $\pm 1^\circ$.

Для обдува стеклянных колпаков секстантов используется теплый, очищенный от механических примесей воздух. Подвод его от магистрали осуществляется только металлическими трубами.

Электронные части имеют собственную амортизацию и могут быть установлены в любом месте на самолете в горизонтальном положении.

Соединительный блок устанавливается так, чтобы обеспечивалась минимальная суммарная длина соединительных электропроводов (с НБА, КС, ЦГВ, источником питания), а также свободный доступ для его обслуживания.

Электронный индикатор устанавливается на приборной доске штурмана, имеющей амортизацию.

Перед установкой ЗСО на самолет рассчитываются добавочные сопротивления, необходимые для согласования комплекта ЗСО с гировертикалью ЦГВ, и выставляются в узле потенциометров соединительного блока. Расчет ведется на основе паспортных данных на потенциометры крена и тангажа в ЗСО и ЦГВ.

Методика проверок ЗСО

В процессе штурманской подготовки к полету:

1. Выбирается, рассчитывается и прокладывается главная ортодромия. Отмечаются на карте точки начала (окончания) работы ЗСО по звездам, точки перестройки на новую пару звезд.

2. Определяется точка начала отсчета координаты Y и рассчитывается величина Y_0 . Чаще всего в качестве точки начала отсчета координаты Y выбирается или исходный пункт маршрута (ИПМ), или цель (КПМ). В первом случае текущая координата Y указывает расстояние по ортодромии от ИПМ, а во втором — расстояние, оставшееся до цели. В зависимости от этого в ИПМ устанавливается или значение $Y_0=0$, или значение Y_0 , равное расстоянию по ортодромии от цели до ИПМ со знаком «минус».

3. Рассчитываются широта и долгота полюса главной ортодромии φ_0 и λ_0 по программам, аналитически с помощью ЭЦВМ или чаще всего с помощью вычислителя астроориентатора, а точнее, канала пересчета географических координат в ортодромические. Преобразователь координат вычислителя позволяет решать любые сферические треугольники, у которых известны две стороны и угол между ними.

4. Выбираются рабочие пары звезд и определяются координаты точек перестройки астроориентатора на новую пару звезд с помощью планшета выбора звезд для астроориентатора типа БЦ-63.

5. Рассчитывается гринвичское звездное время с помощью Авиационного астрономического ежегодника.

Проверка работоспособности ЗСО перед полетом осуществляется в режиме слежения по Солнцу днем, по звездам ночью, а в случае невозможности этих проверок применяют поверочную установку ПУ-51.

При проверке ночью выбирается пара навигационных звезд, вводятся все исходные параметры в вычислитель, в соединительный блок вводится стояночный ортодромический курс самолета. Переключатель СОЛНЦЕ — ЗВЕЗДЫ устанавливается в положение ЗВЕЗДЫ. Индикатор поочередно подключается к АС1 и АС2. При наличии сигнала от звезд секстант переводится в режим слежения. Если сигнал отсутствует, осуществляется поиск светила изменением стояночного курса в пределах 5° . ЗСО считается работоспособным, если выдаваемые им координаты φ и λ в режиме слежения равны φ_0 и λ_0 с допустимой точностью.

При подготовке ЗСО к полету в него вводятся значения φ_n , λ_n , δ_1 , δ_2 , α_1 , α_2 , $S_{гр}$ для момента начала работы ЗСО, φ , λ и рассчитанное значение ортодромического курса $\varphi_{орт}$ для места перевода ориентатора в режим слежения (ИПМ, аэродром вылета). Координата Y устанавливается на нуль или на значение, равное расстоянию от ИПМ до цели (КПМ).

В полете при подходе к ИПМ проверяется правильность ввода параметров и исправляется на угол сноса рассчитанный курс $\varphi_{орт}$, после чего переводят секстанты в режим слежения по описанной выше методике.

Для перенастройки ЗСО на другие светила секстанты переводят в режим «Настройка» и вводят экваториальные координаты δ_1 , δ_2 , α_1 , α_2 новой пары звезд, после чего секстанты переводят в режим слежения.

Об исправности курсового канала можно судить по равенству показаний курса при определении его по первому и второму светилам.

В процессе технического обслуживания работоспособность ЗСО в режиме «Настройка» проверяется следующим образом. На пульте управления вычислителя ставят переключатели АС1 и АС2 в положение НАСТРОЙКА, переключатель СОЛНЦЕ — ЗВЕЗДЫ — в положение СОЛНЦЕ, переключатель КОРРЕКЦИЯ — в положение В ИБА. Включают ЦГВ и КС, после чего включают комплект ЗСО переключателем ВКЛ. — ВЫКЛ. С помощью кнопок и галетного переключателя вводят в вычислитель следующие параметры: $\varphi_n = 0^\circ$, $\lambda_n = 90^\circ$ (вост.), $\varphi = 0^\circ$, $\lambda = 0^\circ$, $\delta_1 = +50^\circ$, $\alpha_1 = 0^\circ$, $\delta_2 = 0^\circ$, $\alpha_2 = 50^\circ$, $S_{гр} = 0^\circ$, а по указателю УГА КС задают $\varphi_{орт} = 0^\circ$.

