

INTERFLUG

Lehrschrift für die
Aus- und Weiterbildung
des fliegenden Personals

Passagierflugzeug IL-62

Langstreckennaviga-
tionsanlagen

INTERFLUG

Fluggesellschaft der Deutschen Demokratischen Republik

Chef des Operativstabes

Autor: Dr. Peter Korrell

Herausgegeben durch die Abteilung Aus- und
Weiterbildung des Betriebsteils
Flugbetrieb/Verkehrsflug.

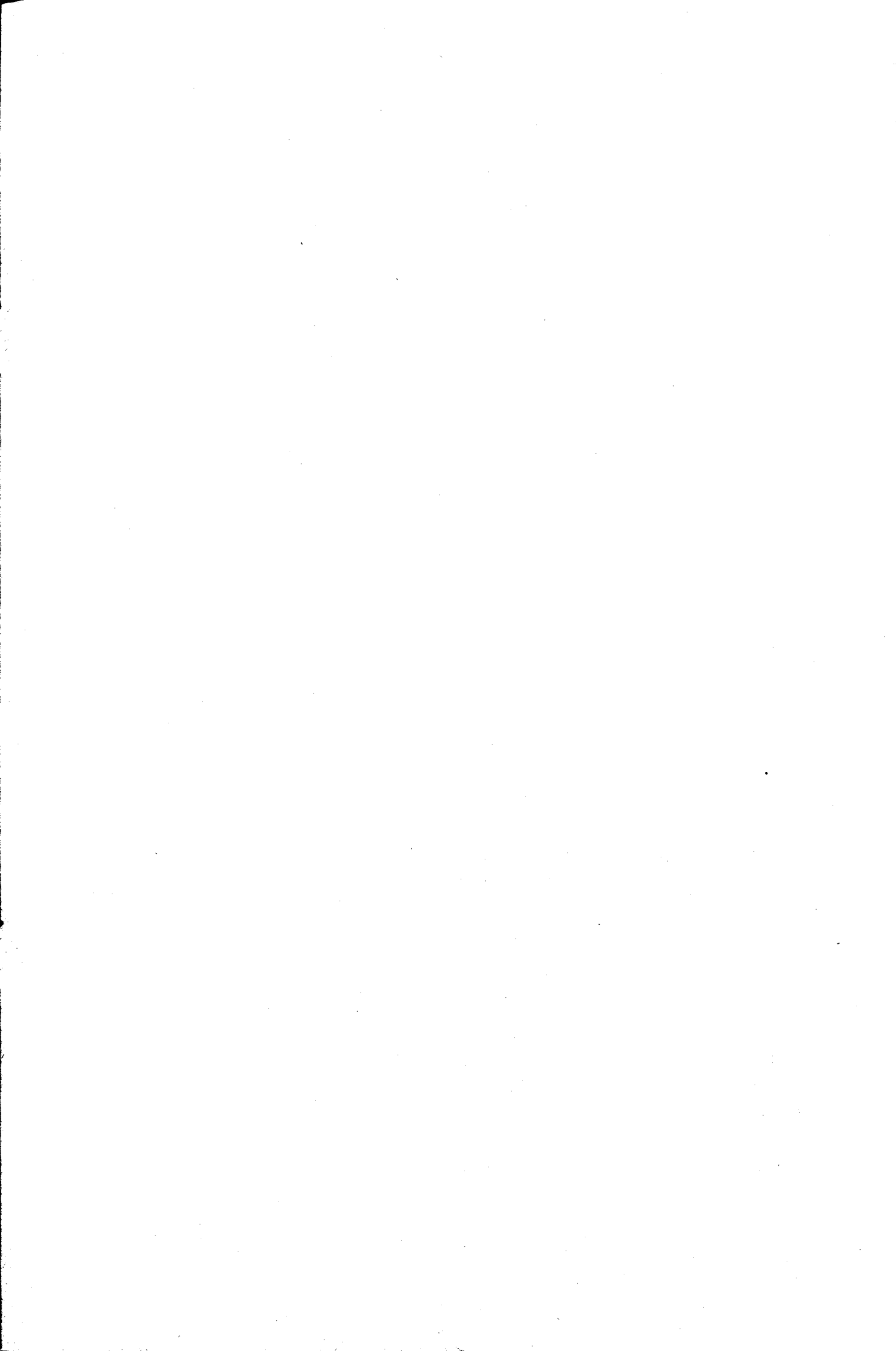
Die Lehrschrift besitzt keine Gültigkeit im
Sinne von technischer Dokumentation und Be-
triebsdokumentation und unterliegt nicht
dem Änderungsdienst.

Nicht zum Verkauf im öffentlichen Buchhandel
zugelassen. Nachdruck - auch auszugsweise -
nur mit Genehmigung des Verfassers bzw. des
Herausgebers.

Inhaltsverzeichnis

Seite

1.	Trägheitsnavigationsanlagen	5
1.1.	Koppelnavigation	5
1.2.	Kreiselgesetze	7
1.3.	Grundlegendes zu Trägheitsnavigationsanlagen	11
1.4.	Plattformstabilisierung	13
1.5.	Korrekturen des Beschleunigungssignals	18
1.6.	Die Standortbestimmung mit der Anlage I-11	19
1.7.	Die Ausrichtung der Plattform	21
1.8.	Die Betriebsart 'Navigation'	23
1.9.	Die Betriebsart 'Kursvertikale'	23
1.10.	Die Betriebsart 'Kontrolle'	24
1.11.	Das Blockschaltbild der Anlage I-11	25
2.	Theoretische Grundlagen des Navigationsverfahrens Omega	26
2.1.	Ausbreitung elektromagnetischer Wellen im Längstwellenbereich	26
2.1.1.	Allgemeines	26
2.1.2.	Grundgrößen	26
2.1.3.	Ausbreitung	27
2.2.	Hyperbel-Navigationsanlagen	31
2.2.1.	Allgemeines	31
2.2.2.	Phasendifferenzmessungen	32
2.3.	Das Navigationsverfahren Omega	34
2.3.1.	Allgemeine Angaben	34
2.3.2.	Die Sender	42
2.3.3.	Empfänger	45
2.3.3.1.	Allgemeines	45
2.3.3.2.	Der Empfänger ONS-VII	45



1. Trägheitsnavigationsanlagen

1.1. Koppelnavigation

Die Koppelnavigation gestattet eine Standortbestimmung auf folgende Weise: Aus den Größen Windvektor und Geschwindigkeitsvektor ergibt sich durch vektorielle Addition die momentane Geschwindigkeit über Grund.

Unter Berücksichtigung der Flugzeit erhält man den tatsächlichen Flugweg über Grund (engl. track). Da Wind- und Geschwindigkeitsvektor zeitlich nicht konstant sind, muß die Berechnung im Vektordreieck ständig wiederholt werden. Der Standort des Fahrzeugs ergibt sich aus der Summation der erhaltenen Einzelergebnisse. Das Addieren der jeweils letzten Berechnung zum vorher berechneten Standort bezeichnet man als 'koppeln'.

Auf diese Weise kann mit Hilfe der klassischen Koppelnavigation im Fahrzeug der Standort nicht autonom ermittelt werden, da die Angaben über den Wind erfragt werden müssen.

Autonome Verfahren der Koppelnavigation lassen sich mit Hilfe von Doppler- und Trägheitsnavigationsanlagen durchführen.

Dopplernavigationsanlagen ermitteln laufend die Abdrift des Fahrzeugs und den Betrag der Geschwindigkeit über Grund. Aus den Bordanlagen erhält die Doppleranlage die Angabe über die Orientierung der Flugzeuglängsachse, so daß sich aus Abdriftwinkel (engl. drift) und Richtung der Flugzeuglängsachse (engl. heading) die Richtung des Flugwegs über Grund (engl. track angle) ergibt.

Der Nachteil von Dopplernavigationsanlagen und anderen Koppel navigationsanlagen, die Informationen aus dem erdmagnetischen Feld verarbeiten, besteht in den Schwierigkeiten bei der Navigation in hohen Breiten.

Ein Nachteil aller Koppel navigationsanlagen besteht in den mit der Flugzeit stark anwachsenden Fehlern.

Zur Zeit ist die Standortbestimmung mit Hilfe kooperativer Funknavigationsanlagen sehr verbreitet. Diese Anlagen besitzen eine ausreichend hohe Genauigkeit, bringen die Navigation jedoch in Abhängigkeit von der Zuverlässigkeit der Arbeit von Bodenanlagen, die sich nicht im Kontrollbereich des Nutzers befinden, und erfordern häufig besondere Karten.

Trägheitsnavigationsanlagen besitzen diese Nachteile nicht. Sie geben den Standort ebenfalls als Ergebnis einer fortlaufenden Summation ('Kopplung') an.

Das Grundprinzip ihrer Wirkungsweise besteht im Registrieren der auf das Fahrzeug wirkenden Beschleunigungen und in der zweimaligen Integration des Beschleunigungssignals, in deren Ergebnis sich der Standort ergibt.

Es wird zunächst angenommen, daß die Komponenten des Beschleunigungsvektors von drei orthogonal angeordneten Beschleunigungsmessern festgestellt und in ein elektrisches Signal umgewandelt werden (Abb. 1). Diese Signale gelangen in den ersten Integrator, an dessen Ausgang ein Signal vorhanden ist, das der entsprechenden Geschwindigkeitskomponente entspricht. Nach der zweiten Integration ergibt sich ein Signal, das der zurückgelegten Strecke (oder dem Ortsvektor) entspricht.

Der Ablauf innerhalb der Anlage lässt sich mathematisch wie folgt darstellen:

$$v_1 = \int_{t_0}^{t_1} b dt + v_0 \quad (1)$$

$$R_1 = \int_{t_0}^{t_1} v dt + R_0 = \int_{t_0}^{t_1} b dt^2 + v_0(t_1 - t_0) + R_0 \quad (2)$$

mit

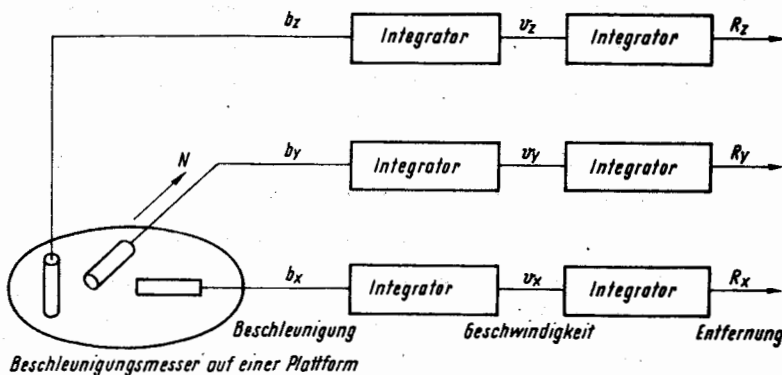
- t - Zeit
- b - Fahrzeugbeschleunigung
- v - Fahrzeuggeschwindigkeit
- R - zurückgelegter Weg
- t₀ - Zeitpunkt des Passierens des Ausgangsortes
- v₀ - Anfangsgeschwindigkeit des Fahrzeugs am Ausgangsort
- R₀ - Ausgangsort
- t₁ - Zeitpunkt des Passierens des Zielortes
- v₁ - Geschwindigkeit beim Passieren des Zielortes
- R₁ - Zielort

Dabei ist zu berücksichtigen, daß jede der Größen b, v und R ein Vektor mit Komponenten in x-, y- und z-Richtung ist.

In den Beziehungen (1) und (2) treten die Integrationskonstanten v₀ und R₀ auf. Daraus ist ersichtlich, daß bei der Anwendung einer Trägheitsnavigationsanlage die Anfangsgeschwindigkeit und der Ausgangsort einzugeben sind.

Es genügt jedoch nicht, die Beschleunigungen in Richtung von zwei oder drei fahrgeschwindigkeitfesten Achsen zu messen. Die Geschwindigkeit und der Standort des Fahrzeugs sollen ja in bezug auf ein äußeres Koordinatensystem - zum Beispiel auf das geographische Koordinatensystem der Erde - festgelegt werden.

Dazu ist es erforderlich, die Beschleunigungen in hinsichtlich dieses Koordinatensystems genau festgelegten Richtungen zu messen.



Werden die Beschleunigungsmesser fest mit dem Flugzeug verbunden und fallen die Meßachsen mit den drei Flugzeugachsen zusammen, so spricht man von einem 'Strap-down-System'.

Bei dieser Bauweise ist die Richtung der Meßachsen anderen Bordanlagen zu entnehmen und bei der rechentechnischen Verarbeitung der Beschleunigungssignale zu berücksichtigen.

Abb. 1 Allgemeiner Fall der Orientierung im Raum mit Hilfe einer Trägheitsnavigationsanlage

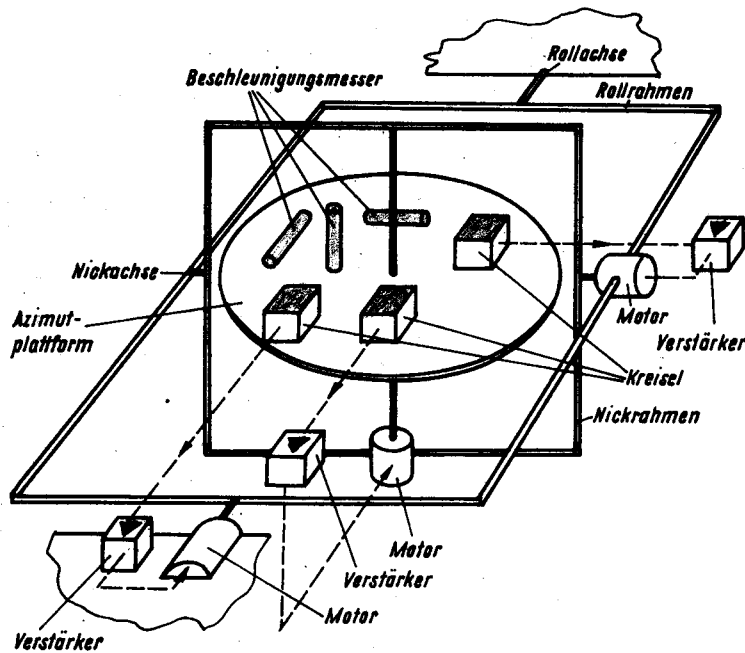


Abb. 2 Stabilisierte Plattform in schematischer Darstellung

Die Beschleunigungsmesser lassen sich auch auf einem raumfesten Element, der sogenannten stabilisierten Plattform anordnen. Die Plattform muß außer den Beschleunigungsmessern auch geeignete Geber für Drehbewegungen tragen und Nachdrehvorrichtungen besitzen, die es gestatten, Fahrzeugdrehungen, die mit Hilfe der Geber festgestellt werden, sofort durch entsprechende Gegendrehungen auszugleichen. Dies kann zum Beispiel mit an der Plattform installierten Kreiseln erfolgen, deren Lageänderung elektrisch abgegriffen wird und über einen Verstärker den Stellmotor der Plattform zum Nachdrehen veranlaßt (Abb. 2).

Um die Funktionsweise dieser Kreiseln zu verstehen, müssen einige allgemeine Gesetzmäßigkeiten qualitativ bekannt sein; sie sollen im folgenden beschrieben werden.

1.2 Kreiselgesetze

Ein Kreisel ist ein um eine Achse rotierender Körper, dessen Massenverteilung symmetrisch zur Achse ist. Ein solcher Kreisel behält seine Richtung im Raum bei, solange keine Kräfte auf ihn wirken (1. Hauptsatz der Kreiseltheorie).

Er wird die Lage seiner Achse um so weniger verändern, je größer seine Drehzahl und seine Drehmasse ist. Die Drehmasse oder das Trägheitsmoment ergibt sich aus der Verteilung der Masse um die Drehachse. Ist die Masse weit von der Achse entfernt, wie bei einem Schwungrad, dann ist auch die Drehmasse groß.

Das Trägheitsmoment ergibt sich aus der Beziehung

$$\Theta = \int r^2 dm \quad (3)$$

mit Θ - Trägheitsmoment
 r - Abstand des Massenelements von der Drehachse
 m - Masse

Der Drehimpuls läßt sich aus der Gleichung

$$I = \Theta \cdot \omega \quad (4)$$

I - Drehimpuls
 Θ - Trägheitsmoment
 ω - Winkelgeschwindigkeit um die festgehaltene Drehachse

errechnen.

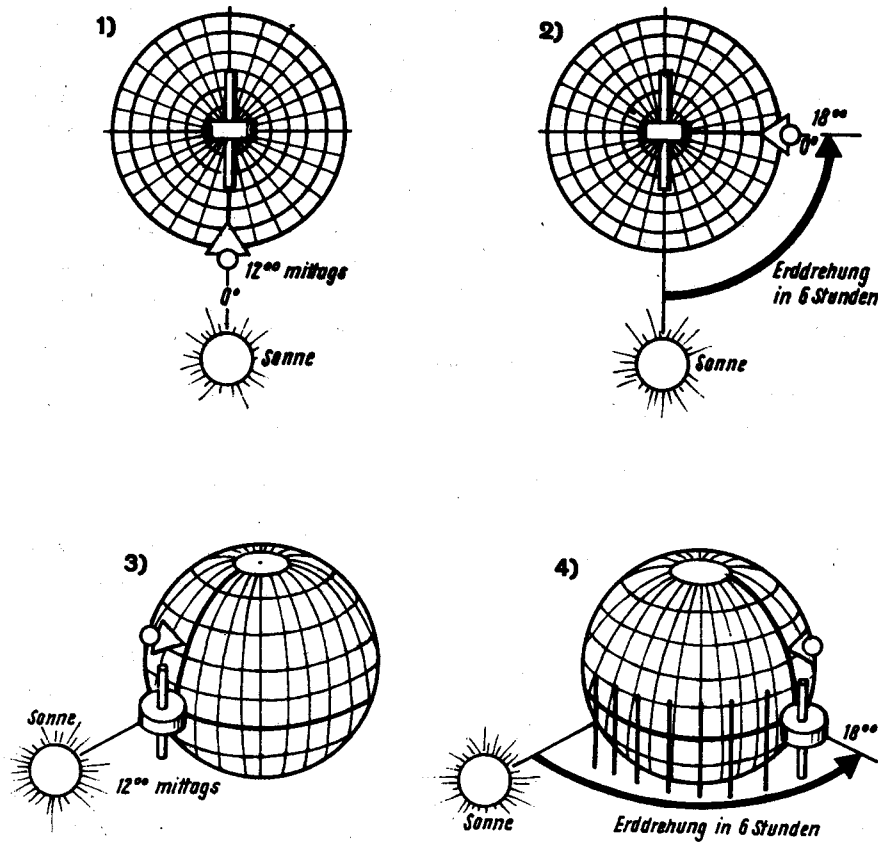


Abb. 3 Ortsfester Kreisel auf sich drehender Erde

- 1) Kreisel auf dem Nordpol mit der Kreiselebene parallel zum Nullmeridian. Beobachter 12.00 Uhr mittags auf dem Meridian von Greenwich
- 2) Nach sechs Stunden beträgt der Winkel zwischen Kreiselachse und Nullmeridian 90°
- 3) Kreisel auf dem Äquator mit der Achse parallel zum Nullmeridian
- 4) Nach sechs Stunden ist die Kreiselachse dem Meridian immer noch parallel

Der zweite Hauptsatz der Kreiseltheorie lautet:

Wirken äußer Kräfte auf den Kreisel ein, so ist das resultierende Moment der äußeren Kräfte gleich der Änderung des Drehimpulses pro Zeiteinheit.

$$M_A = \frac{dI}{dt} \quad (5)$$

Es bedeuten:

M_A - äußeres Moment
 I - Drehimpuls
 t - Zeit.

Wirken keine äußeren Kräfte, so ergibt sich

$$\frac{dI}{dt} = 0 \quad (6)$$

Die Integration liefert

$$I = \int 0 dt = K \quad (7)$$

mit K - Integrationskonstante

Das Ergebnis zeigt, daß beim Fehlen eines äußeren Moments der Drehimpuls konstant bleibt.

Bei den Betrachtungen ist zu berücksichtigen, daß die Größen Drehimpuls, Winkelgeschwindigkeit und äußeres Moment Vektoren sind und die Gleichungen (4) bis (7) sowohl für die Beträge als auch für die Richtungen Gültigkeit haben.

Die Richtungsfestlegung dieser Vektoren erfolgt nach der 'Rechten-Hand-Regel': Zeigen die vier Finger der rechten Hand in Drehrichtung des Kreisels, so gibt der Daumen die Lage der Vektoren von Winkelgeschwindigkeit und Drehimpuls an.

Zeigen die vier Finger der rechten Hand in die Drehrichtung, die wegen der Einwirkung eines äußeren Moments entsteht, so gibt der Daumen die Lage des Momentenvektors an. Die Beziehungen (6) und (7) zeigen, daß beim Fehlen eines äußeren Moments auch die Richtung des Drehimpulsvektors konstant bleibt.

$$\frac{d\vec{I}}{dt} = 0 \quad (6a)$$

$$\vec{I} = \vec{K} \quad (7a)$$

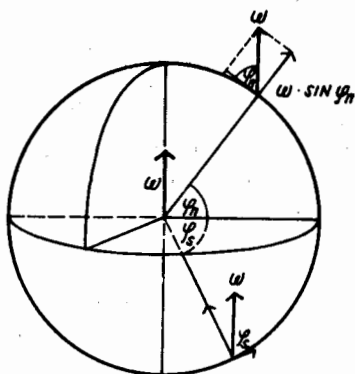


Abb. 4 Winkelgeschwindigkeit der Erde und ihre Komponenten

Aufgrund der Erddrehung und der Eigenschaft des Kreisels, seine Richtung im Raum beizubehalten, erfolgt ein scheinbares Auswandern der Kreiselachse gegenüber der Meridianrichtung. Am einfachsten läßt sich dies an einem ortsfesten Kreisel, das heißt ohne Eigenbewegung des Fahrzeuges darstellen. Befindet sich zum Beispiel ein Kreisel auf dem Pol mit in Meridianrichtung orientierter Achse, so werden die Meridiane sich mit einer Geschwindigkeit von $15^\circ/h$ unter ihm wegrehen; dies stellt ein scheinbares Auswandern dar. Bei einem Kreisel auf niedriger Breite und gleicher Achsenorientierung erfolgt dieses Auswandern nur noch mit geringer Geschwindigkeit, und am Äquator würde die Kreiselachse der Meridianrichtung parallel bleiben.

Die Winkelgeschwindigkeit des scheinbaren Auswanderns ergibt sich folgendermaßen: Die Winkelgeschwindigkeit der Erddrehung ist für alle Punkte auf der Erde gleich groß; somit sind Betrag und Richtung dieses Vektors festgelegt. Unterschiedlich sind jedoch seine horizontalen und vertikalen Komponenten. Das scheinbare Auswandern der Kreiselachse erfolgt um die Hochachse. Diese Drehung um die Hochachse wird bewirkt durch die vertikale Komponente der Winkelgeschwindigkeit $\omega \cdot \sin \varphi$ (Abb. 4).

Die Winkelgeschwindigkeit der Erde beträgt $15^\circ/h$, und damit ist

$$\omega_{\text{vertikal}} = 15^\circ/h \cdot \sin \varphi \quad (8)$$

Mit dieser Winkelgeschwindigkeit muß der Kreisel um seine Azimutachse nachgedreht werden, um den Einfluß der Erddrehung zu kompensieren.

Bisher wurde ein ortsfester Kreisel betrachtet. Wird jedoch der Kreisel während des Fluges über die Erdoberfläche bewegt, so tritt ein weiteres scheinbares Auswandern der Kreiselachse auf, auch wenn der Kreisel hinsichtlich der Erdrotation kompensiert ist. Der Betrag dieser Auswanderung ist abhängig vom durchflogenen Längendifferenz und von der geographischen Breite. Er ist gleich der Meridiankonvergenz. Die Geschwindigkeit des Auswanderns entspricht der Änderung des Längendifferenzes pro Stunde multipliziert mit dem Sinus der Breite.

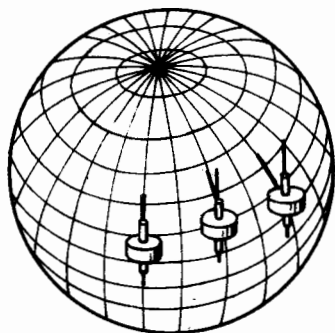


Abb. 5 Scheinbare Auswanderung der Kreiselachse infolge Transport des Kreisels

$$\omega_{\text{Transport}} = \frac{\Delta \lambda}{t} \cdot \sin \varphi$$

Es bedeuten

$\omega_{\text{Transport}}$ - Winkelgeschwindigkeit des scheinbaren Auswanderns der Kreiselachse infolge Transport des Kreisels

$\Delta \lambda$ - durchflogene Längendifferenz

t - Zeit

φ - geographische Breite

Die Größe $\frac{\Delta \lambda}{t}$ muß entweder mit Hilfe der Karte ermittelt oder kann als West-Ost-Komponente der Geschwindigkeit über Grund errechnet werden.

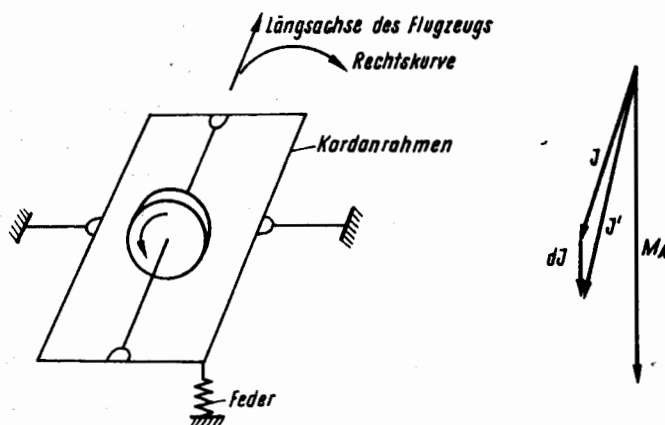
Die beiden bisher genannten Methodenfehler treten an allen Kreisel auf. Technische, praktisch verwendete Kreisel besitzen darüber hinaus noch eine wirkliche Drift der Kreiselachse.

Diese Drift entsteht durch

- ungleiche Massenverteilung,
- Lagerreibung,
- unregelmäßige Stromversorgung bei elektrischen Kreiseln,

also infolge technischer Unvollkommenheit. Sie ist zeitlich veränderlich und für einen vorliegenden Kreisel von außen nicht beeinflussbar. Ihre Größe hängt praktisch nur von der Qualität der Fertigung ab und kann zwischen 5 bis $10^0/h$ bei einfachen und wenigen Hundertstel Grad bei hochwertigen Kreiseln betragen.

Im folgenden wird die Entstehung einer Präzessionsbewegung des Kreisels erläutert: Nach dem 2. Hauptsatz der Kreiseltheorie entspricht die zeitliche Änderung des Drehimpulsvektors dem von außen wirkenden Moment.



Das äußere Moment bestimmt daher - es liegt eine Vektorgleichung vor - die Richtung der Änderung des Drehimpulsvektors.

$$\vec{M}_A dt = d\vec{I} \quad (10)$$

Betrachten wir einen Kreisel, der in einem Kardanrahmen gelagert ist (Abb. 6).

Nach den Festlegungen über die Lage der Vektoren ragt der Drehimpulsvektor nach oben aus der Zeichenebene. Beim Fliegen einer Rechtskurve

Abb. 6 Kreisel mit in Flugrichtung liegender Achse, Lage der Vektoren beim Fliegen einer Rechtskurve

liegt der Momentenvektor nach unten gerichtet in der Zeichenebene. Daraus ergibt sich ein Zuschlag $d\vec{I}$ zum Drehimpulsvektor, der zu einem neuen Vektor I' führt.

Da der Drehimpulsvektor bei den hier betrachteten Kreiseln grundsätzlich in der Kreiselachse liegt, dreht sich der Kreisel um das Lager des Kardanrahmens und kippt den Kreisel so, daß die Feder zusammengedrückt wird.

Bei Kreiseln anderer Bauformen (Abb. 7) läßt sich die gleiche Sachlage feststellen. Der Drehimpulsvektor zeigt in der Zeichenebene nach links, der Momentenvektor nach unten. Die gleiche Richtung hat die Größe $d\vec{I}$, und der Kreisel dreht sich um die Achse des Kardanrahmens so, daß die Feder gedehnt wird.

Diese Präzession genannte Bewegung, die von einem äußeren Moment veranlaßt wird, gestattet es, durch Anlegen genau bemessener Momente Kreisel in ihrer Lage gegenüber

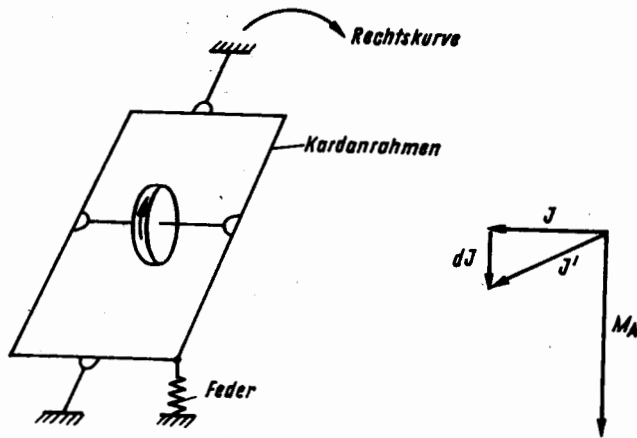


Abb. 7 Kreisel mit in Richtung der Querachse des Flugzeugs liegender Kreiselachse - Lage der Vektoren beim Fliegen einer Rechtskurve

einer Bezugerichtung zu verändern. Von dieser Möglichkeit wird bei der Plattformsteuerung Gebrauch gemacht.

1.3 Grundlegendes zu Trägheitsnavigationsanlagen

Das Grundprinzip der Trägheitsnavigation - die zweimalige Integration der Komponenten des Beschleunigungsvektors zur Standortberechnung - wurde bereits zu Anfang dieses Jahrhunderts in der Literatur beschrieben. Die technische Realisierung des Verfahrens scheiterte jedoch an der Un-

möglichkeit, Anlagenteile und Bauelemente herzustellen, die die hohen Genauigkeitsforderungen erfüllten.

Solche für die Trägheitsnavigation erforderlichen sehr genau arbeitenden Bauelemente sind Beschleunigungsgeber, Integratoren, Kreisel, Regeleinrichtungen und digitale Rechenanlagen.

Trägheitsnavigationsanlagen erfordern im praktischen Betrieb eine relativ aufwendige technische Wartung und lange Vorbereitungszeiten vor dem Start (Ausrichtung der Plattform). Sie besitzen jedoch den Vorteil der vollständigen Autonomie und der Störungsunabhängigkeit.

Störstrahler, unerwünschte Ausbreitungsbedingungen und der Zustand der Atmosphäre können die Arbeitsweise und Genauigkeit kooperativ arbeitender Funknavigationsanlagen erheblich beeinträchtigen. Diese Bedingungen haben jedoch auf die Arbeit von Trägheitsnavigationsanlagen keine Auswirkungen.

Unter 1.1. wurde erläutert, daß die Beschleunigung in vorgegebenen Richtungen auf der stabilisierten Plattform gemessen wird. Das ist nicht ganz exakt, da die Beschleunigung unmittelbar nicht meßbar ist. Gemessen wird die Kraft, die die Beschleunigungskomponente auf eine Masse ausübt.

Entsprechend

$$P = m \cdot b \quad (11)$$

mit

- P - Kraft
- m - Masse
- b - Beschleunigung

ist bei $m = \text{const.}$

$$p \sim b \quad (12)$$

also die Kraft der Beschleunigung direkt proportional. Es genügt daher, die durch Beschleunigung an einer Masse wirkende Kraft zu messen.

Nach dieser Erkenntnis ist ein einfacher Beschleunigungsmesser vorstellbar (Abb. 8): Die Wirkungsweise ist offensichtlich. Bei Beschleunigung des Gebers in Richtung der Meßachse versucht die Masse aufgrund der Trägheit ihre Lage beizubehalten, ver-

schiebt daher den Schleifer am linearen Potentiometer nach links; am Schleifer kann daher eine positive Spannung gegenüber dem Erdpotential abgegriffen werden. Die Größe der Spannung ist der wirkenden Beschleunigung proportional.

Die in der Praxis benutzten Beschleunigungsgeber besitzen einen erheblich komplizierteren Aufbau.

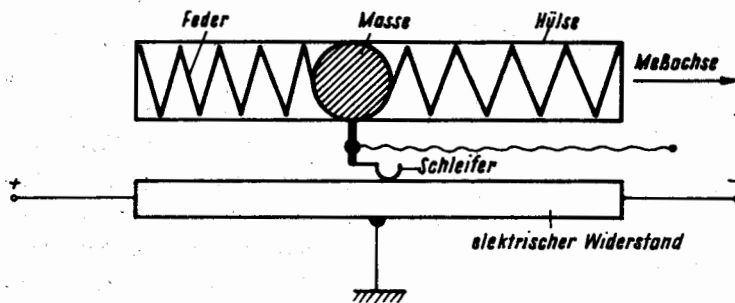


Abb. 8 Möglicher Aufbau eines einfachen Beschleunigungsmessers

Die in Abb. 1 auf der Plattform skizzierten Beschleunigungsgeber, deren Meßachsen senkrecht aufeinander stehen, ermöglichen die Messung einer in beliebiger Richtung wirkenden Beschleunigung. Aus der Integration der drei Komponenten ergeben sich die drei Komponenten der Geschwindigkeit des Fahrzeugs und die drei Komponenten des Ortsvektors.

Da die Geber nur die Projektionen des Beschleunigungsvektors auf die Richtung der Meßachsen feststellen, muß ständig die Lage der Meßachsen im gewählten Koordinatensystem bekannt sein.

Außerdem ist zu bedenken, daß die Beschleunigungsgeber eine Beschleunigung, die aufgrund der Fahrzeugbewegung auftritt, nicht von einer Beschleunigung infolge der Erdanziehung unterscheiden können. Eine geringe Komponente der Erdbeschleunigung wird stets auf die Beschleunigungsgeber wirken, da es nicht möglich ist, die Plattform ohne Fehler so auszurichten, daß ihre Ebene senkrecht auf der Richtung zum Erdmittelpunkt steht.

Die Komponente der Beschleunigung infolge der Erdanziehung ruft einen linear mit der Zeit anwachsenden Geschwindigkeitsmeßfehler hervor und einen quadratisch mit der Zeit anwachsenden Meßfehler des Ortsvektors.

Aus diesen Überlegungen lassen sich nun einige konkrete Forderungen an eine Trägheitsnavigationsanlage ableiten.

1. Aus den Signalen der Beschleunigungsgeber sind die Anteile zu ermitteln und auszuschließen, die nicht aufgrund der Fahrzeugbewegung entstanden sind.
2. Die Signale der Beschleunigungsgeber sind zweimal zu integrieren, wobei die Anfangsbedingungen für den Geschwindigkeits- und den Ortsvektor vorzugeben sind.
3. Es ist ein Koordinatensystem zu schaffen, in dem die Integration durchgeführt wird. Dies kann physikalisch durch entsprechende Ausrichtung der Plattform oder analytisch im Rechner erfolgen.
4. Die erhaltenen Koordinaten sind so umzuformen, daß sie für den Nutzer verwendbar sind.

Diese Forderungen lassen sich durch sehr unterschiedlich ausgelegte Anlagen realisieren. Beispielsweise lassen sich die Geber so aufstellen, daß ihre Meßachsen mit der Lage der Achsen des Koordinatensystems übereinstimmen. Aus den in Achsenrich-

tung gemessenen Größen wird mittels des Rechners auf die Lage und die Bewegungsrichtung des Fahrzeugs umgerechnet.

Bei Flugzeugen kann je nach Bauweise der Anlage auf einen Beschleunigungsmesser verzichtet werden, da die Flughöhe nicht mit der Trägheitsnavigationsanlage bestimmt werden muß. In diesem Fall ist allerdings eine Stabilisierung der Plattform in der Horizontalen erforderlich. Eine weitere Möglichkeit der Anlagenbauweise besteht in der fahrzeugfesten Anbringung der Beschleunigungsgeber (engl. strap down-System). Bei Anwendung dieser Bauweise vergrößert sich der im Rechner erforderliche technische Aufwand.

Die sowjetische Trägheitsnavigationsanlage I-11 besitzt eine horizontal stabilisierte Plattform mit zwei Beschleunigungsgebern.

1.4. Plattformstabilisierung

Um die Plattform, auf der sich die Beschleunigungsgeber befinden, im Raum auszurichten, sind Geber erforderlich, die Drehungen um die drei Achsen des rechtwinkligen Koordinatensystems registrieren können. Dazu verwendet man Kreisel. Es lassen sich Kreisel mit drei Freiheitsgraden (Lage- und Vertikalkreisel) oder solche mit zwei Freiheitsgraden (Wendekreisel) benutzen. Lage- und Vertikalkreisel können um zwei Achsen präzedieren. Sie unterscheiden sich lediglich in der Lage der Drehachse gegenüber der Horizontalen.

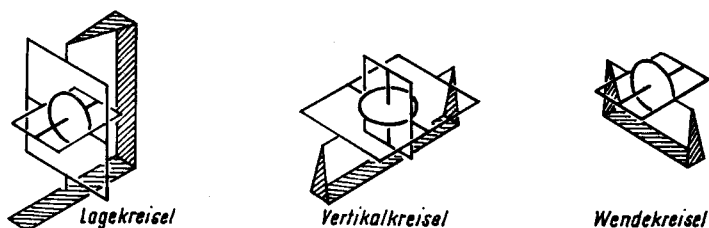


Abb. 9 Lage-, Vertikal- und Wendekreisel

Ein Wendekreisel kann nur um eine Achse präzedieren. Zur Stabilisierung wäre ein Wendekreisel geeignet, dessen Gehäuse fest mit der Plattform verbunden ist.

Eine Lageänderung der Plattform führt zwangsläufig zur Lageänderung des Kreiselgehäuses, während die Kreisel-

achse durch Trägheitskräfte in ihrer Lage festgehalten wird.

Die Winkeldifferenz zwischen den Lagen der Kreiselachse und des Gehäuses läßt sich elektrisch abgreifen, und über einen Verstärker kann ein Motor die Plattform zurückdrehen, bis kein Signal einer Winkeldifferenz vorhanden ist.

Dieser Regelkreis muß für die drei Achsen, um die sich die Plattform drehen kann, vorhanden sein. Benutzt man zur Stabilisierung Lage- oder Vertikalkreisel, so ergeben sich bei Verwendung von zwei Kreiseln vier Meßachsen. Es kann bei dieser Bauweise die Bewegung um eine Achse von zwei Kreiseln überwacht werden.

Die Plattform muß sehr genau in der Horizontalen ausgerichtet werden. Legt das Fahrzeug eine nautische Meile auf einem Großkreis zurück, so ist die Plattform um $1/60^\circ$ nachzudrehen.

Außerdem muß die Regelungseinrichtung die Kreiselauswanderung infolge der Erddrehung und die Kreiselauswanderung infolge Transport des Kreisels kompensieren.

Weiterhin ist zu bedenken, daß die Genauigkeit der Plattformausrichtung durch Kreiseldriften und Fehler in den Nachführungseinrichtungen begrenzt wird.

Offensichtlich findet ein Pendel stets die Richtung zum Erdmittelpunkt und steht daher senkrecht zur Horizontalen. Bei einer im Fahrzeug vorhandenen Beschleunigung kommt ein Pendel jedoch aus der Ruhelage und beginnt zu schwingen.

Ein Pendel, dessen Masse sich im Erdmittelpunkt befindet, wird sich jedoch bei einer Bewegung seines Aufhängungspunkts nicht bewegen.

Ein solches Pendel besitzt eine Schwingungsperiode von 84,4 Minuten.
 Eine schwingungsfähige Anordnung, mit der ein solches Pendel nachgebildet wird,
 zeigt Abb. 10.

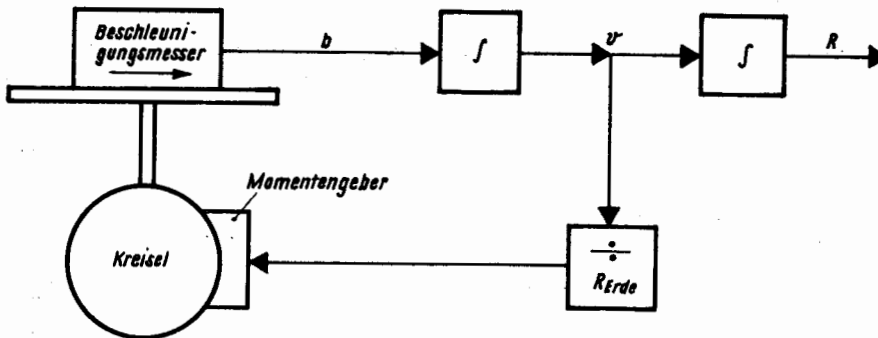


Abb. 10 Regelung zum Nachführen der Plattform

Der Beschleunigungsgeber befindet sich auf der Plattform, deren Lage im Raum von einem Kreisel stabilisiert wird. Der Geber gibt das Beschleunigungssignal b auf den Integrator, wo es mit den bekannten Anfangsbedingungen v_0 integriert wird. Die Geschwindigkeit v gelangt nun in den nächsten Integrator, der den Ortsvektor liefert. Außerdem gelangt das Geschwindigkeitssignal in ein weiteres Rechenggerät, in dem eine Division durch eine Konstante, die dem Erdradius zugeordnet ist, erfolgt. Die Bewegung des Fahrzeuges mit der Geschwindigkeit v führt in dem Zeitintervall t_1 bis t_2 zu einer zurückgelegten Strecke R . Dies ist aus Abb. 11 ersichtlich.

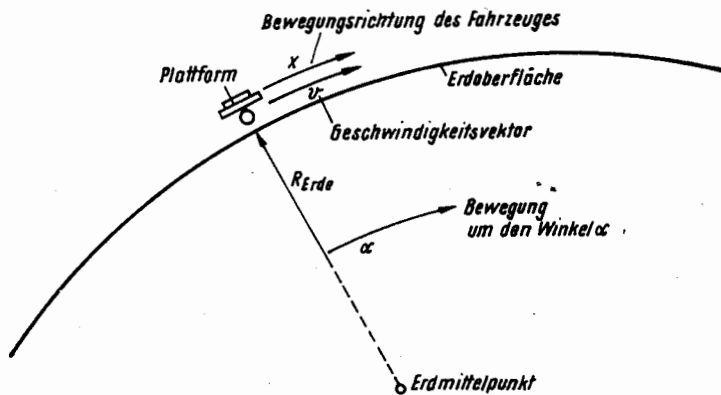


Abb. 11 Bewegung der Plattform auf der Erdoberfläche

Der im Großkreis auf der Erde zurückgelegte Winkel α ergibt sich im Bogenmaß zu

$$\alpha = \frac{R}{R_{\text{Erde}}} \quad (13)$$

Mit $R = \int_{t_1}^{t_2} v dt + R_0$ (2a)

ergibt sich $\alpha = \frac{1}{R_{\text{Erde}}} \left[\int_{t_1}^{t_2} v dt + R_0 \right]$ (14)

Der Winkel α ist auch der Winkel, um den die Plattform im Zeitintervall t_1 bis t_2 aus der Horizontalen, die sie zum Zeitpunkt t_1 einnahm, gekippt wurde.

Für die Winkelgeschwindigkeit, mit der die Plattform nachgeführt, das heißt horizontal gehalten wird, erhält man die Beziehung

$$\alpha' = \frac{d\alpha}{dt} = \frac{v}{R_{\text{Erde}}} \quad (15)$$

Diese Winkelgeschwindigkeit ist identisch mit der Winkelgeschwindigkeit der Kreiselpräzession. Abb. 12 veranschaulicht nochmals die Verhältnisse am Kreisel.