Углы ориентации пеленгаторов по курсовому углу должны быть $\beta_1 = (0 \pm 3)^\circ$, $\beta_2 = (90 \pm 3)^\circ$, по высоте светил $h_1 = h_2 = (40 \pm 1)^\circ$.

В режиме слежения работоспособность комплекта ЗСО проверяется с помощью специальной проверочной установки ПУ-51 по инструкции, прилагаемой к ней. С помощью коллиматорных устройств установки можно имитировать светила с определенными горизонтальными координатами. После ввода в ЗСО всех исходных параметров, соответствующих имитируемым светилам, на экране электронного индикатора должны быть метки о захвате светила.

Проверка системы горизонтальной стабилизации осуществляется наклоном корпуса ЦГВ на углы, приблизительно равные 10° .

При этом пеленгаторы секстантов ЗСО должны наклоняться на те же углы.

Астрокоррекция курсовой системы от ЗСО проверяется путем задания какого-либо ортодромического курса с помощью кнопок и галетного переключателя на пульте ЗСО, устанавливаемого в положение ОК1 или ОК2. Показания всех указателей КС должны быть одинаковы. Проверку производят при разных положениях переключателя КС ОСН. — ЗАП.

Для проверки работы системы стабилизации пеленгаторов в азимуте с пульта управления курсовой системы создают скачок

сигнала φ , равный $15-18^\circ$, и наблюдают за разворотом пеленгаторов, которые должны разворачиваться на тот же угол, а затем вернуться с меньшей скоростью к первоначальному положению.

При установке переключателей на пульте управления курсовой системой в положения МК (магнитная коррекция) и ОСН. с основного гидроагрегата снимаются сигналы гидромагнитного курса на указатели и потребители. Запасной гидроагрегат в это время работает в режиме «ГПК», и его сигналы воспроизводятся стрелкой Г вспомогательного указателя УГА-1У (вторая стрелка А воспроизводит ортодромический астрономический курс).

При установке переключателя в положения ГПК или АК (астрокоррекция) и ОСН. потребителям выдается соответственно гироскопический или астрономический курс. Запасной гидроагрегат в этом случае работает в режиме «МК» и выдает сигнал на стрелку Г указателя УГА-1У.

Если перевести переключатели из положения ОСН. в положение ЗАП., роли, выполняемые основным и запасным гидроагрегатами, меняются. Это и используют для создания скачка сигнала φ .

Переключатель на пульте управления КС ставят в положение МК и поочередно основной и запасной гидроагрегаты с помощью кнопки быстрого согласования приводят указатели к единому показанию. При переключателях в положении ГПК и ОСН. задатчиком курса КС изменяют курс по указателю штурмана (УШ) на $15-18^\circ$. Если переключатель ОСН. — ЗАП. поставить теперь в положение ЗАП., то гидроагрегаты поменяются ролями и сигнал стабилизации изменится на $15-18^\circ$.

Проверка дистанционной связи ЗСО и НБА производится сличением показаний X и Y по шкалам ЗСО и НБА. Показания не должны отличаться более чем на ± 10 км как в режиме коррекции НБА от ЗСО, так и в режиме введения координат от НБА в ЗСО.

В заключение главы отметим особенности развития астрономических навигационных устройств и прежде всего комплексирование их с другими навигационными устройствами и системами. Астроориентаторы можно использовать как корректоры курса, координат местоположения, их можно использовать для демпфирования ИНС по скорости.

В рассмотренных ЗСО искусственный горизонт определяется пузырьковым уровнем. В астроинерциальном ориентаторе вертикаль представляет собой не возмущаемый ускорениями маятник, положение которого определяется телескопами, связанными с горизонтальной платформой и постоянно следящими за светилами. Ось телескопа будет неподвижной в мировом пространстве, так как изменение координат светил всегда можно учесть (для звезд они практически постоянны). Телескопическая система, реализующая инерциальную систему координат, имеет погрешности, не воз-

растающие со временем, в отличие от гироскопической системы, которой присущ дрейф гироскопов.

В астроинерциальном ориентаторе предусматриваются демпфирование ИНС по скорости и дискретная коррекция местоположения. Дискретная коррекция местоположения позволяет устранить погрешности координат, связанные с постоянными ошибками или ошибками типа дрейфа в акселерометрах, тогда как астроинформация дает возможность ликвидации погрешностей в определении местоположения, связанных с дрейфом гироскопов.

Воздушно-доплеровские астроориентаторы позволяют кроме устранения накапливающейся во времени погрешности счисления пути увеличить время памяти фотоследящих систем за светилами.

Перспективы развития авиационной астрономии связываются сейчас с применением радиоастрономии.