Die zum Nachführen erforderlichen Winkelgeschwindigkeit ergibt sich wie folgt:

Aus Abb. 12 erhält man

$$\sin d\alpha \approx d\alpha \approx \frac{dI}{I} \quad (16)$$

Die Umformung ergibt

$$I d\alpha = dI \quad (17)$$

Die Division durch dt liefert

$$\frac{dI}{dt} = I \frac{d\alpha}{dt} = M \quad (18)$$

Mit (15) und (18) erhält man

$$\alpha' = \frac{d\alpha}{dt} = \frac{M}{I} = \frac{v}{R_{\text{Erde}}} \quad (19)$$

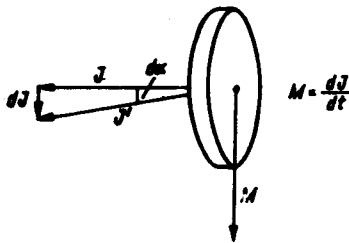


Abb. 12 Lage der Vektoren am Kreisel

Betrachtet man nur den rechten Teil und isoliert M , ergibt sich

$$M = \frac{I}{R_{\text{Erde}}} \cdot v \quad (20)$$

Das erforderliche Moment, das den Kreisel zur Präzession veranlassen soll, ist der Fahrzeuggeschwindigkeit direkt proportional. Das Drehmoment des Kreisels und der Erdradius sind als Konstanten zu betrachten. Mit dem in Abb. 10 dargestellten Aufbau läßt sich eine automatische Horizontierung der Plattform bei einer Fahrzeugbewegung erreichen.

Es bleiben noch die Schwingungseigenschaften zu beschreiben.

Der Einfluß der Erdbeschleunigung auf die Plattformnachführung ist vom Neigungswinkel der Plattform abhängig und beträgt

$$b = g \cdot \sin \theta \quad (21)$$

Diese Beschleunigungskomponente ist immer zur geneigten Seite der Plattform gerichtet und wechselt bei Durchgang der Plattform durch die Horizontale ihre Richtung. Das Nachdrehen der Plattform erfolgt mit einer Geschwindigkeit, die durch diese Beschleunigungskomponente bestimmt wird. Daher kommt es zu einem Schwingen der Plattform um die Horizontale. Die Gleichung, die dieses Verhalten beschreibt, ist die eines Pendels.

Diese Schwingung wird nach ihrem Entdecker, dem Physiker Max Schuler, als Schuler-Schwingung bezeichnet.

Der Ablauf einer Schwingung soll nachfolgend genauer erläutert werden.

Es wird angenommen, die in Abb. 10 skizzierte Anlage sei ortsfest installiert. Die Meßachse des Beschleunigungsgebers sei auf die Ost-West-Richtung um die Kreiselachse in Nord-Süd-Richtung eingestellt und beide Integratoren besitzen die Anfangsgröße Null. Der Kreisel wird die Plattform von Anfang an im Raum festhalten, während infolge der Drehung der Erde die Plattform mit dem Beschleunigungsmesser scheinbar langsam gegenüber der Horizontalen geneigt wird.

Die Anlage behandelt dann die vom geneigten Beschleunigungsmesser gelieferte Schwerkraftkomponente wie eine Fahrzeugbeschleunigung und integriert das Signal, so daß eine Geschwindigkeit angezeigt wird.

Dieses Geschwindigkeitssignal - dividiert durch den Erdradius - wird dem Momentengeber des Kreisels in so einem Sinne zugesetzt, daß er eine Präzessionsbewegung ausführt, die der Neigung infolge Erddrehung Widerstand leistet.

Stellt man sich vor, daß einige gedämpfte Schwingungen auftreten können und der statische Zustand erreicht ist, wenn die Achse der Plattform so auf die Vertikale ausgerichtet ist, daß das Ausgangssignal des Beschleunigungsgebers Null ist. Vom ersten Integrator wird ständig ein Ausgangssignal abgegeben, das gerade ausreicht, die Plattform stets auf die Horizontale ausgerichtet zu halten. Die Geschwindigkeit, die sich ergeben hat, um diesen Zustand zu erreichen, ist die tatsächliche Ost-West-Geschwindigkeit des Standorts der Anlage infolge der Erddrehung. Zur Navigation über die Erde ist dieses Geschwindigkeitssignal ohne Bedeutung und muß daher durch ein gleich großes Signal entgegengesetzter Polarität für Navigationszwecke beseitigt werden. Der Momentengeber des Kreisels muß das Geschwindigkeitssignal jedoch erhalten.

In der Praxis handelt es sich bei fehlerhafter Anfangsausrichtung der Plattform um ungedämpfte Schwingungen. Nimmt man an, daß infolge Anfangsneigung eine kleine Schwerkraftkomponente vom Beschleunigungsgeber erfaßt und diese integriert wird, so ergibt sich daraus ein Signal, das am Kreisel zur Präzession führt, um die Neigung der Plattform zu verringern.

Da jedoch eine Integration abläuft, wächst das Präzessionssignal ununterbrochen, bis die Neigung des Beschleunigungsgebers Null ist. Da die Präzessionsgeschwindigkeit einen Maximalwert erreichte, als die Neigung gerade Null war, bewegt sich die Plattformachse durch die Nulllage hindurch und erreicht eine Neigung, die der ursprünglichen entgegengesetzt gleich groß ist, um wiederum zurückzupendeln. Damit erhält man eine gedämpfte Schwingung der Plattform mit einer Periodendauer von 84,4 Minuten. Die Bedeutung dieses Prinzips der Plattformstabilisierung ist außerordentlich groß, weil es die folgenden wesentlichen Eigenschaften besitzt:

- Die Schwingung erfolgt genau um das Lot.
- Die Schwingung ist gegenüber allen Beschleunigungen unempfindlich.
- Die Schwingungsdauer beträgt konstant 84,4 Minuten.

Die Schwingungsdauer ergibt sich aus dem Erdradius und der Erdbeschleunigung.

Abb. 13 zeigt die Schwingungsverläufe für Plattformneigung, Geschwindigkeits- und Positionsfehler.

In Abb. 14 ist der Einfluß der SCHULER-Schwingung auf die Navigationsgenauigkeit während eines Fluges veranschaulicht. Obwohl zu keinem Zeitpunkt die tatsächliche Neigung der Plattform bekannt ist, wird im Mittel das Erdlot als Bezugsrichtung im Gerät realisiert. Der auf Abb. 14 vorgegebene Flugweg kann daher auch im Mittel eingehalten werden.

Ohne diese spezielle Nachführung der Plattform würde der Entfernungsmeßfehler erheblich stärker zunehmen.

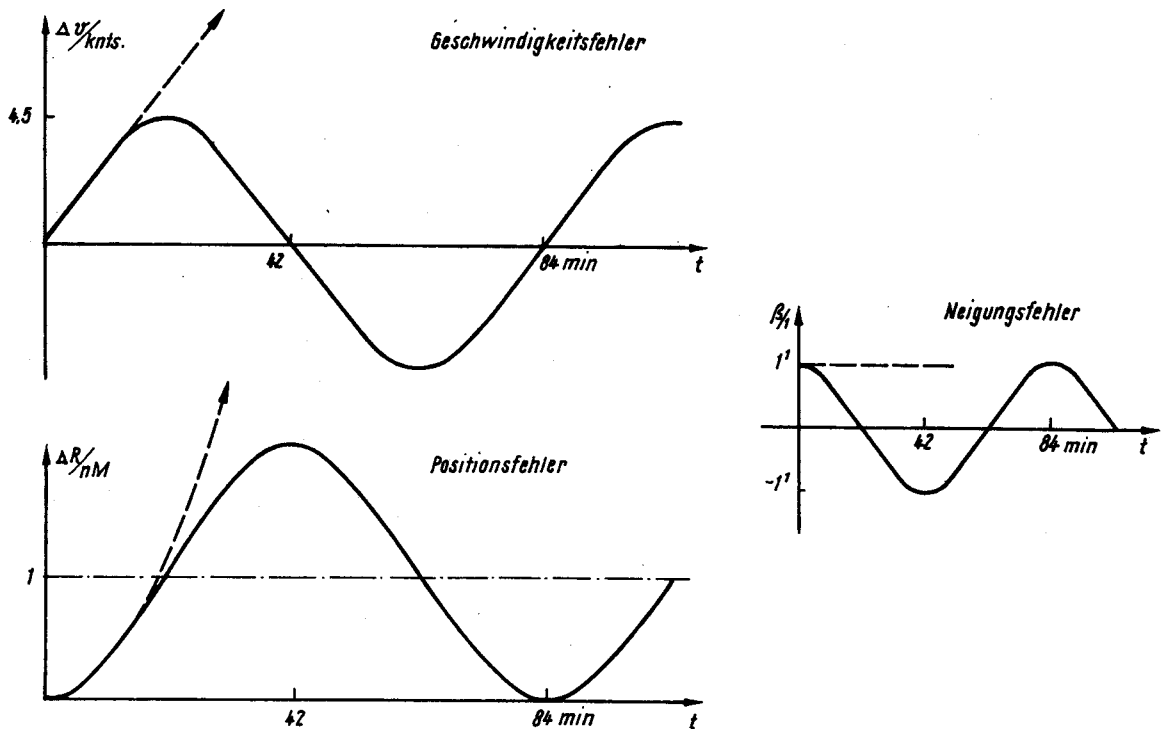


Abb. 13 Einfluß der Plattformneigung auf Geschwindigkeits- und Positionsfehler

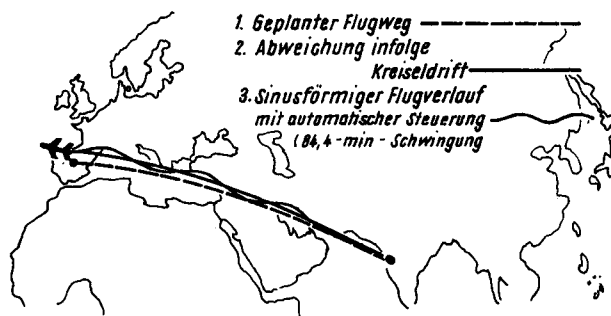


Abb. 14 Einfluß der Schuler-Schwingung auf die Navigationsgenauigkeit

Ist der Kreisler unvollkommen gefertigt und wandert aus der Sollage, so schwingt die Plattform immer noch in den statischen Zustand ein, jedoch ergibt sich das Ausgangssignal der Geschwindigkeit nun aus der Erddrehung und der Auswanderung des Kreislers. Während der Ausrichtung der Plattform ist das kein Nachteil, da ja das gesamte Geschwindigkeitssignal, das dem 2. Integrator zugeführt wird, kompensiert werden muß, bevor sich das Fahrzeug fortzubewegen beginnt.

Sobald die Plattform exakt nachgeführt wird, das heißt, jede Navigationsgeschwindigkeit und die Entfernungsausgangssignale auf Null gebracht worden sind, darf eine Fahrzeugbewegung erfolgen.

Bei einer Fahrzeugbeschleunigung wird diese vom Beschleunigungsgeber erfaßt, das Signal integriert und über das Rechenglied auf den Momentengeber des Kreislers gegeben, so daß eine Präzessionsbewegung hervorgerufen wird und die Plattform stets in die Horizontale nachdreht.

Für die Ausrichtung der Plattform hinsichtlich des Azimuts existieren verschiedene Möglichkeiten:

1. Geographische Orientierung

Eine der Meßachsen der Beschleunigungsgeber ist nach Norden ausgerichtet. Diese Orientierung erleichtert die Koordinatenberechnung, so daß der technische Aufwand im Rechner relativ gering gehalten werden kann. Diese Orientierung hat jedoch in ho-

hen geographischen Breiten den Nachteil einer sehr großen Nachdrehgeschwindigkeit der Plattform. Ober dem Pol wird diese sogar unendlich. Eine hohe Nachdrehgeschwindigkeit führt zu technischen Schwierigkeiten im mechanischen Aufbau der Anlage, so daß dem Vorteil des geringeren Aufwands im Rechner andere erhebliche Nachteile entgegenstehen.

2. Freie Orientierung

Es wird nicht versucht, die Plattform in einer bestimmten azimuthalen Lage zu halten. Der Azimutwert ist jedoch zur Bestimmung der geographischen Koordinaten erforderlich und muß laufend ermittelt werden. Selbst im abgestellten Fahrzeug dreht sich die Plattform azimuthal mit einer durch die Erddrehung vorgegebenen Winkelgeschwindigkeit.

3. Orientierung nach einem Azimut, der frei bezüglich dem geographischen Koordinatensystem ist

Bei dieser Orientierung, die in der sowjetischen Trägheitsnavigationsanlage I-11 angewendet wird, ist eine beliebige Azimutlage der Plattform möglich. Der Einfluß der Erddrehung wird dabei kompensiert, so daß sich die Plattform scheinbar nur in Abhängigkeit von der Fahrzeugbewegung dreht.

Zum Betrieb einer Trägheitsnavigationsanlage sind daher die folgenden vorbereitenden Abläufe beim Ausrichten der Anlage erforderlich:

- genaues Einlaufen der Plattform in die Ebene des örtlichen Horizonts
- Bestimmung des Plattformazimuts
- Eingabe der genauen Standplatzkoordinaten in den Rechner

1.5. Korrekturen des Beschleunigungssignals

Neben den Beschleunigungen infolge der Fahrzeugbewegung und der Gravitation wirken noch weitere Beschleunigungen auf die an der Plattform installierten Geber. Diese Einflüsse sind bei der Signalverarbeitung zu berücksichtigen, damit die Fehler der Anlage gering gehalten werden.

Die Coriolisbeschleunigung ergibt sich aus der Tatsache, daß die Navigation auf einem rotierenden Bezugssystem betrieben wird. Um den Einfluß auf die Beschleunigungsmessung zu verdeutlichen, nehmen wir an, daß wir einen festen Standpunkt im Raum beziehen und den Weg eines Flugzeugs über der Erde beobachten. Ohne die Eigenbewegung der Erde würde uns der Weg eines Flugzeugs, das zum Beispiel vom Äquator zum Nordpol auf einem Längengrad fliegt, geradlinig erscheinen.

Abb. 15 zeigt diesen gedachten Flugweg.

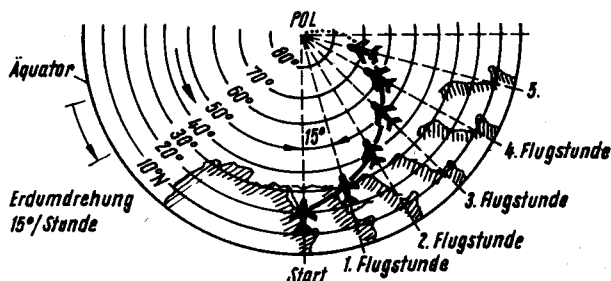


Abb. 15 Coriolis-Effekt

Bei rotierender Erde wird aus dem geradlinigen Nordkurs eine Kurvenlinie, da sich die Erde unter dem Flugzeug hinweggedreht hat. Der Beobachter aus dem Raum registriert eine Ablenkung aus der beabsichtigten Flugbahn, und diese Ablenkung ist nur verständlich, wenn eine entsprechende Kraft, die nach dem Physiker CORIOLIS benannte Corioliskraft, eingeführt wird. Die auf den verschiedenen Breitengraden unterschiedliche Größe der Ablenkungs-

kräfte läßt sich nach den von ihm gefundenen Beziehungen berechnen.

Die Ausgangssignale der Beschleunigungsgeber enthalten auch Anteile, die von der Corioliskraft stammen, und müssen daher entsprechend korrigiert werden. Damit ergibt sich eine Trägheitsnavigationsanlage, deren Wirkungsweise der Darstellung in Abb. 16 entspricht.

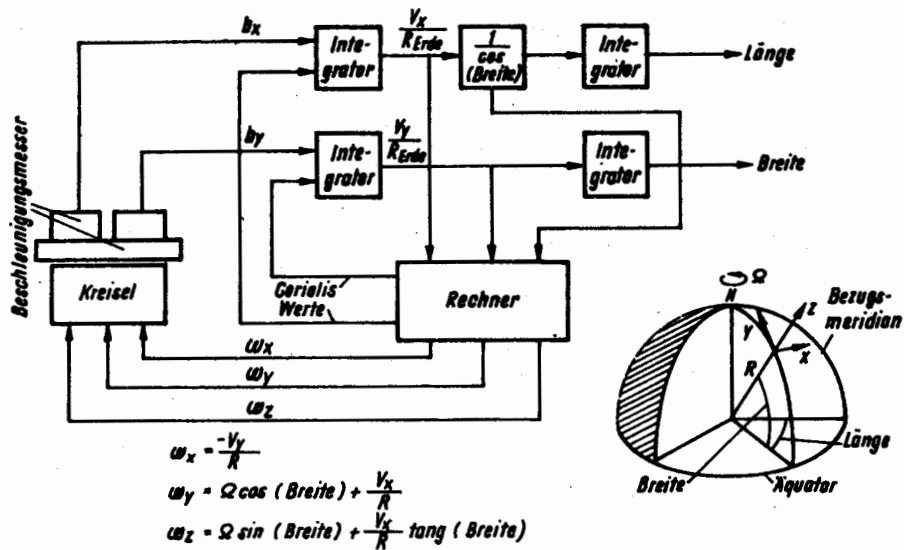


Abb. 16 Blockschaltbild einer Trägheitsnavigationsanlage

Weitere Korrekturen sind für die Zentripetalbeschleunigung erforderlich. Bewegt sich ein Flugzeug auf einem Kreisbogen um den Erdmittelpunkt, also auf einem Großkreis, so ist dies eine beschleunigte Bewegung, da für die dauernde Richtungsänderung, die zur Bahnkrümmung erforderlich ist, eine Beschleunigung in Richtung des Erdmittelpunktes notwendig ist.

Wird nicht auf der Orthodromen geflogen, so treten zusätzliche seitlich gerichtete Beschleunigungen auf.

Die Erdbeschleunigung hängt von der Entfernung zwischen Standort und Erdmittelpunkt ab. Daher ergibt sich aus der Abweichung der Erdgestalt von der Kugel eine breitenabhängige Änderung der Erdbeschleunigung nach Richtung und Größe. Diese Änderung und die Abnahme der Beschleunigung mit zunehmender Flughöhe sind ebenfalls kontinuierlich zu erfassen.

1.6. Die Standortbestimmung mit der Anlage I-11

Der Ablauf besteht im wesentlichen in der mehrfachen Koordinatentransformation und der Umrechnung der Signale bis zum Erhalten des Standorts in geographischen Koordinaten. Zunächst ist ein Koordinatensystem für die Erde und ein Koordinatensystem für die Plattform mit den Beschleunigungsgebern einzuführen.

Für die Erde findet ein geozentrisches System Anwendung, das folgende Achsen besitzt:

- ζ Achse vom Erdmittelpunkt durch den Nordpol
- ξ Achse vom Erdmittelpunkt durch den Punkt 0° Länge und 0° Breite (Schnittpunkt von Äquator und Greenwich-Meridian)
- η Achse vom Erdmittelpunkt durch den Punkt 90° östlicher Länge und 0° Breite

Die kreiselstabilisierte Plattform habe die Achsen x und y (horizontal) und z (senkrecht).

Zwischen der Nordrichtung und der y-Achse soll sich der Winkel ε befinden.

Abb. 17 zeigt die Länge der Achsen.

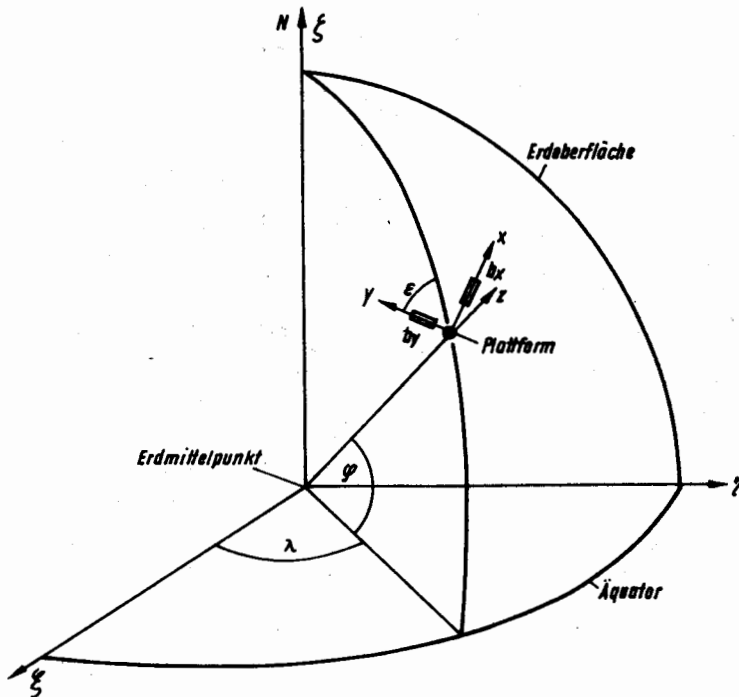


Abb. 17 Die Achsenorientierung vom geozentrischen Koordinatensystem und Koordinatensystem der stabilisierten Plattform

Aus dem Koordinatensystem ξ, η und ζ gelangt man mit Hilfe von drei Drehungen um die Winkel λ, φ und ϵ in das Koordinatensystem x, y, z .

Zwischen den Koordinatensystemen x, y, z und ξ, η, ζ existiert die Beziehung

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = B \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix} \quad (22)$$

mit

$$B = \begin{vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{vmatrix} \quad (23)$$

Dabei sind

$$\begin{aligned} b_{11} &= \sin\varphi \cos\lambda \sin\epsilon - \sin\lambda \cos\epsilon \\ b_{21} &= \sin\varphi \cos\lambda \cos\epsilon + \sin\lambda \sin\epsilon \\ b_{12} &= \sin\varphi \sin\lambda \sin\epsilon + \cos\lambda \cos\epsilon \\ b_{22} &= \sin\varphi \sin\lambda \cos\epsilon - \cos\lambda \sin\epsilon \\ b_{13} &= \cos\varphi \sin\epsilon \\ b_{23} &= \cos\varphi \cos\epsilon \\ b_{31} &= \cos\varphi \cos\lambda \\ b_{32} &= \cos\varphi \sin\lambda \\ b_{33} &= \sin\varphi \end{aligned} \quad (24a-i)$$

Der in der Anlage vorhandene Rechner muß die Matrix-Elemente B berechnen, damit aus den Messungen im Plattform-Koordinatensystem auf Ergebnisse im geographischen Koordinatensystem geschlossen werden kann.

Dazu müssen die Winkel φ , λ und ε ermittelt werden.

Zur Feststellung dieser Winkel sind die Winkelgeschwindigkeiten zu messen.

Dazu werden die gemessenen Beschleunigungen einmal integriert und das erhaltene Ergebnis (Tangentialgeschwindigkeit auf der Erdoberfläche) durch den Erdradius geteilt. Aus der Integration der Winkelgeschwindigkeit erhält die Anlage die Winkel im geozentrischen Koordinatensystem.

Den erhaltenen Winkelgeschwindigkeiten werden die Komponenten der Winkelgeschwindigkeit der Erde addiert. Die Signale, die den Summen dieser Winkelgeschwindigkeiten entsprechen, gelangen zu den Momentengebern der Kreisel, so daß eine Horizontierung der Plattform erfolgt.

1.7. Die Ausrichtung der Plattform

Während der Ausrichtung der Plattform laufen folgende Arbeitsgänge ab:

- Errechnung des Azimuts der stabilisierten Plattform, die zunächst so orientiert wurde, daß ihre y -Achse mit der Flugzeuglängsachse übereinstimmt,
- Kompensierung des Auswanderns der Plattform bezüglich der horizontalen Achsen x und y
- azimutales Kompensieren der Plattformbewegung. Dabei ist keine Information über die Richtung der Flugzeuglängsachse am Standplatz erforderlich. Die Ausrichtung geschieht automatisch.

Ist die Richtung der Flugzeuglängsachse am Standplatz jedoch bekannt, so kann diese eingegeben werden, wodurch sich die Zeit für das Ausrichten verringert.

Zunächst wird der Ablauf der Vorgänge beim Ausrichten ohne Eingabe der Richtung der Flugzeuglängsachse betrachtet. Im Zeitraum von 30 s nach Einschalten der Speisespannungen erfolgt eine Grobausrichtung der Plattform nach den Signalen der Sinus-Kosinus-Potentiometer für Kurs-, Längsneigungs- und Querneigungswinkel. Die Signale der Sinus-Kosinus-Potentiometer gelangen über Verstärker zu den Servomotoren der Plattform, die die Ausrichtung durchführen. Diese Einstellung der Plattform endet, wenn die Ausgangssignale der Sinus-Kosinus-Potentiometer Null werden.

Innerhalb der ersten 15 s erhalten die auf der Plattform installierten Kreisel keine Speisespannung.

Nach dem Anlaufen der Kreisel werden die Ausgangssignale der Winkelgeber dieser Kreisel zunächst noch nicht verarbeitet, so daß die Kreisel eine beliebige Lage einnehmen können. Bis zum Abschluß der Grobausrichtung leuchtet am Eingabe- und Ausgabeblock der Anlage der Wert $PG = 90$ (PG - Bereitschaftsmaß der Anlage während der Ausrichtung).

Der Grobausrichtung schließt sich die analoge Horizontierung an. Die Dauer dieser Betriebsweise läßt sich im Bereich von 75 s bis 450 s einstellen. Nach Einschaltung der Analoghorizontierung erscheint am Eingabe-Ausgabeblock das Signal 80.

Die Signale der Beschleunigungsmesser, die die Abweichung der Plattformlage von der Horizontalen angeben, gelangen über Verstärker zu den Momentengebern der Kreisel

und veranlassen diese zu einer Präzession, die zu einer Plattformhorizontierung führt. Die Azimutrichtung der Plattform wird mittels der Signale des Sinus-Kosinus-Potentiometers eingestellt.

In der sich anschließenden Betriebsweise erfolgt die exakte Azimutstabilisierung mit Hilfe des Rechners. Die Momentengeber der Kreisel erhalten zu diesem Zweck die Signale der Beschleunigungsmesser und die Komponenten der Winkelgeschwindigkeit der Erde für die Achsen x und y. Der Momentengeber der Kreisel für die vertikale Achse erhält ein Signal vom Sinus-Kosinus-Potentiometer und den Wert der vertikalen Komponente der Winkelgeschwindigkeit der Erde. Der errechnete Azimutwinkel gelangt nun in den Speicher des Rechners.

Die Azimutstabilisierung erfolgt in zwei Etappen. Zunächst arbeitet der Rechner mit der Näherung für den Azimut $\epsilon = 0$.

Am Eingabe- und Anzeigeblock erscheint die Zahl 70. Die aus der Azimutannahme $\epsilon = 0$ ermittelten Komponenten der Winkelgeschwindigkeit der Erde gelangen auf die Momentengeber der Kreisel. Da jedoch der tatsächliche Kurswinkel der Plattform nicht gleich Null ist und die errechneten Komponenten der Winkelgeschwindigkeit nicht mit den tatsächlichen übereinstimmen, entsteht ein Auswandern der Plattform. Aus den Signalen der Beschleunigungsgeber ermittelt der Rechner einen genauen Wert des Plattformazimuts. In dieser Zeit leuchtet die Zahl 60 auf.

Beim Erscheinen der Zahl 50 am Ein- und Ausgabeblock hat der Rechner eine weitere Näherung für den Azimut gefunden; dieser Wert findet zur Plattformeinstellung Verwendung.

Im weiteren Verlauf wird der Azimut genauer bestimmt und die Lage der Plattform konstant gehalten. Dazu erfolgt eine Verringerung der Übertragungsfaktoren und eine Verlängerung der Übergangsprozesse in den Regelkreisen.

Bei Beginn dieser Veränderungen in den Regelkreisen erscheint etwa vier Minuten lang die Anzeige 40. Die Anzeige verringert sich dann in dem Maße, wie die erforderliche Genauigkeit der azimutalen Ausrichtung erreicht wird und geht gegen den Wert 0. Der genaue Azimutwert verbleibt im Speicher des Rechners. Am Bedienpult brennt die Lampe, die die Bereitschaft der Anlage für den Navigationsbetrieb signalisiert.

Bei der Ausrichtung der Plattform nach dem eingegebenen Kurs des Flugzeugs am Standplatz verringert sich die Zeit, da der Rechner den Prozeß nicht mit der Näherung $\epsilon = 0$ beginnen muß.

Eine weitere Betriebsart der Ausrichtung der Plattform wird als Doppelte Ausrichtung (zweifache Kompensation der Kreisel drift) bezeichnet.

Im Ergebnis der normalerweise angewendeten Ausrichtung wird der Azimut der Plattform mit einem Fehler bestimmt, der der Ostkomponente der Anfangsdrift des Kreisels entspricht. Die zweifache Kompensation der Kreisel drift gewährleistet eine höhere Genauigkeit der Azimutausrichtung unabhängig von Betrag und Richtung der Anfangsdrift des Kreisels. Dazu laufen in der Anlage die folgenden Teilbetriebsarten ab:

- Grobausrichtung
- Horizontierung
- zusätzliche Kompensation der Kreisel drift

- Drehung
- Hauptkompensation der Kreisel drift

Die Teilbetriebsarten 'Grobausrichtung' und 'Horizontierung' entsprechen im wesentlichen dem Ablauf bei der normalerweise benutzten Ausrichtung. Allerdings ist hierbei die Plattform um 90° gegen den Uhrzeigersinn aus der Sollage verdreht. Die Drehung erfolgt automatisch aufgrund der Umschaltung von der Sinus- auf die Kosinuswicklung des Sinus-Kosinus-Potentiometers für Kurs. In der Teilbetriebsart 'Zusätzliche Kompensation der Kreisel drift' erfolgt eine Plattformausrichtung in der um 90° im Azimut gedrehten Lage, wodurch die Kreisel drift zusätzlich in einer zweiten Richtung erfaßt und berücksichtigt wird. Nach dem Kommando 'Drehung' erfolgt eine erneute Umschaltung am Sinus-Kosinus-Potentiometer, und die Plattform dreht sich in die Kursrichtung des Flugzeugs. Nun wird der Azimut erneut berechnet. Der weitere Ablauf der Ausrichtung wurde bereits erläutert.

1.8. Die Betriebsart 'Navigation'

In der Betriebsart 'Navigation' gestattet die Anlage I-11 an einem Eingabe- und Anzeigeblock eine Darstellung folgender Parameter:

- geographische Breite und Länge ϕ , λ (bei Breiten oberhalb $89^{\circ} 55'$ wird die Längenänderung nicht mehr angezeigt)
- geographischer Kurs
- Komponenten der Fluggeschwindigkeit in Nord- und Ostrichtung (bei Breiten oberhalb $89^{\circ} 55'$ wird die Veränderung der Geschwindigkeit in Ostrichtung nicht mehr angezeigt)
- seitliche Abweichung von der beabsichtigten Weglinie
- Entfernung bis zum nächsten Wegpunkt auf der Orthodromen
- Geschwindigkeit über Grund
- Abdriftwinkel
- beabsichtigter Wegwinkel
- tatsächlicher Wegwinkel
- Flugzeit bis zum nächsten Wegpunkt
- Windstärke und -richtung
- Nummer des Wegpunktes, den das Flugzeug anfliegt
- Nummer des Wegpunktes, von dem sich das Flugzeug entfernt.

Die seitliche Abweichung von der beabsichtigten Weglinie und die erste Ableitung dieser Größe nach der Zeit werden in einer Form erarbeitet, in der sie im Flugregler des Flugzeugs weiter verarbeitet werden können.

1.9. Die Betriebsart 'Kursvertikale'

Die Anlage schaltet automatisch in die Betriebsart 'Kursvertikale' um, wenn der Rechner ausfällt. In dieser Betriebsart werden folgende Signale in analoger Form ausgegeben:

- Quer- und Längeneigungswinkel
- Kurs (nach Angaben der Kreisel)
- vertikale Beschleunigung

Die Plattform wird hierbei mit Hilfe der von den Beschleunigungsgebern gelieferten Signale über die Drehmomentgeber an den Kreiseln in ihrer Lage festgehalten.

1.10. Die Betriebsart 'Kontrolle'

Die Trägheitsnavigationsanlage I-11 besitzt eine spezielle Betriebsart, die die Beurteilung der Genauigkeit der ausgegebenen Werte gestattet, ohne daß eine besondere Prüfeinrichtung erforderlich ist.

Dazu ist nach Abschluß der Betriebsart 'Ausrichtung' der Betriebsartenschalter am Steuerpult in die Stellung 'Kontrolle' zu bringen. Dann erhält der Rechner Signale für die Geschwindigkeiten

$$v_y = v_x = 500 \text{ m/s}$$

und errechnet ebenso wie in der Betriebsart 'Navigation' die sich ergebenden Werte für die geographische Länge und Breite. Diese Koordinaten werden nun mit den vorher berechneten Werten verglichen.

Liegen die Koordinaten außerhalb der vorgegebenen Toleranz, wird das Signal 'Funktionstörung' ausgegeben; am Steuerpult blinkt die Lampe 'Ausfall'.

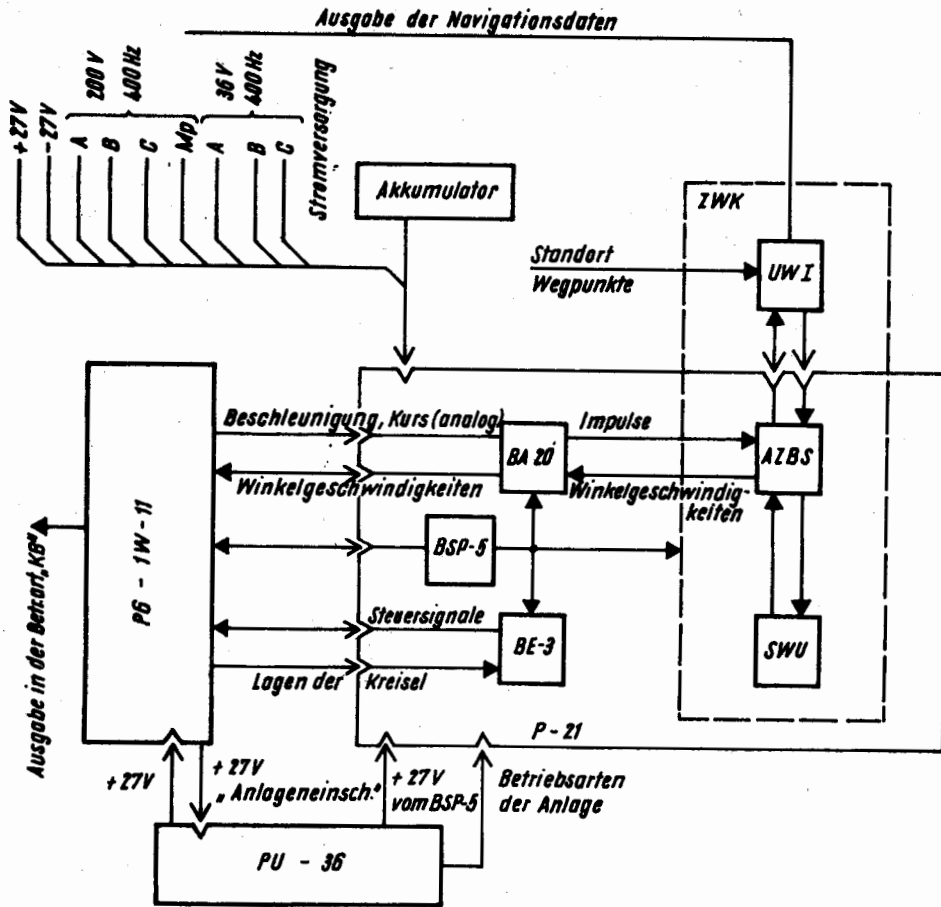


Abb. 18 Blöckschaltbild der Anlage I-11

Im Elektronikblock befinden sich die Servoverstärker für die Regelkreise der stabilisierten Plattform.

Im Automatikblock erfolgt eine Umformung der analogen Signale der Beschleunigungsgeber in eine Impulsfolge, die dann im Umsetzer AZBS in eine Form gebracht wird, die der Rechner verarbeiten kann.

Zur Steuerung der Plattform gelangt die Information auch umgekehrt vom Rechner über die Blöcke AZBS und BA-20 zur Plattform.

Die Akkumulatoren auf dem Rahmen R-3 gewährleisten eine ständige Speisung des Rechners, um die Löschung des Speicherinhalts bei kurzzeitigem Ausfall der Versorgungsspannungen zu verhindern.

1.11. Das Blockschaltbild der Anlage I-11

Zur Anlage gehören folgende Blöcke:

- Kreiselplattform PG-1W-11
- Steuerpult PU-36
- Eingabe- und Anzeigeblock UWI
- Analog-Digital-Umsetzer AZBS
- Spezialrechenblock SWU
- Elektronikblock BE-3
- Automatikblock BA-20
- Spezieller Speiseblock BSP-5
- Akkumulator mit Rahmen R-3

Der Container 21 vereinigt die Blöcke AZBS, SWU, BE-3, BA-20 und BSP-5.

Das Zusammenwirken der Blöcke ist aus Abb. 18 ersichtlich. Die Blöcke UWI, AZBS und SWU bilden den zentralen Digitalrechner der Anlage.

Am Steuerpult PU-36 erfolgt die Einschaltung der Anlage I-11 und die Betriebsartenumschaltung.

Im Block BSP-5 werden die speziellen Speisespannungen für die einzelnen Teile der Navigationsanlage bereitgestellt.

2. Theoretische Grundlagen des Navigationsverfahrens Omega

2.1. Ausbreitung elektromagnetischer Wellen im Längstwellenbereich

2.1.1. Allgemeines

Omega-Sendestationen arbeiten im Längstwellenbereich zwischen 10 kHz und 14 kHz. Diese Frequenzen ermöglichen es, erheblich größere Reichweiten mit Navigationssignalen zu überdecken, als das bei anderen Funknavigationverfahren der Fall ist.

Das Verfahren besitzt eine Standortgenauigkeit von 2 bis 4 NM (für 95 Prozent der Standortbestimmungen).

Die Navigationsinformation wird durch die Zusammenarbeit von Bodensendern mit Bordempfängern geliefert.

Während in der Schifffahrt noch spezielle Karten und Tabellen mit Korrekturen für die Ausbreitungsbedingungen zur Standortbestimmung mit Omega-Anlagen Anwendung finden, hat sich in der Luftfahrt die ausschließliche Verwendung von Anlagen durchgesetzt, die eigene Rechner besitzen und die erhaltene Navigationsinformation von Hyperbelkoordinaten in geographische Koordinaten umrechnen.

Grundlage für die Arbeit des Navigationsverfahrens Omega, das auf einer Phasendifferenzmessung beruht, sind die Ausbreitungseigenschaften elektromagnetischer Wellen im Längstwellenbereich. Zum Verständnis der Wirkungsweise des Verfahrens sind daher einige Grundkenntnisse der allgemeinen Wellenausbreitung und der Besonderheiten im Längstwellenbereich erforderlich.

2.1.2. Grundgrößen

Die Frequenz gibt die Zahl der Schwingungsvorgänge je Sekunde an. Einheit der Frequenz ist das Hertz (Kurzzeichen Hz), im englischen Sprachraum cycle per second (Kurzzeichen c, cps oder c/s).

Die Wellenlänge ist der Abstand zweier Punkte, die sich im gleichen Schwingungszustand befinden.

Frequenz und Wellenlänge sind über die Ausbreitungsgeschwindigkeit miteinander verknüpft.

$$c = \lambda \cdot f \quad (25)$$

c - Wellenausbreitungsgeschwindigkeit

λ - Wellenlänge

f - Frequenz

Die Phase (oder der Phasenwinkel) gibt den augenblicklichen Schwingungszustand einer Welle an. Bei der Beschreibung einer Welle

$$E = E_0 \sin(\omega t + \phi) \quad (26)$$

mit E - Momentanwert der elektrischen Feldstärke

E_0 - Scheitelwert der elektrischen Feldstärke

t - Zeit

$$\omega = 2\pi f - \text{Kreisfrequenz} \quad (27)$$

gibt die Größe ϕ den Anfangsphasenwinkel der Schwingung an. Die Differenz der Anfangsphasen zweier Wellen gleicher Frequenz heißt Phasendifferenz oder Phasenverschiebung.

Im Gegensatz zu den üblichen Angaben von Phasenverschiebungen in Grad oder Bogenmaß wird beim Verfahren Omega die Phasendifferenz in Centicycle angegeben. Eine Schwingung (Cycle) wurde in 100 Centicycle geteilt.

Die Polarisation gibt die Richtung beziehungsweise die Ebene an, in der der Vektor der elektrischen Feldstärke einer elektromagnetischen Welle schwingt. Für das Verfahren Omega findet die vertikale Polarisation Anwendung.

2.1.3. Ausbreitung

Beim Stromfluß durch einen senkrecht angeordneten Dipol wird ein elektrisches Feld vorhanden sein, das ebenso wie der Stromfluß gerichtet ist. Durch Umkehren des Stromes im Dipol wird sich auch die Richtung der elektrischen Feldlinien umkehren.

Die elektrischen Felder breiten sich nach Ablösung vom Dipol radial nach allen Richtungen gleichmäßig aus.

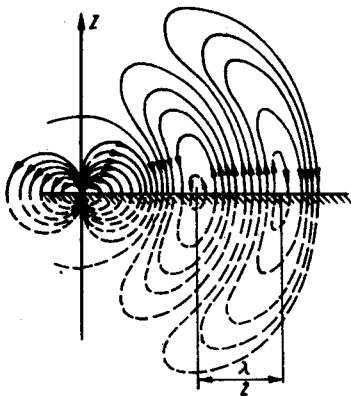


Abb. 19 Elektrisches Feldbild eines schwingenden Dipols (Augenblickswert)

Abb. 19 veranschaulicht den Verlauf über einer dünnen gut leitenden Fläche. Die abgestrahlte Energie ist jedoch nicht nur im elektrischen Feld vorhanden, sondern sie pendelt zwischen elektrischer und magnetischer Energieform. Der räumlichen Feldlinienverlauf des elektrischen Feldes und die Richtung der magnetischen Feldlinien erhält man, wenn man die Zeichnung in Abb. 19 um die z-Achse rotieren läßt.

Abb. 20 vermittelt eine räumliche Vorstellung vom Verlauf des elektrischen und magnetischen Feldes. Die elektrische Feldstärke hat nur Komponenten in einer die Dipolachse (z) enthaltenden Ebene. Senkrecht dazu, also in der Horizontalebene, sind keine Komponenten der elektrischen Feldstärke vorhanden. Die magnetische Erregung bildet Kreise in Ebenen, die senkrecht zur Dipolachse (z) stehen.

Entsprechend der nach allen Seiten gleichmäßigen Abstrahlung kann beim Empfang einer elektromagnetischen Welle angenommen werden, daß die Welle auf dem kürzesten Wege erhalten wurde und eine Übertragung auf dem Großkreis erfolgt.

Beim Omega-Navigationsverfahren verwendet man Längstwellen (very low frequency, Abkürzung VLF).

Längstwellen haben Frequenzen von 10 bis 30 kHz und Wellenlängen von 30 bis 10 km.

Es soll zunächst angenommen werden, daß sich die Wellen ausschließlich im Gebiet der optischen Sichtweite des Senders ausbreiten können. Die optische Sichtweite ergibt sich entsprechend Abb. 21.

Mit R - Erdradius = 6370 km

h - Höhe der Sendeantenne

r - optischer Sichtweite

erhält man nach Anwendung des Lehrsatzes des Pythagoras'

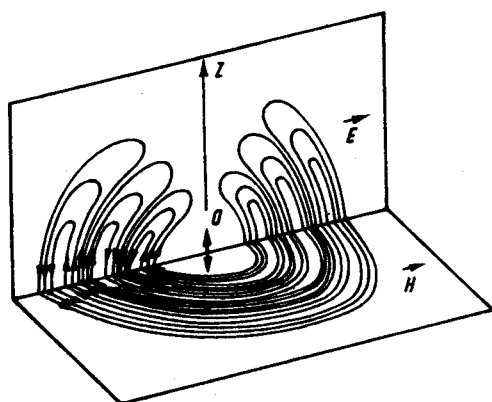


Abb. 20 Räumlicher Aufbau des elektromagnetischen Feldes (Augenblickswert)

$$r^2 + R^2 = (R + h)^2 \quad (28)$$

und nach Einsetzen des Wertes für den Erdradius

$$r/\text{km} = 3,56 \sqrt{h/\text{m}} \quad (29)$$

Trifft die Welle an der Grenze der optischen Sichtweite auf die Erdoberfläche, so stellt die Erde für sie ein Hindernis dar, dessen Größe in der Größenordnung der Wellenlänge liegt. Bei Hindernissen solcher Größenordnung findet ähnlich den Verhältnissen in der Optik eine Beugung statt.

Es tritt eine Abweichung von der geradlinigen Wellenausbreitung auf, die Welle greift um das Hindernis und erreicht das Gebiet hinter dem Ausbreitungshindernis. Für die Ausbreitung hinter dem Hindernis ist das Huygens'sche Prinzip zugrunde zu legen, das heißt, man betrachtet jeden Punkt am Hindernis als Zentrum einer neuen Elementarwelle, die sich nach allen Seiten ausbreitet. Daraus ist ersichtlich, daß die Längstwellen von der Erdoberfläche "geführt" werden.

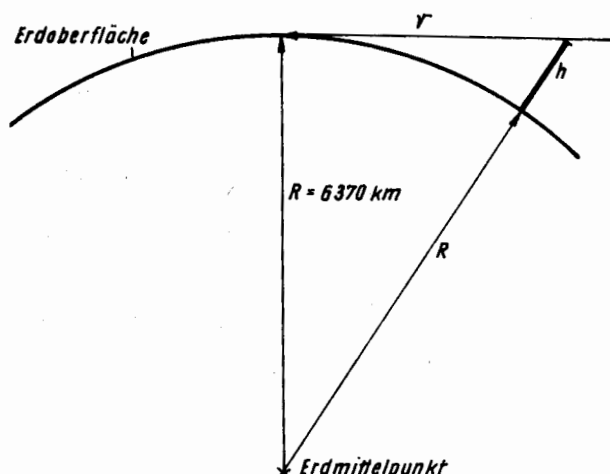


Abb. 21 Ableitung der optischen Sichtweite für die Antennenhöhe h

Die Ausbreitung der Längstwellen nach oben verhindern die in der Atmosphäre vorhandenen ionisierten Schichten. Die Dichte und Höhe dieser Schichten ist von der Dauer und Intensität der Sonneneinstrahlung und damit auch von der Tages- und Jahreszeit abhängig. Besonders in der Dämmerung entstehen starke Veränderungen in den ionisierten Atmosphärenschichten, in deren Ergebnis die Ausbreitungsbedingungen stark schwanken.

Abb. 22 zeigt die Ergebnisse einer Messung der Ausbreitungsgeschwindigkeit einer 12,2-kHz-Welle zwischen Hawaii und San Diego.

Solche Messungen wurden zur Vorbereitung des Omega-Verfahrens in den fünfziger Jahren durchgeführt.

Auf der Ordinate ist die Phasendifferenz gegenüber einem Bezugswert aufgetragen. Die Abszisse gibt die Zeit der Messung an. Für die Zeit, in der die Übertragungsstrecke in der Dämmerung lag (00.00 bis 04.00 GMT und 14.00 bis 17.00 GMT) sind starke Änderungen der Phasenlage festzustellen, so daß nachts die Ausbreitungszeit der Welle etwa $80 \mu\text{s}$ länger war als am Tage.

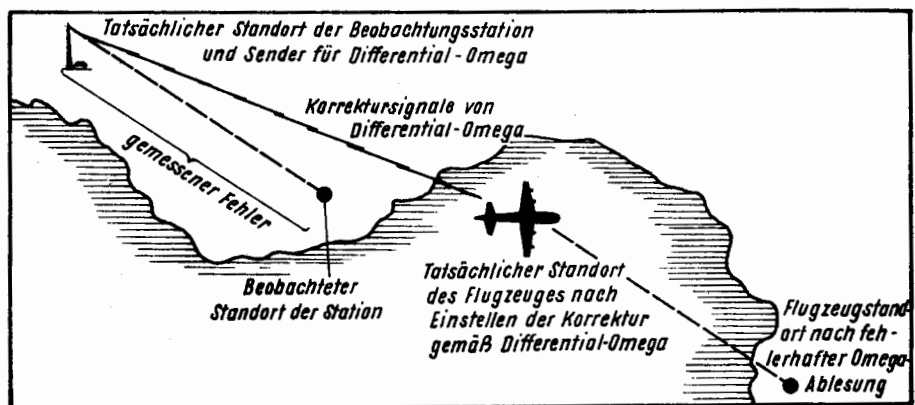
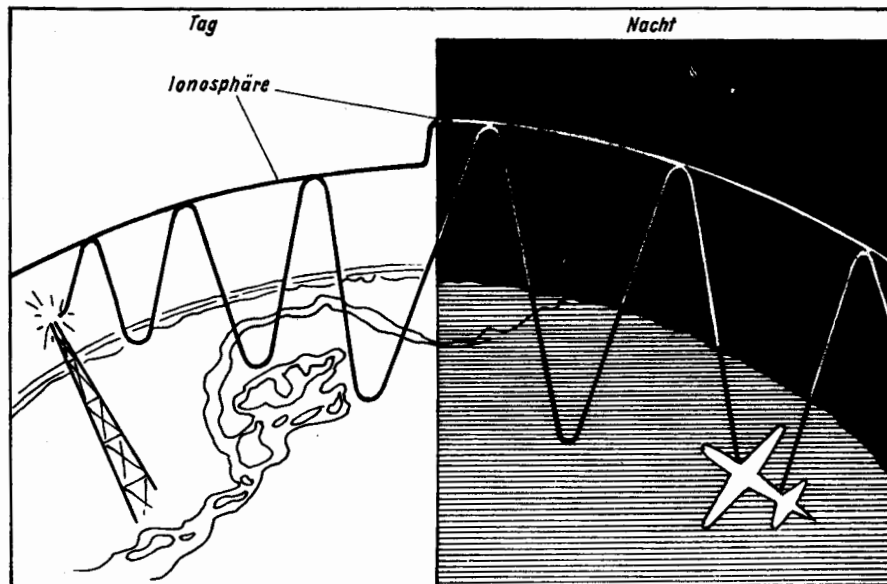
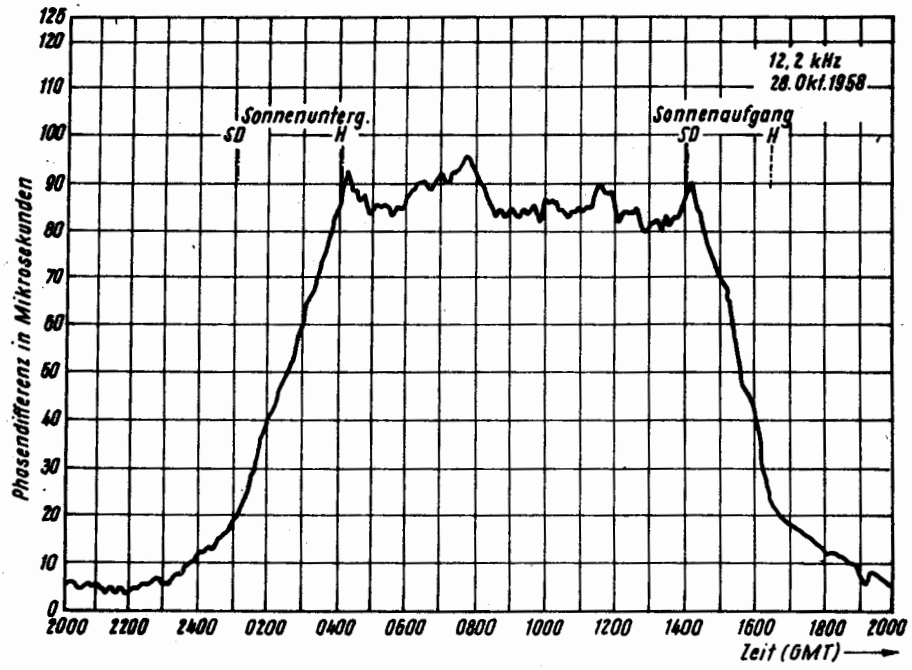
Das entspräche einer scheinbaren Standortveränderung von 24 km, sofern nicht entsprechende Korrekturen bei der Standortbestimmung vorgenommen würden.

Abb. 22 Messung der Ausbreitungsbedingungen bei 12,2 kHz zwischen Hawaii und San Diego

Abb. 23 Verlängerung des Ausbreitungsweges durch Anhebung der ionisierten Schichten bei Nacht

Abb. 24 Die Wirkungsweise des Verfahrens Differential-Omega. Die Beobachtungsstation sendet ihren gemessenen Standortfehler zum Flugzeug, wo danach die abgelesenen Omega-Werte berichtigt werden und der exakte Standort festgestellt wird

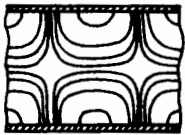
(auf S. 29 von oben nach unten)



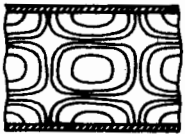
Die Vergrößerung der Übertragungszeit ergibt sich durch das Steigen der ionisierten Schicht von 70 km am Tage auf 90 km Höhe in der Nacht. Abb. 23 veranschaulicht, daß bei höherer D-Schicht ein größerer Übertragungsweg vorhanden ist. Diese Änderungen sind vorhersagbar und können mit Hilfe von Korrekturwerten kompensiert werden.

Der Bereich, in dem sich die Längstwellen ausbreiten können, liegt zwischen der Erdoberfläche und der ionisierten D-Schicht der Atmosphäre. Der Ausbreitungskanal kann als Hohlleiter aufgefaßt werden, dessen Wandungen zwei Kugelschalen bilden. Die Eigenschaften des Ausbreitungsmediums in diesem Hohlleiter hängen von zahlreichen Faktoren ab: Tageszeit, Jahreszeit, geographische Breite, Sonnenaktivität und Ausbreitungsrichtung in bezug auf das Erdmagnetfeld, Leitfähigkeit und Dielektrizitätskonstante auf dem Ausbreitungswege (Land, See).

Das Ortungskriterium ist beim Omega-Verfahren die Phasendifferenz zwischen zwei Wellen.



Diese laufen auf unterschiedlichen Wegen um den Globus. Es ist daher offenkundig, daß brauchbare Ortungsergebnisse nur bei genauer Kenntnis der Ausbreitungsvorgänge und Korrektur der Fehler zu erwarten sind. Man bewältigt dieses Problem durch Benutzung von täglichen und jahreszeitlichen Voraussagen der in einem bestimmten Gebiet zu erwartenden Laufzeitfehler und, soweit möglich, durch eine gebietsweise Überwachung durch eine Feststation, die entsprechende Korrekturen an die Benutzer weitergibt.



Dieses als Differential-Omega bezeichnete Verfahren wurde für die Benutzung in den USA vorgeschlagen. Abb. 24 macht die Wirkungsweise deutlich. Mit täglichen und jahreszeitlichen Korrekturvoraussagen lassen sich die starke Absorption der Längstwellen beim Übergang über das Eis der Polkappen (Polar Cap Absorptions, Abkürzung PCA) und plötzliche Störungen der Ionosphäre infolge Sonnenfleckenaktivität (Sudden Ionospheric Disturbances, Abkürzung SID) nicht erfassen. Diese Korrekturen sind aus den Angaben von Differential-Omega verfügbar.

Abb. 25
Unterschiedliche Schwingungsformen in einem Hohlleiter

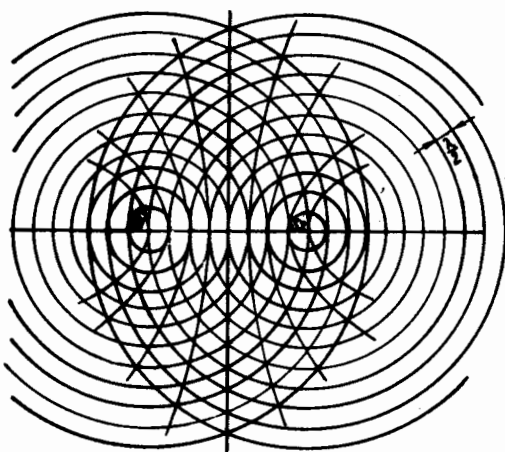
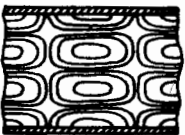


Abb. 26 Die Entstehung von Hyperbeln aus den von den Stationen S_1 und S_2 abgestrahlten Wellen

Die Wellenfortpflanzung im Hohlleiter hat gegenüber einer Ausbreitung im freien Raum Besonderheiten, die zu weiteren Beeinträchtigungen des Phasenverlaufs und damit der Ortungsgenauigkeit führen. In Abb. 20 ist ein möglicher Schwingungsmodus der Wellen skizziert worden.

Unter einem Schwingungsmodus ist eine von vielen Möglichkeiten der elektromagnetischen Schwingung in einem Hohlleiter zu verstehen. Jeder Schwingungsmodus hat seinen eigenen elektrischen und magnetischen Feldlinienverlauf. Abb. 25 gibt Möglichkeiten unterschiedlicher Schwingungsmodi in einem Hohlleiter an.

Die Überlagerung unterschiedlicher Schwingungsmodi führt zu Phasenverzerrungen und Dämpfungen. Diese Überlagerungen sind besonders in der Nähe von Sendern und nachts auf bestimmten Ausbreitungswegen bei größeren Entfernungen vorhanden.

Höhere Schwingungsmodi werden am Tage stark gedämpft. Nachts vergrößert sich ihre Reichweite von etwa 1000 km auf 3000 bis 4000 km.

2.2. Hyperbel-Navigationsverfahren

2.2.1. Allgemeines

Die Hyperbel ist der geometrische Ort aller Punkte, die von zwei Brennpunkten eine konstante Entfernungsdifferenz haben. Physikalisch läßt sich die Hyperbel als Stand-

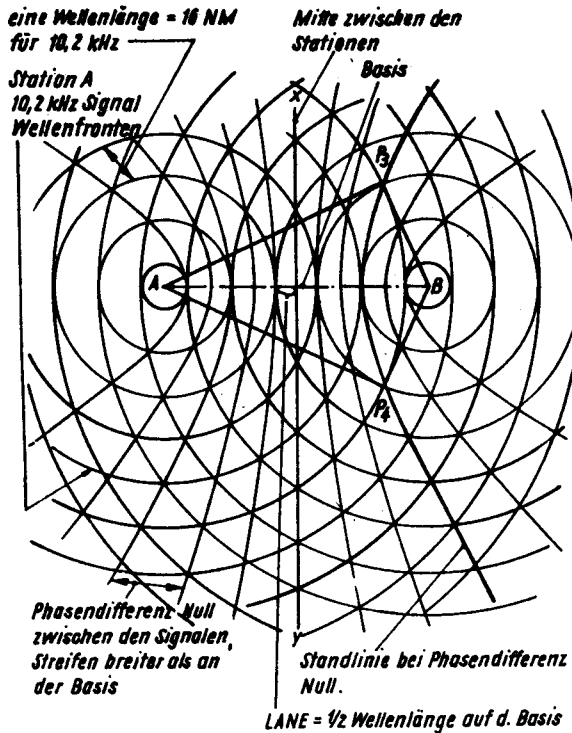


Abb. 27 Beziehungen im Hyperbelfeld

linie für eine Ortungsinformation auf zwei unterschiedlichen Wegen schaffen:

1. Befinden sich in den Brennpunkten Sender, so kann die Entfernungsdifferenz durch eine Laufzeitdifferenz ausgedrückt werden. Dazu müssen die Bodensender gleichzeitig oder abgestimmt Impulse abstrahlen. Aus zwei Laufzeitmessungen kann an Bord die Laufzeitdifferenz bestimmt werden.

2. Strahlen die an den Brennpunkten installierten Sender dauernd elektromagnetische Wellen gleicher Frequenz mit fester Phasenzuordnung ab, so können die Entfernungen in Wellenlängen oder in Phasenwinkeln angegeben werden, und die Differenz führt ebenfalls zu Hyperbeln als Standlinien.

Um einen Standort zu erhalten, sind mindestens zwei Hyperbelscharen geeigneter Zuordnung erforderlich, so daß sich der Standort als Schnittpunkt zweier Hyperbeln ergibt.

Die Genauigkeit der Standortermittlung differiert an den einzelnen Orten wegen der unterschiedlichen Schnittwinkel der Hyperbeln.

Abb. 26 zeigt die Konstruktion einer Hyperbelschar aus den von den Sendern S₁ und S₂ abgestrahlten Wellen.

Abb. 27 erläutert die Bezeichnungen aus der speziellen für das Verfahren Omega eingeführten Terminologie. Der Begriff "Lane" (Streifen) bezeichnet ein Gebiet, in dem die Phase eine vollständige Schwingung durchläuft. Es wird in 100 "centilane" unterteilt. Der Begriff centilane findet für Angaben über den Fehler der Standortermittlung Verwendung.

Die Basislinie ist eine gedachte Verbindungslinie zwischen den beiden Brennpunkten. Streifenbreiten (Lane) werden für die Basislinie angegeben.

Abb. 28 soll verdeutlichen, daß innerhalb eines Streifens, der der halben Wellenlänge entspricht, die Phasendifferenz einen vollen Zyklus von 360° durchläuft. In einer halben Wellenlänge durchläuft

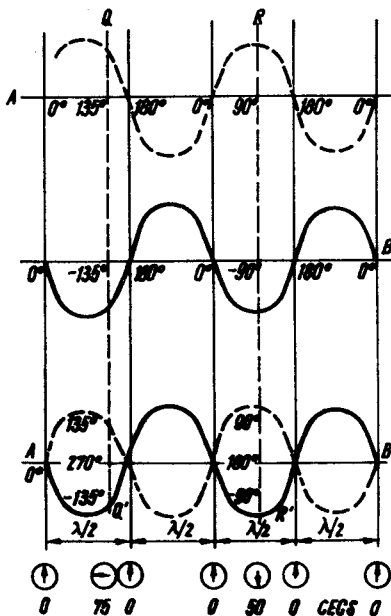


Abb. 28

Phasenbeziehungen

Am Ortungspunkt Q ist vom Sender A die Phase +135° vorhanden und vom Sender B die Phase -135°. Die Phasendifferenz beträgt 270° oder 75 centicycles. Am Ortungspunkt R betragen die Phasen +90° und -90°. Die Differenz beträgt 180° oder 50 centicycles

die Phase der Trägerschwingung die Werte von 0° bis 180° . Da die Phase der zweiten zur Phasendifferenzbildung benutzten Schwingung in dieser Strecke ebenfalls diesen Wertebereich durchläuft, ergibt sich ein Maximalwert der Phasendifferenz von 360° oder 100 centicycles (100 cecs).

In Abb. 29 ist die Standortbestimmung mittels zweier Hyperbelscharen, die sich zwischen den Sendern A und B sowie A und C ausgebildet haben, skizziert.

Hyperbeln als Standlinien ergeben sich nur, wenn die Erdoberfläche als eben betrachtet wird. Bei großen Überdeckungsbereichen muß die Erdkrümmung einbezogen werden. Diese exakt berechneten sphärischen Hyperbeln können unter Berücksichtigung der Kartenverzerrungen in geographische Karten gedruckt werden.

Die für die Erdoberfläche derart berechnete und dargestellte Lage der Hyperbeln gilt nicht mehr für größere Erhebungswinkel. Räumlich gesehen liegen Hyperbelscharen vor,

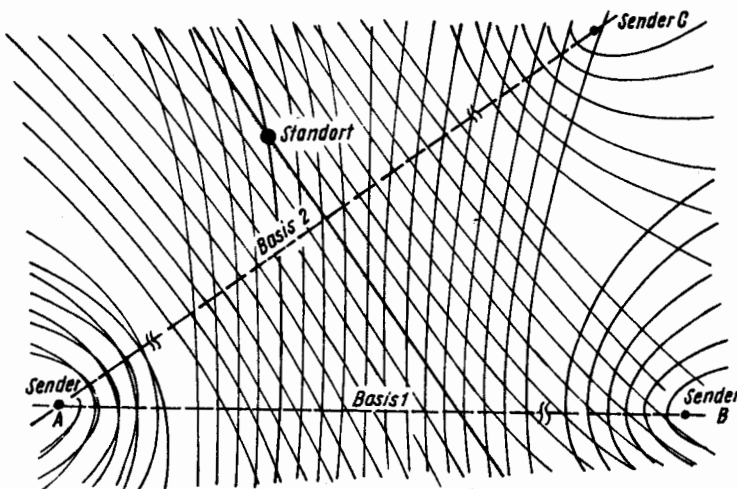


Abb. 29 Standortbestimmung mit zwei Hyperbelstandlinien

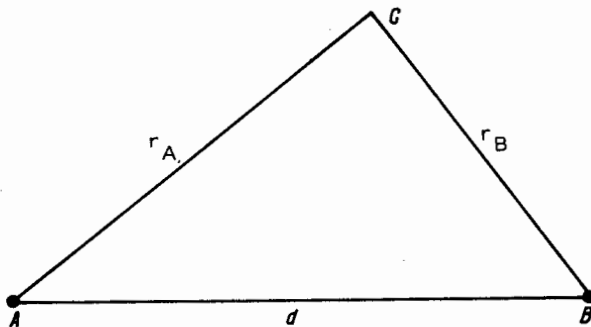


Abb. 30 Geometrie zur Ableitung der Phasendifferenz

deren Schnittlinie mit Kugelflächen unterschiedlicher Radien je nach Flughöhe eine Lageverschiebung hinsichtlich jener auf der Erdoberfläche aufweist. Dieser Standortfehler steigt mit wachsender Flughöhe.

2.2.2. Phasendifferenzmessungen

Das Navigationsverfahren Omega arbeitet mit kontinuierlich abgestrahlten Wellen und Phasendifferenzmessung. Auf Impulsverfahren soll daher nicht eingegangen werden.

Es wird angenommen, daß zwei Strahler - A und B - phasensynchrone elektromagnetische Schwingungen abstrahlen. An einem Empfangsort C, der von A die Entfernung r_A und von B die Entfernung r_B besitzt, ist die Phasendifferenz

$$\Delta \Phi = \frac{2\pi}{\lambda} (r_A - r_B) \quad (30)$$

vorhanden.

Abb. 30 illustriert die Verhältnisse.

$$\Phi_A = \frac{r_A}{\lambda} \cdot 2\pi \quad (31)$$

Analog ergibt sich vom Sender B die Phase

$$\Phi_B = \frac{r_B}{\lambda} \cdot 2\pi \quad (32)$$

Die Phasendifferenz $\Delta \Phi$ erhält man aus der Subtraktion

$$\Delta \Phi = \Phi_A - \Phi_B = \frac{2\pi}{\lambda} (r_A - r_B) \quad (33)$$

Für sehr große Entfernungen, für die $r_A \gg d$ und $r_B \gg d$ sind, können die Hyperbeln durch ihre Asymptoten ersetzt werden. Die Phasendifferenz ergibt sich dann aus der Beziehung

$$\Delta \Phi = 2 \pi \frac{d}{\lambda} \cos \eta \quad (34)$$

Abb. 31 erläutert die Verhältnisse.

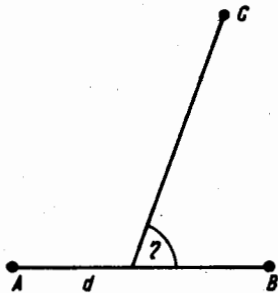


Abb. 31 Vereinfachung für $r_A \gg d$ und $r_B \gg d$

Differenziert man diese Beziehung nach η , so ergibt sich

$$\frac{d \Phi}{d \eta} = 2 \pi \frac{d}{\lambda} \sin \eta \quad (35)$$

und

$$d \Phi = 2 \pi \frac{d}{\lambda} \sin \eta d \eta \quad (36)$$

Bei $\frac{d}{\lambda} \gg 1$ erhält man für $d \Phi$

bei geringen Änderungen von η bereits große Werte. Bei kleinen Richtungsänderungen gegenüber der Basis erhält man große Phasenwinkeländerungen, wenn die Basis viel größer als die Wellenlänge ist. Diese Gesetzmäßigkeit wird bei Betrachtung von Abb. 32 deutlich.

Da man Phasenwinkel sehr genau messen kann, erklärt sich die hohe Genauigkeit der Phasenmeßverfahren mit großer Basis. Der Phasengradient ist bei $\eta = 90^\circ$ am größten und wird nach den Seiten nach dem Sinusverlauf kleiner.

Die Messung der Phasendifferenz setzt voraus, daß die Signale der Sender A und B getrennt empfangen werden. Um die Trennung zu ermöglichen, werden die Signale entweder zeitlich nacheinander mit geeigneter Speicherung der Phase des ersten Signals (Ome-

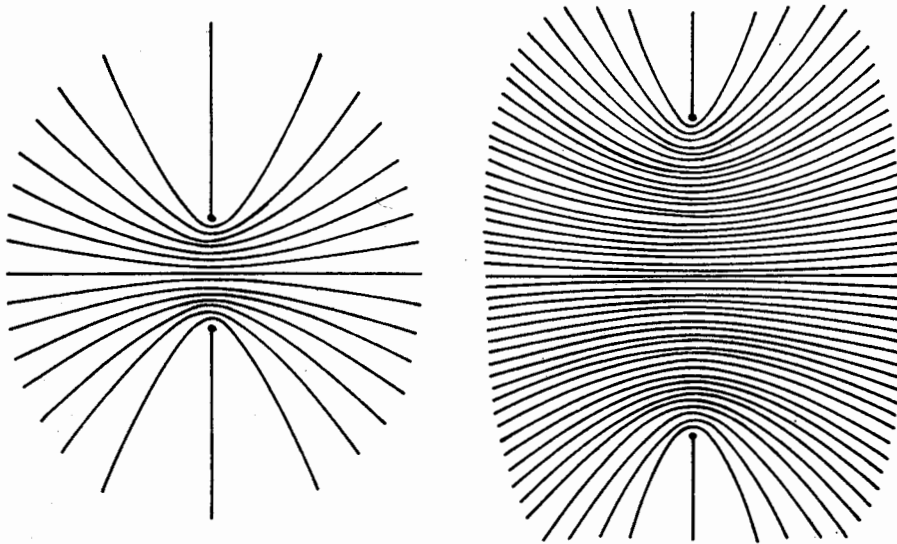


Abb. 32 Divergenz der Hyperbelstandlinien in Abhängigkeit vom Verhältnis der Basislänge zur Wellenlänge
links: kurze Basis, rechts: lange Basis

ga) oder auf verschiedenen aus einer gemeinsamen Subharmonischen abgeleiteten Frequenzen abgestrahlt, wobei in diesem Fall die Phasenmessung nach Vervielfachung auf einer gemeinsamen Vergleichsfrequenz vorgenommen wird (DECCA).

Phasenvergleichsverfahren werden vieldeutig, wenn die Basis größer als eine halbe Wellenlänge der verwendeten Frequenz ist. Die Vieldeutigkeit ergibt sich daraus, daß bei Änderung der Wegdifferenz um jeweils eine halbe Wellenlänge die Phasendifferenz um 360° fortschreitet. Die Vieldeutigkeit läßt sich mit einem Grobmeßsystem auflösen, wobei eine zusätzliche Messung mit einer kleineren Basis oder auf einer größeren Wellenlänge ausgeführt wird. Auch die Kombination von Laufzeit- und Phasenmeßverfahren ermöglicht die Auflösung von Vieldeutigkeiten (LORAN-C).

2.3. Das Navigationsverfahren Omega

2.3.1. Allgemeine Angaben

Bei den günstigen Ausbreitungsbedingungen, die für Längstwellen vorliegen, läßt sich eine für Navigationszwecke geeignete Geometrie für die Aufstellung von Sendern wie folgt vorstellen:

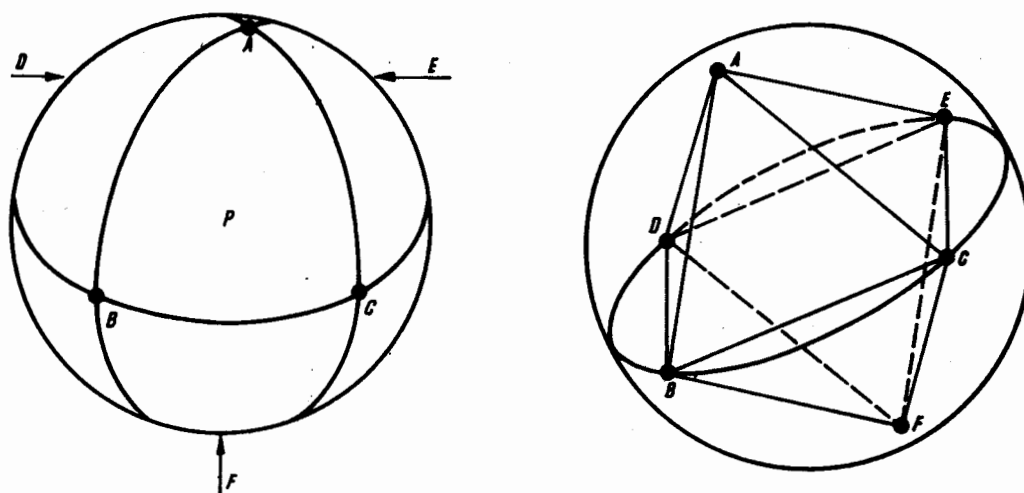


Abb. 33 Oktaedrische Verteilung von sechs Sendestationen

Tabelle 1 Bezeichnungen und Standorte der Sender

Stationsbezeichnung	Ort	Bereich	Länge
A	Aldra, Norwegen	$66^\circ 25' N$	$13^\circ 08' O$
B	Monrovia, Liberia	$6^\circ 18' N$	$10^\circ 40' W$
C	Haiku, Hawaii	$21^\circ 24' N$	$157^\circ 50' W$
D	La Moure, USA	$46^\circ 21' N$	$98^\circ 20' W$
E	La Reunion	$20^\circ 58' S$	$55^\circ 17' O$
F	Golfo Nuevo, Argentinien	$43^\circ 03' S$	$65^\circ 11' W$
G	Australien	$38^\circ 29' S^+$	$146^\circ 56' O^+$
G ₁	Trinidad (zeitweilig)	$10^\circ 42' N$	$61^\circ 38' W$
H	Taushima, Japan	$34^\circ 37' N$	$129^\circ 27' O$

+ ungefährender Standort

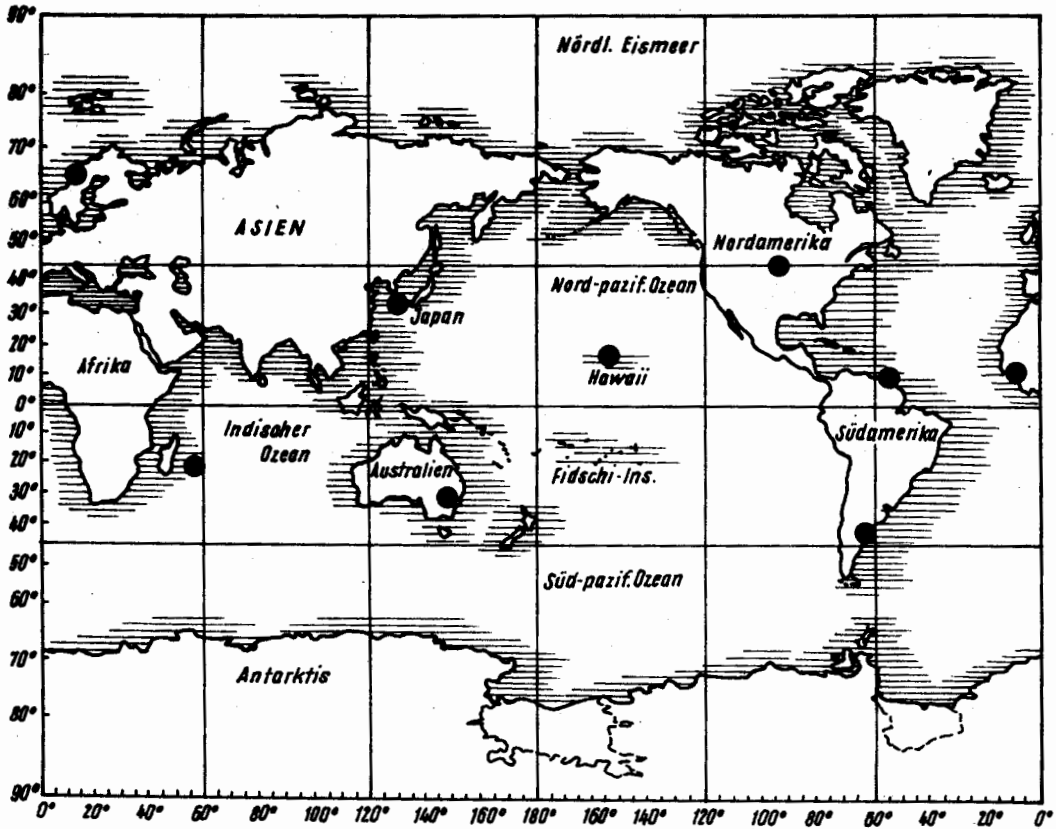


Abb. 34 Standorte der Omega-Bodenanlagen

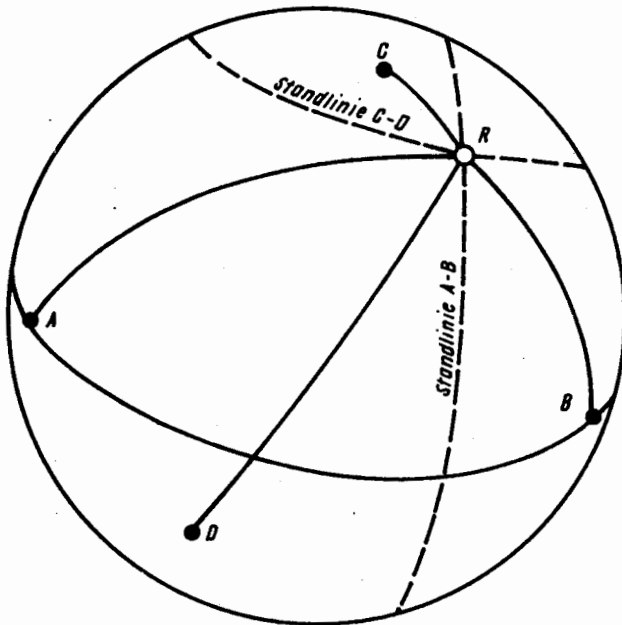


Abb. 35 Standortbestimmung mit vier Omega-Stationen auf dem Globus

Die Navigationsinformation wird mit sechs Sendern übermittelt, von denen jeweils einer auf den Polen und die restlichen vier mit einem Längenunterschied von 90° auf dem Äquator stationiert sind. Abb. 33 zeigt eine solche Idealverteilung der Sender. Da diese Idealvorstellung technisch nicht realisierbar ist, erfolgte eine Aufstellung von acht Sendern mit den in Tabelle 1 angegebenen Standorten.

Abbildung 34 gibt die Lage auf einer Weltkarte an.

In Abb. 35 ist die Standortbestimmung mit Hilfe von vier Sendern dargestellt, wobei der Verlauf der Standlinien auf der Erdkugel veranschaulicht wird.

Der Sender G_1 befindet sich nur zeitweilig auf Trinidad. Der endgültige Standort ist in Australien vorgesehen.

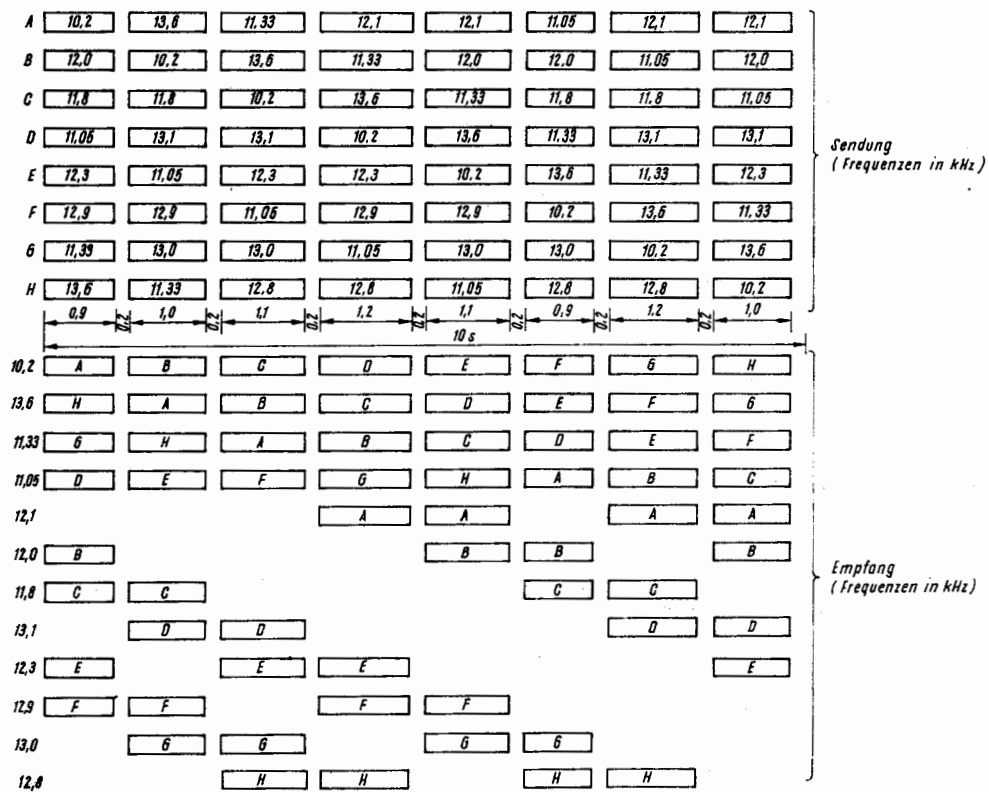


Abb. 36 Sendezyklus des Omega-Systems

Jeder dieser acht Sender strahlt etwa 1 Sekunde die Frequenzen 10,2 kHz, 13,6 kHz und 11,33 kHz ab. Während der restlichen Zeit im 10 Sekunden umfassenden Zeitzyklus wird eine der Station charakteristische Frequenz gesendet.

Um Interferenzen zwischen den abgestrahlten Signalen zu verhindern, sind die Sendungen zeitlich gestaffelt. Die Staffelung erfolgte so, daß zu jedem Sendeintervall drei Stationen je eine gesonderte Navigationsfrequenz abgeben. Die Länge jedes Sendeintervalls variiert zwischen 0,9 s und 1,2 s je nach Lage der Station im Sendezyklus. Mit Sendepausen von 0,2 s zwischen jedem Intervall ergibt sich eine Wiederholung des gesamten Sendezyklus nach 10 s. Neben den drei Navigationsgrundfrequenzen können auch andere Frequenzen in den Sendezyklus eingeordnet werden.

Ursprünglich waren für den Sendezyklus zwei einzelne Frequenzen für jede Station vorgesehen, mit deren Hilfe eine Synchronisation zwischen den Sendern durchgeführt werden sollte. Wegen der hohen Frequenzstabilität der in den Sendern eingesetzten Frequenznormale konnte davon abgesehen werden. Zur Zeit bestehen Pläne, eine zusätzliche Navigationsfrequenz von 11,05 kHz einzuführen, die eine Grobortung in einem Streifen von 288 NM gestattet.

Abb. 36 zeigt den Zeitablauf des Sendens. Aus ihr ist außerdem ersichtlich, welche Frequenzen gleichzeitig empfangen werden können.

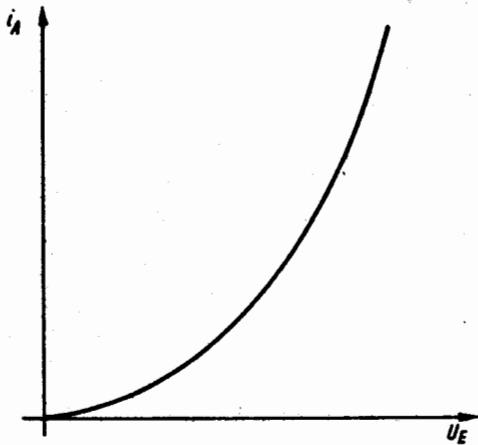


Abb. 37 Abhängigkeit des Ausgangsstroms i_A von der Eingangsspannung u_E bei einem zur Mischung benutzten Bauelement

Zur Messung der Phasendifferenz ist die Frequenz 10,2 kHz vorgesehen. Mit 13,6 kHz und 11,33 kHz soll die Mehrdeutigkeit der Messung beseitigt werden. Diese zusätzlichen Frequenzen ergeben mit 10,2 kHz die Differenzfrequenzen 3,4 kHz und 1,13 kHz. Mit 10,2 kHz erhält man auf der Basis eine Streifenbreite (Lane) von 15 km (8 NM).

Die Differenzfrequenzen werden aus den empfangenen Signalen der Sender im Empfänger gebildet. Es ist möglich, mit diesen Frequenzen ebenso zu arbeiten wie mit den vom Sender unmittelbar abgestrahlten Signalen, da in ihnen ebenfalls eine zur Standortbestimmung verwendbare Phaseninformation enthalten ist.

Die Differenzfrequenz 3,4 kHz führt auf der Basis zu einer Streifenbreite von 44 km (24 NM). Bei 1,13 kHz erhält man auf der Basis eine Streifenbreite von 133 km (71 NM).

Die Streifenbreite wird jeweils um den Faktor 3 größer, wodurch eine gute Auflösung der Mehrdeutigkeit vorhanden ist. Zur Phasenmessung bei Differenzfrequenzen sind noch einige Ausführungen erforderlich, die beweisen sollen, daß die Phase der Differenzfrequenz ebenso zur Ortung benutzbar ist wie die Phase der Trägerfrequenz, da die Größen unmittelbar zusammenhängen.

Um eine Differenzfrequenz zu erhalten, müssen die beiden Trägerschwingungen im Empfänger einem Bauelement zugeführt werden, dessen Strom-Spannungskennlinie gekrümmt ist.

Abb. 37 zeigt eine solche Kennlinie. Die Bildung einer dritten Frequenz aus zwei Empfangsfrequenzen wird in der Hochfrequenztechnik als Mischung bezeichnet.

Die Abhängigkeit

$$i_A = f(u_E) \quad (37)$$

läßt sich als Taylorreihe schreiben

$$i_A = I_0 + S \cdot u_E + \frac{1}{2!} T \cdot u_E^2 + \dots \quad (38)$$

Darin bedeuten

i_A - Ausgangsstrom des Bauelements

I_0 - Gleichstromanteil

S - Steilheit der Kennlinie

T - Krümmung der Kennlinie

u_E - Eingangsspannung

Die Eingangsspannung soll sich aus zwei Spannungen unterschiedlicher Frequenz ergeben. Diese können aus den zum Empfänger gelangten Feldstärken gewonnen sein, die vom Sender A stammen und die Frequenzen 10,2 kHz und 13,6 kHz besitzen.

$$u_E = u_1 + u_2 \quad (39)$$

$$u_1 = \hat{u}_{10,2} \cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2}) \quad (40)$$

$$u_2 = \hat{u}_{13,6} \cos(\omega_{13,6} t + \Phi_{13,6}) \quad (40a)$$

- u_1 - Spannung aus der ersten Abstrahlung des Senders A
 u_2 - Spannung aus der zweiten Abstrahlung des Senders A
 $\left. \begin{array}{l} \hat{U}_{10,2} \\ \hat{U}_{13,6} \end{array} \right\}$ Scheitelwerte der Spannungen u_1 und u_2
 $\omega_{10,2}$ - Kreisfrequenz für 10,2 kHz
 $\omega_{13,6}$ - Kreisfrequenz für 13,6 kHz
 t - Zeit
 $\Phi_{10,2}$ - Phase der 10,2-kHz-Schwingung
 $\Phi_{13,6}$ - Phase der 13,6-kHz-Schwingung

Setzt man diese Eingangsspannung in die Beziehung (38) ein, so erhält man

$$\begin{aligned}
 i_A = I_0 + S \hat{U}_{10,2} \cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2}) + S \hat{U}_{13,6} \cos(\omega_{13,6} t + \Phi_{13,6}) \\
 + \frac{T}{2} \left[\underbrace{U_{10,2} \cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2}) + U_{13,6} \cos(\omega_{13,6} t + \Phi_{13,6})}_A \right]^2
 \end{aligned} \quad (41)$$

Im weiteren soll nur das quadratische Glied, das als Ausdruck A bezeichnet wird, betrachtet werden.

$$\begin{aligned}
 A = \frac{T}{2} \left[\hat{U}_{10,2}^2 \cos^2(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2}) + \hat{U}_{13,6}^2 \cos^2(\omega_{13,6} t + \Phi_{13,6}) + \right. \\
 \left. 2 \hat{U}_{10,2} \hat{U}_{13,6} \underbrace{\cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2}) \cos(\omega_{13,6} t + \Phi_{13,6})}_B \right]
 \end{aligned} \quad (42)$$

Mit $\cos^2 \alpha = \frac{1}{2} (\cos 2\alpha + 1)$ (43)

ist offensichtlich, daß die quadratischen Glieder im Ausdruck A zu den doppelten Frequenzen führen und daher bei der weiteren Betrachtung vernachlässigt werden können.

Das gemischte Glied läßt sich mit der Beziehung

$$\cos \alpha \cos \beta = \frac{1}{2} [\cos(\alpha - \beta) + \cos(\alpha + \beta)] \quad (44)$$

umformen. Zu diesem Zweck wird nur noch dieser Teil betrachtet, der als Ausdruck B bezeichnet ist.

$$B = \frac{1}{2} [\cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2} - \omega_{13,6} t - \Phi_{13,6}) + \cos(\omega_{10,2} t + \Phi_{10,2} + \omega_{13,6} t + \Phi_{13,6})] \quad (45)$$

$$= \frac{1}{2} [\cos\{\underbrace{(\omega_{10,2} - \omega_{13,6}) t + \Phi_{10,2} - \Phi_{13,6}}\} + \cos\{(\omega_{10,2} + \omega_{13,6}) t + \Phi_{10,2} + \Phi_{13,6}\}] \quad (46)$$

Der Ausdruck B enthält die Differenzfrequenz

$$\omega_{10,2} - \omega_{13,6}$$

und die Phase der Differenzfrequenz, die sich aus der Differenz der einzelnen Phasen ergibt.

$$\Phi_{10,2} - \Phi_{13,6}$$

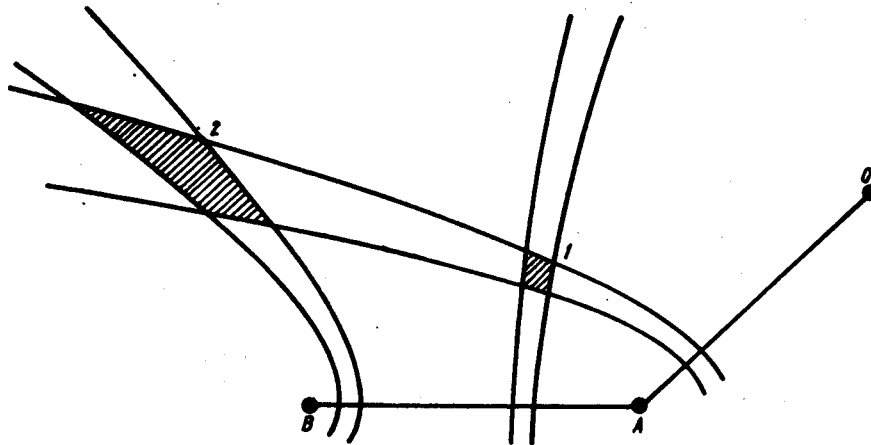


Abb. 38 Vergrößerung des Fehlers der Standortbestimmung durch Divergenz der Hyperbeln

Diese Phasendifferenz wird bei Auswertung der Differenzfrequenz gemessen. Es zeigt sich, daß zur Grobortung die Phasen der Trägerschwingungen nicht gemessen und voneinander subtrahiert werden müssen, sondern die Phasendifferenz entsteht automatisch bei der Mischung der Trägerfrequenzen.

Im folgenden soll der Navigationsalgorithmus eines Omega-Empfängers erläutert werden.

1. Es muß eine grobe Vorstellung vom Standort innerhalb eines Radius von 66 km vorhanden sein. Damit ist die Erkennung der Grobortungsstreifen mit der Breite 133 km (auf der Basis) möglich.
2. Der Empfänger erhält von einem Sender die Frequenzen 10,2 kHz und 11,33 kHz, bildet die Differenzfrequenz und wertet die Phase aus, so als hätte dieser Sender ein Signal von 1,13 kHz abgestrahlt. Von einem zweiten Sender werden ebenfalls 10,2 kHz und 11,33 kHz empfangen, und es ergibt sich eine zweite Phase für die

Frequenz 1,13 kHz. Die Differenz dieser Phasen führt zu einer Standlinie im Grobortungsstreifen.

Dieses Verfahren wird nun mit zwei anderen Stationen wiederholt, wodurch eine zweite Standlinie geschaffen wird, so daß sich der Standort ergibt.

Nimmt man an, daß der Empfänger eine Phasenmeßgenauigkeit von ± 1 centicycle besitzt, so ergibt sich für die Standlinie eine Genauigkeit von ± 1 centilane, was bei einer Streifenbreite von 133 km auf der Basis einen Fehler von 1,33 km für die Standlinie entspräche. Eine solche Angabe täuscht jedoch eine Genauigkeit vor, die nicht vorhanden ist, da die Hyperbeln in

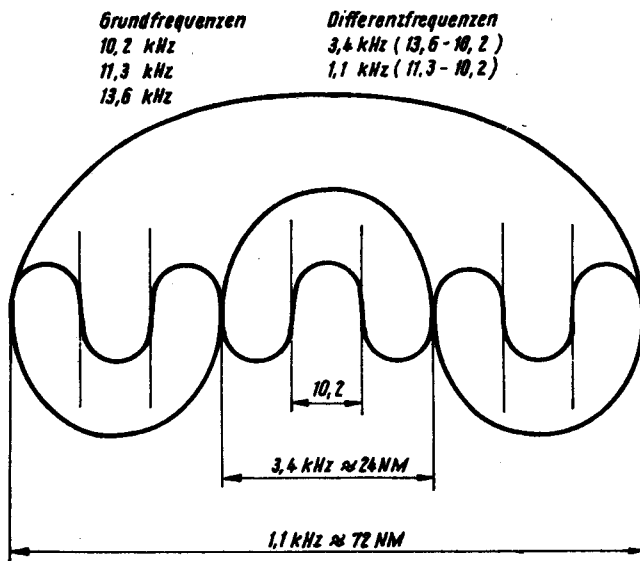


Abb. 39 Überdeckung von Grobortungs- und Feinortungswellenlängen

größeren Entfernungen bei ungünstigen Winkeln zur Basis stark auseinanderlaufen. Abb. 38 verdeutlicht diese Verhältnisse.

3. Nach abgeschlossener Grobortung kann der Empfänger "erkennen", in welchem Grobortungsstreifen für die Frequenz 3,4 kHz er sich befindet.

Abb. 39 zeigt die Anordnung von Fein- und Grobortungsstreifen in 133 km breiten Streifen.

Es werden nun die Frequenzen 10,2 kHz und 13,6 kHz von einem Sender empfangen, die zweite Grobortungsfrequenz von 3,4 kHz wird gebildet und die Phasenlage festgestellt. Nach Wiederholung des Verfahrens mit einem zweiten Sender ergibt sich eine Standlinie im 44 km breiten Streifen. Mit zwei weiteren Sendern erhält der Empfänger die zweite Standlinie und damit den Standort. Damit ist die Grobortung abgeschlossen.

4. Der Empfänger kann nun anhand der vorliegenden Grobortungsinformation bestimmen, in welchem der 15 km breiten Streifen er sich befindet. Zur Standlinienbestimmung in diesem Streifen ist die Phasenlage der von zwei Sendern bei 10,2 kHz empfangenen Feldstärke festzustellen und die Phasendifferenz zu bilden.

Die Wiederholung des Verfahrens führt zu einer zweiten Standlinie und damit zum Standort.

Die hohe Ortungsgenauigkeit, die theoretisch bei der Standlinienbestimmung im 15 km breiten Streifen möglich ist, wird nicht bei allen Empfängerbauformen ausgenutzt. In einigen Bordanlagen endet der Ortungsalgorithmus mit der Standlinienbestimmung bei 3,4 kHz. Das ist auch bei dem von INTERFLUG eingesetzten Empfänger ONS VII der Fall. Diese Regelung hat zwar den Nachteil, daß die im Verfahren vorhandene Genauigkeit nicht ausgeschöpft wird. Es ergeben sich jedoch Vereinfachungen im Empfänger, die nachfolgend erläutert werden.

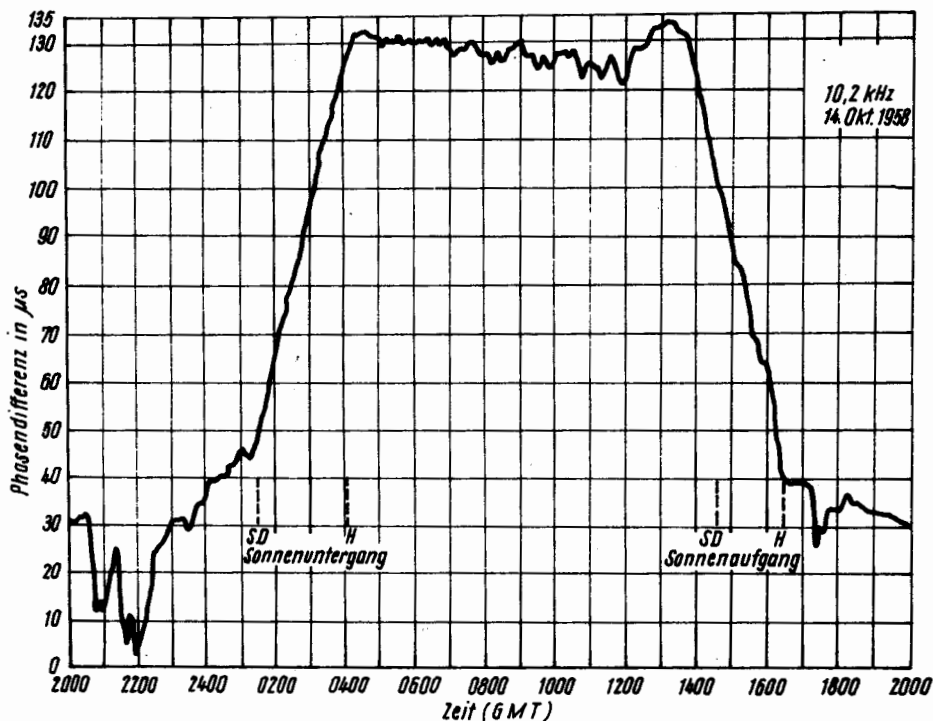


Abb. 40 Phasenverlauf der Übertragung Hawaii - San Diego auf 10,2 kHz

Die Abhängigkeit der Wellenausbreitung von der Höhe der ionisierten Schichten führt, wie bereits dargelegt, zu starken Schwankungen der Phasenlage während des Sonnenauf- und -unterganges in der Übertragungsstrecke.

Abb. 40 zeigt diese Verhältnisse nochmals.

In Abb. 41 sind die Ergebnisse einer sechstägigen Messung der Phasenlage aufgetragen. Dabei sind die Standardabweichungen für den Zeitraum einer halben Stunde (bei Messungen im Abstand von 6 Minuten) eingetragen worden. Die angegebenen Standardabweichungen sind gering und zeigen, daß sich die tageszeitliche Schwankung der Phasenlage relativ gut vorhersagen läßt. Die Vorhersagbarkeit im tageszeitlichen Verlauf der Phasenlage führte zur Erarbeitung von umfangreichen Korrekturtabellen, mit denen die Standortmessung bei 10,2 kHz präzisiert werden muß. In Luftfahrtbordanlagen, die einen Digitalrechner besitzen und geographische Standortangaben liefern, muß dieses Tabellenwerk in einem Festwertspeicher vorhanden sein.

Erst nach Korrektur der erhaltenen Hyperbelkoordinaten mit den Daten des Festwertspeichers ist eine Standortangabe mit der geforderten Genauigkeit möglich.

Der umfangreiche Speicher führt zu erhöhten Kosten der Bordanlage, erhöhtem Volumen und bereitet bei eventuell erforderlichen Neuprogrammierungen, die beim Hersteller erfolgen, Schwierigkeiten.

Das Vorhandensein des Speichers schützt jedoch nicht zuverlässig gegen das unmerkliche schnelle Durchlaufen eines Streifens (bei 10,2 kHz) infolge einer schnellen, kurzzeitigen Änderung der Ausbreitungsgeschwindigkeit, die zum Beispiel durch erhöhte Sonnenfleckenaktivität eintreten kann.

Dann erfolgt zwar weiterhin eine hochgenaue Standlinienfeststellung im Streifen. Da es sich nun aber um den falschen Streifen handelt, wird der Fehler der Standortbestimmung groß. Die erläuterten Fehler sind bei ausschließlicher Benutzung der Differenzfrequenzen zur Standortbestimmung nicht vorhanden. Analytisch wurde bereits bewiesen, daß die Phasenlage der Differenzfrequenz aus der Substraktion

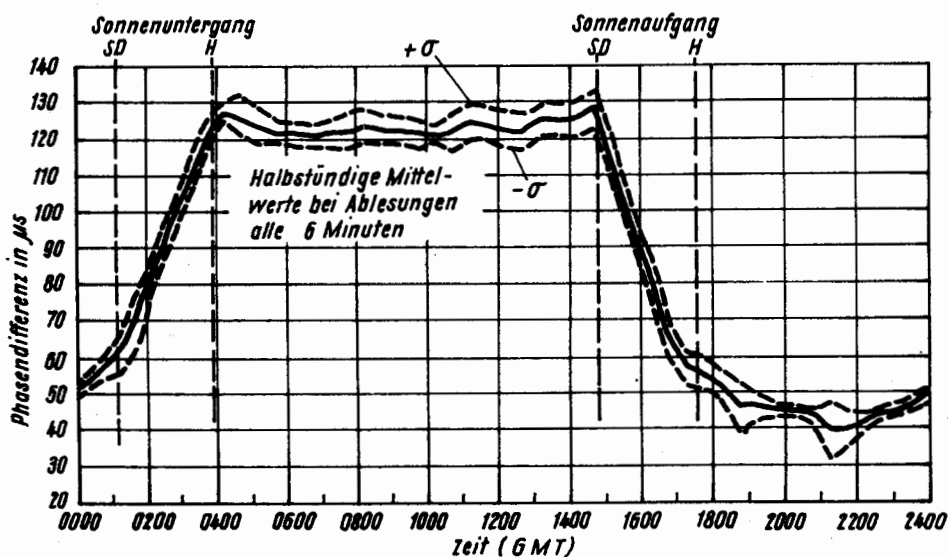


Abb. 41 Phasenverlauf der Übertragung Hawaii - San Diego vom 15. Januar bis 23. Januar 1958

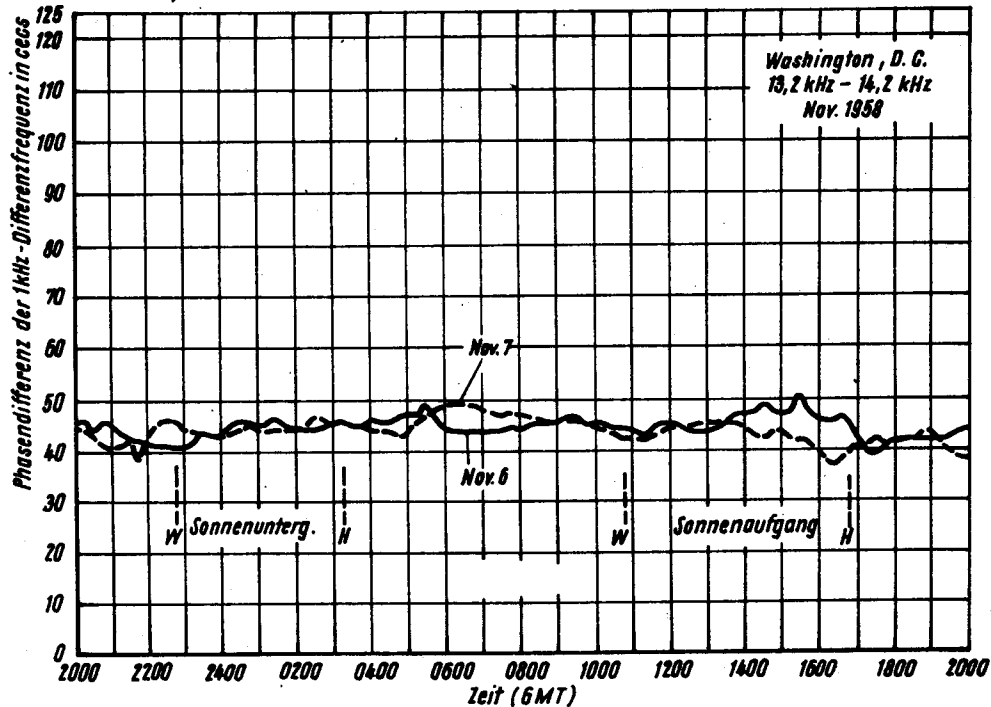


Abb. 42 Phasendifferenz der 1-kHz-Differenzfrequenz bei der Übertragung Hawaii - Washington, D.C.

der Sendefrequenzen e i n e s Senders entsteht. Nimmt man an, daß beide Sendefrequenzen den Empfänger auf dem gleichen Ausbreitungsweg erreichen und die auf dem Weg erhaltenen Phasenveränderungen etwa gleich groß sind, so fallen diese zusätzlichen Phasenveränderungen bei der Subtraktion der Phasen weg. Die Phase der Differenzfrequenz darf also keine Abhängigkeit von der Tageszeit besitzen.

Abb. 42 zeigt den gemessenen Phasenverlauf der Differenzfrequenz 1 kHz. Eine gravierende Änderung der Phasenlage bei Sonnenauf- und -untergang ist nicht feststellbar.

Bei Verzicht der Standortbestimmung in 15 km breiten Streifen kann der Speicherumfang der Bordanlage erheblich reduziert werden, und die Gefahr des Streifenverlustes sinkt.

Daraus ergibt sich eine Minimierung der Anlagenkosten und der Anlagenkompliziertheit sowie eine Erhöhung der Zuverlässigkeit. Außerdem wirken sich die störenden Einflüsse infolge Veränderung der Sonnenfleckentätigkeit (SID) und der Ausbreitung über die Polkappen (PCA) nur in geringem Maße auf die Standortgenauigkeit aus.

2.3.2. Die Sender

Die Standorte und der Sendezyklus wurden bereits in 2.3.1. angegeben. Das Verfahren ist so konzipiert, daß auf der gesamten Erdoberfläche die sichere Feststellung von drei Standlinien möglich ist.

Die Ausbreitungsrichtung der Wellen bestimmt bei Längstwellen den Überdeckungsbe- reich, da sich die Wellen innerhalb des Magnetfeldes der Erde ausbreiten.

Die Einwirkung des Magnetfeldes der Erde auf die sich fortpflanzende elektromagne- tische Welle führt zu richtungsabhängigen Maximalentfernungen in der Wellenausbrei- tung.

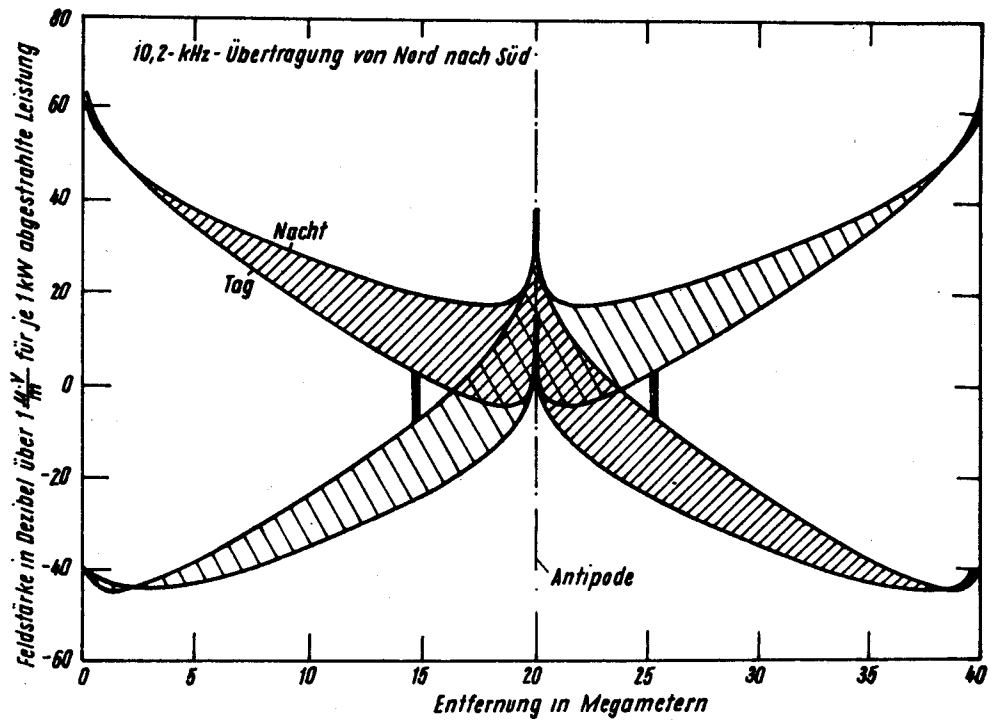


Abb. 43 Feldstärke bei 10,2 kHz als Funktion der Entfernung bei Ausbreitung im Magnetfeld der Erde

Es ergeben sich folgende Maximalentfernungen:

- in Nord-Süd-Richtung etwa 8100 NM,
- in West-Ost-Richtung etwa 11300 NM,
- in Ost-West-Richtung etwa 4900 NM.

Die Abb. 43 und 44 geben die Möglichkeit, Feldstärken in Abhängigkeit von der Entfernung abzulesen.

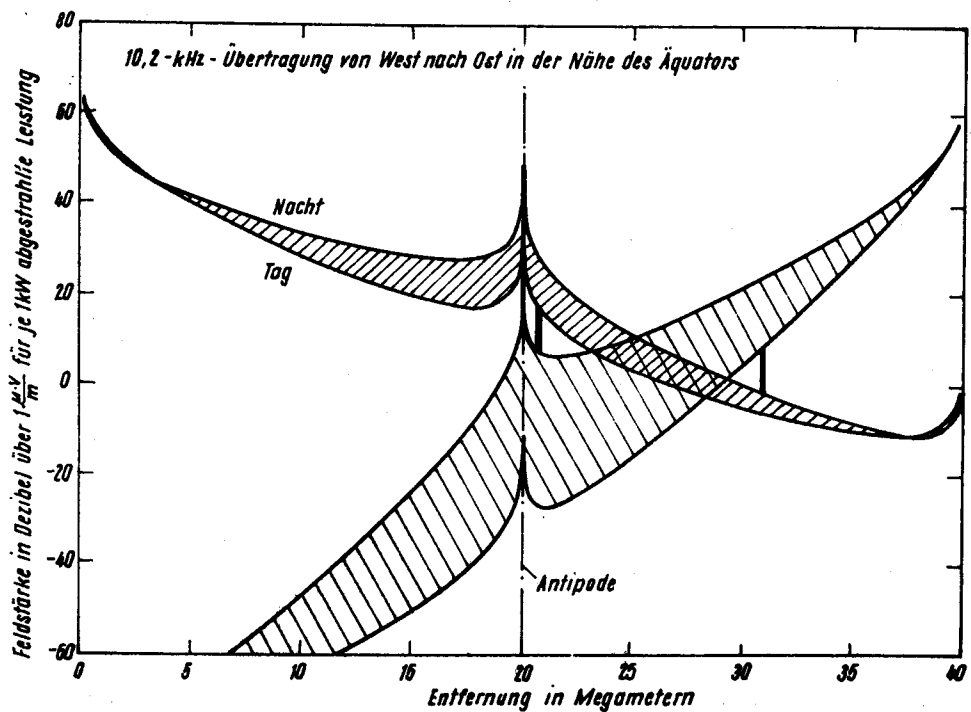


Abb. 44 Feldstärke bei 10,2 kHz als Funktion der Entfernung bei Ausbreitung durch das Magnetfeld der Erde hindurch nach Osten. Für Ausbreitung nach Westen ist die Entfernungsskala umzudrehen

Eine besondere Schwierigkeit, von deren Lösung die Arbeit des gesamten Navigationsverfahrens abhängt, ist die Synchronisation der Abstrahlung in den Sendern.

Die Antennenströme aller Antennen müssen unabhängig vom Standort eine eindeutig reproduzierbare Phasenzuordnung besitzen.

Dazu werden in den Sendern Steuerfrequenzen als Mittelwert der Frequenzen von vier Atomfrequenznormalen gebildet. Diese können in der Größenordnung von 10^{-11} verstellt werden. Alle Frequenzen, die der Sender benötigt, werden aus den Steuerfrequenzen gebildet. Es ergibt sich eine Phasengenauigkeit von $1 \mu\text{s}/\text{Tag}$.

Die Abstrahlung der Signale ist streng an die Weltzeit UTC (Coordinated Universal Time) gebunden. Dadurch wird in allen acht Bodenstellen der Gleichlauf erreicht. Der Sender A begann mit der Frequenz 10,2 kHz um 0.00 Uhr UTC mit einem Nulldurchgang der Schwingung auf dem positiven Anstieg den offiziellen Betrieb.

Inzwischen liegt die "Omega-Zeit" sieben Sekunden vor UTC, da die jährlichen Korrekturen, mit denen Unregelmäßigkeiten der Erdbewegung ausgeglichen werden, für die Omega-Sender nicht angewendet werden.

Die aus vier Frequenznormalen durch Vergleich erhaltenen Trägerschwingungen durchlaufen Leistungsstufen. Die am Senderausgang vorhandene Leistung beträgt etwa 130 kW.

Zur Erzielung eines akzeptablen Antennenwirkungsgrades müssen die Sendeantennen der Omega-Stationen sehr große Abmessungen haben. Soweit möglich, benutzt man Täler mit geeigneten Seitenhängen zum Ausspannen der Antennenkonstruktion. Die Bodenstelle in Japan zum Beispiel besitzt einen Strahlermast von 450 m Höhe. Die Spannung am Antenneneingang beträgt bis zu 170 kV. Abb. 45 zeigt den Aufbau einer Bodenanlage. In der Abbildung sind die zahlreichen Seile, mit denen die Kapazität des Strahlermastes vergrößert wird, gut zu erkennen.

Wegen der sehr geringen Bandbreite von 20 Hz müssen alle Bodenstellen die Abstimmung ihrer Antennen für jede der drei beziehungsweise vier Navigationsfrequenzen automatisch mit umschalten. Mittels einer Feinabstimmung werden die Veränderungen des Antenneneingangswiderstandes infolge der Einflüsse von Wind und Wetter ausgeglist.

Trotz der aufwendigen Anpassungs- und Antennenanlagen beträgt die effektiv abgestrahlte Leistung einer Omega-Bodenanlage nur etwa 10 kW.

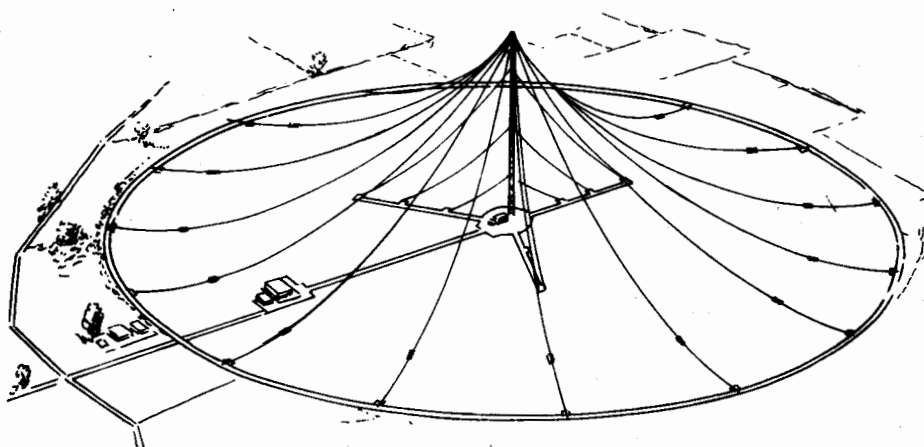


Abb. 45 Aufbau einer Omega-Bodenanlage

Veränderungen im Betrieb der Sender sind in den NOTAM veröffentlicht. In Abhängigkeit von Reparatur- und Wartungsaufwand können einzelne Sender für den Zeitraum von einigen Tagen bis zu einigen Wochen außer Betrieb sein. Außerdem sind umfangreichere

Wartungsarbeiten für die einzelnen Sender kontinuierlich geplant. Tabelle 2 gibt den zeitlichen Ablauf an.

Monat	Omega-Station	Angaben über Veränderungen der Betriebsart von Omega-Sendern werden außerdem von einigen Rundfunksendern abgestrahlt. In Tabelle 3 sind Angaben zu diesen Sendungen vorhanden.
März	Argentinien	
April	Liberia	
Mai	Hawaii	
Juni	La Reunion	
Juli	Norwegen	
Februar	Australien	
September	USA	
Oktober	Japan	

Tabelle 3 Rundfunksendungen zum Omega-Sendebetrieb

Stationsname	Standort	Sendezeit	Frequenzen	Sendart
WWV	Boulder, USA	16 Minuten nach der vollen Stunde	25 MHz	Telefonie
WWVH	Kauai, Hawaii	47 Minuten nach der vollen Stunde	2,5; 5,0; 10; 15; 20 MHz	Telefonie

2.3.3. Empfänger

2.3.3.1. Allgemeines

Die Navigationsinformation, die in den am Standort ankommenden elektromagnetischen Wellen enthalten ist, läßt sich durch sehr unterschiedlich aufgebaute Empfänger verarbeiten.

Grundsätzlich ist der Aufbau als Analog- oder Digitalanlage möglich.

Bei den Oberlagerungsempfängern ist im Eingang zunächst ein Verstärker und eine Filterstufe vorhanden. Die Trägerschwingungen werden auf eine Frequenz von etwa 1000 Hz umgesetzt. Bei der weiteren Verstärkung arbeitet man mit einer Bandbreite von etwa 50 Hz.

Andere Empfänger sind Geradeausempfänger.

Die Empfänger müssen geeignete Speicherschaltungen besitzen, da die Navigationsfrequenzen zeitlich gestaffelt abgestrahlt werden und zur Phasenauswertung die Phasen der einzelnen Frequenzen gespeichert werden müssen. Dies geschieht in der Regel in Digitalschaltungen.

Die Antennenanbringung ist auf Seefahrzeugen meist problemlos. Bei Flugzeugen treten Schwierigkeiten auf, weil Harmonische der Bordnetzfrequenz den Empfang stören können. Abhilfe bringt die sorgfältige Ausmessung des Einbauortes der Antenne hinsichtlich des Vorhandenseins minimaler Störfelder und die Verwendung von gekreuzten Spulen als Antennen.

2.3.3.2. Der Empfänger ONS-VII

Bei der Anlage ONS-VII handelt es sich um einen Geradeausempfänger mit digitaler Phasenmessung und angeschlossenem Rechner. Zur Standortbestimmung werden die Phasen der drei Navigationsfrequenzen gemessen; die digitalen Meßwerte gelangen in den Rechner, wo die Phasen der Differenzfrequenzen 1,1 kHz und 3,4 kHz ermittelt werden. Die Feinortung erfolgt im 3,4-kHz-Streifen. Eine Ortung im 15 km breiten Streifen

(bei der Trägerfrequenz) findet nicht statt. Die Phasenlage der 1,1-kHz-Schwingung findet zur Auflösung der Mehrdeutigkeit Anwendung. Damit erübrigt sich die Speicherung täglicher Korrekturwerte, denn für 3,4 kHz sind diese nicht notwendig.

Signale von Bodenstationen, die in mehreren Modi empfangen werden und die deshalb große Standortfehler ergeben, werden automatisch von der Weiterverarbeitung ausgeschlossen.

Im Rechner finden konstante Korrekturwerte für die Phasenlage der 3,4-kHz-Schwingung für die durchschnittlichen Ausbreitungserscheinungen Anwendung.

Diese Konzeption der Anlage führt zu geringen Anlagenkosten und relativ geringer Kompliziertheit, wodurch eine Erhöhung der Anlagenzuverlässigkeit entsteht.

Indem die Möglichkeit des Streifenverlustes bei 10,2 kHz ausgeschlossen ist, wird die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten grober Ortungsfehler gering. Die Standortbestimmung bei der Differenzfrequenz 3,4 kHz verringert die Einflüsse der Ausbreitung über die Polkappen und durch plötzliche Änderungen des Ionosphärenzustandes.

Die Anlage ONS-VII besteht aus drei Teilen.

- A. Der Bedien- und Anzeigeblock (Control-Display-Unit, Abk. CDU) liefert Daten und Eingabewerte an den Empfänger-Rechner-Block und gibt die Navigationsinformation auf der Ziffernanzeige ab. Die Eingabe der Daten erfolgt über das an der Frontplatte angebrachte Tastenfeld. Die gesamte Bedienung der Anlage geschieht an der Frontplatte des Bedien- und Anzeigeblocks. Der Anlagenzustand ist ebenfalls auf der Ziffernanzeige ablesbar.
- B. Der Antennenblock (Antenna-Coupler-Unit, Abk. ACU) koppelt die Antennensignale in den Empfänger-Rechner-Block. Er enthält zwei gekreuzte Ferritantennen und Antennenverstärker zur Verstärkung der Signale im Bereich 10 kHz bis 14 kHz. Außerdem befinden sich zwei Wicklungen im Block, mit denen ein Omega-Signal, das im Empfänger-Rechner-Block bereitgestellt wird, zu Prüfzwecken in die Antenne eingespeist werden kann.
- C. Der Empfänger-Rechner-Block (Receiver-Processor-Unit, Abk. RPU) verarbeitet die vom Antennenblock eingehenden Signale, errechnet aus Hyperbelkoordinaten geographische Koordinaten und übergibt diese Werte an den Bedien- und Anzeigeblock. Die VLF-Schwingungen werden zunächst in einem Breitband- und einem Schmalbandverstärker verstärkt.

Abb. 46 zeigt das vereinfachte Blockschaltbild vom Eingangsteil des Empfänger-Rechner-Blocks. Nach der Begrenzung, bei der aus den Sinusverläufen Impulse gewonnen werden, gelangen die Signale in die Phasendetektoren. Der Ablauf einer Phasemessung wird aus den Diagrammen der Abb. 47 erkennbar.

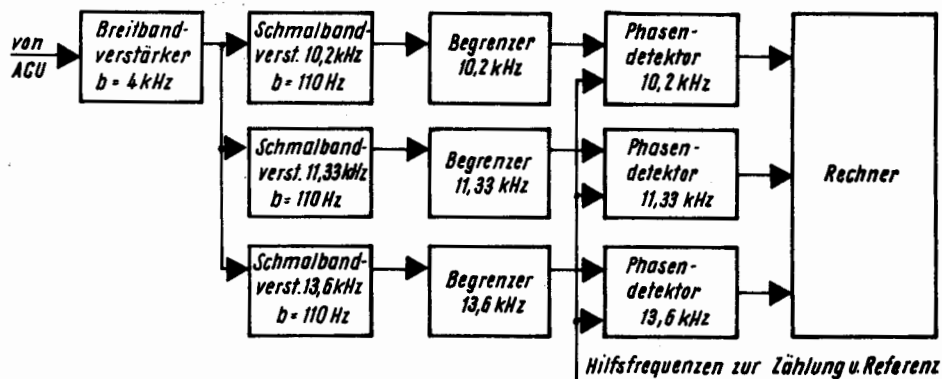


Abb. 46 Vereinfachtes Blockschaltbild vom Eingangsteil des Empfänger-Rechner-Blocks

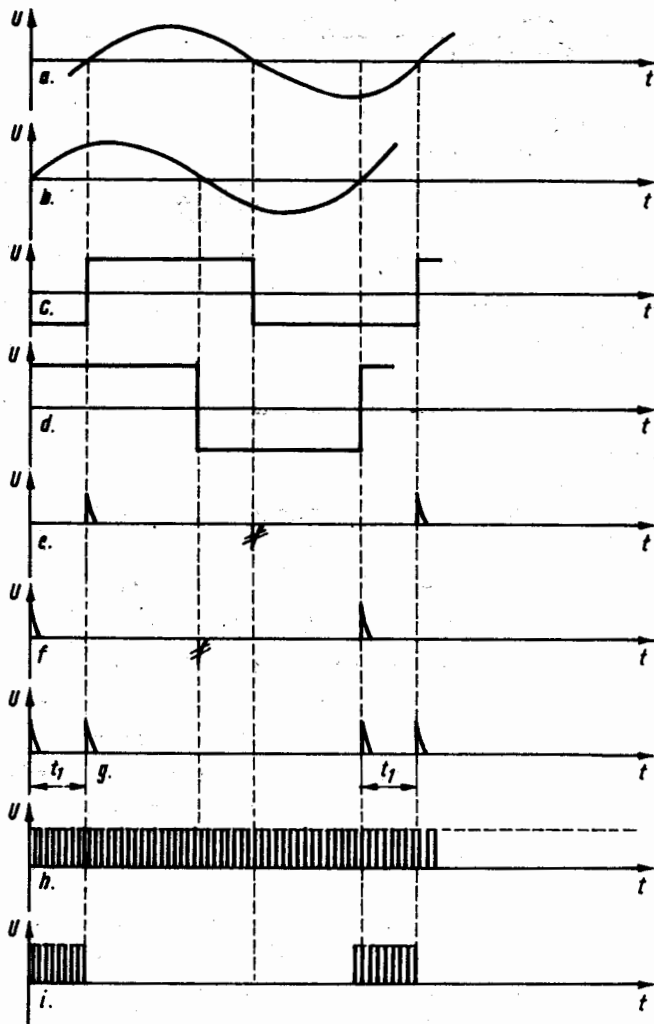


Abb. 47 Diagramme zum Ablauf einer digitalen Phasenmessung

impulse bereitgestellt (2,6112 MHz Impulsfolgefrequenz für 10,2 kHz, 2,901 MHz für 11,33 kHz und 3,4816 MHz für 13,6 kHz). Diese Zählimpulse sind im Diagramm h dargestellt.

Die Zählimpulse und die Doppelimpulsfolge gelangen zu einer speziellen Schaltung (Torschaltung), die nach Eintreffen des ersten Impulses der Doppelimpulse öffnet und Zählimpulse passieren läßt sowie beim Eintreffen des zweiten Impulses des Doppelimpulses das Durchlaufen der Zählimpulse sperrt. Am Ausgang der Torschaltung entspricht daher die Impulszahl der Phasenlage der empfangenen 10,2-kHz-Schwingung.

Diese Impulse gelangen in einen Zähler, der das binär codierte Zählergebnis an den Rechner weitergibt.

Aus dem Rechner wird nun die Phasendrehung so nachgestellt, daß die Referenzspannung mit der empfangenen Spannung in Phase liegt. Der Zähler erhält aus dem Rechner die Phasenerwartung, so daß eine möglichst hohe Genauigkeit der Auswertung erzielt wird.

Abb. 48 zeigt das Blockschaltbild der Phasenauswerteschaltungen.

Bisher wurde nur eine Funktion der Phasendetektoren erläutert. Im Phasendetektor erfolgt jedoch außerdem die Hüllkurvenfeststellung der Signale und die Messung des Signal-Rausch-Verhältnisses. Anhand der ermittelten Hüllkurve (darunter ist die

Diagramm 47 a zeigt den Verlauf der empfangenen 10,2-kHz-Spannung und Diagramm b die 10,2-kHz-Vergleichsspannung. Die Phasenverschiebung zwischen den beiden Schwingungen ist deutlich zu erkennen.

In den Diagrammen c und d ist der Spannungsverlauf beider Signale nach Passieren der Begrenzerschaltung dargestellt. Es sind nun Rechteckimpulse vorhanden, deren Nulldurchgänge mit denen der Sinusspannungen in den Diagrammen a und b übereinstimmen. Dieser Spannungsverlauf wird nach der Zeit differenziert. Zum Zeitpunkt jedes Nulldurchgangs entstehen Nadelimpulse.

In den Diagrammen e und f ist angedeutet, daß die negativen Nadelimpulse im weiteren unterdrückt werden.

Aus beiden positiven Nadelimpulsfolgen (Diagramm g) entsteht eine Folge von Doppelimpulsen, deren zeitlicher Abstand t_1 der Phasendifferenz entspricht. Dieser zeitliche Abstand muß nun zahlenmäßig festgestellt werden. Dazu werden im Empfänger-Rechner-Block Zähl-

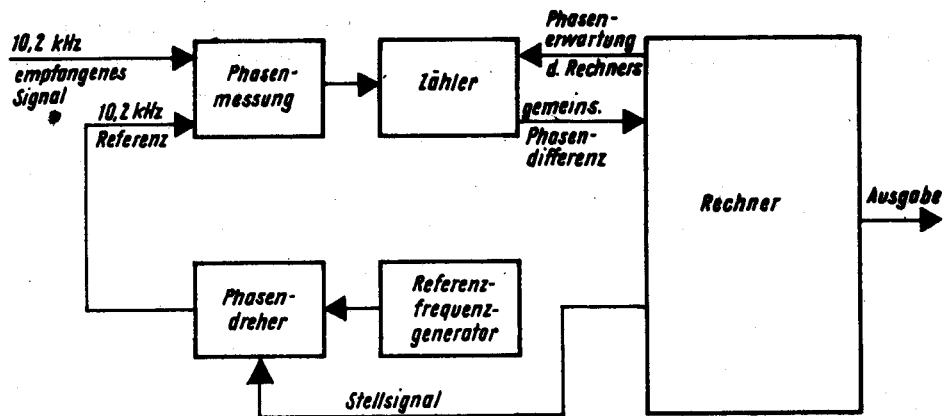


Abb. 48 Blockschaltbild der Phasenauswertung

Zeitdauer der empfangenen Strahlung zu verstehen) kann der Empfänger feststellen, von welchem Sender das aufgenommene Signal stammt, und es ist eine Synchronisation der inneren Uhr des Empfänger-Rechner-Blocks möglich. Damit ist in diesem Block die Zeitbasis vorhanden, und eine Verwechslung der Sender wird ausgeschlossen.

Die Messung des Verhältnisses von Signalamplitude zu Rauschamplitude gibt eine Information über die Zweckmäßigkeit der Auswertung der erhaltenen Signale. Nur wenn ein bestimmter Pegel des Nutzsignals über dem Rauschen vorhanden ist, ist eine zuverlässige Ortung möglich. Daher schließt die Anlage jene Signale von der Weiterverarbeitung aus, deren Signal-Rausch-Verhältnis nicht den entsprechenden Forderungen genügt.

Die Ausgänge der drei Phasendetektoren sind an den Rechner angeschlossen, und alle Messungen von allen acht Abstrahlungen gelangen in den Rechner. Da jeder Sender drei Frequenzen abgibt, erhält der Rechner innerhalb eines Sendezyklus 24 Phasenmessungen, 24 Signal-Rausch-Verhältnisse und 24 Hüllkurven. Aus diesen Angaben errechnet die Anlage in der Pause nach dem Sendezyklus eine Korrektur für die vor 10 Sekunden ermittelte Position und eine Erwartung für den in 10 Sekunden zu erreichenden Standort.

Bei dieser Betriebsweise liegen genaue Werte für die geographische Länge und Breite (LONG, LAT), für die Entfernung zum eingegebenen Wegpunkt (DIS) und für die seitliche Abweichung von der beabsichtigten Weglinie (XTK) vor. Als Sekundärangaben aus der Mittelwertbildung über einige Minuten ergeben sich

- der geographische Kurs (HDG),
- die wahre Geschwindigkeit (TAS),
- der tatsächliche Wegwinkel (TK),
- die Geschwindigkeit über Grund (GS),
- der Abdriftwinkel (DA),
- die Flugzeit (ETE),
- die Windangaben (WIND),
- der Kursfehler (TKE).

Diese Angaben sind im Durchschnitt genau, können jedoch im Einzelfall große Fehler besitzen. Dies ist der Fall beim Auftreten starker Windscherungen. In diesen Fällen sind die Angaben der Doppler-Navigationsanlage genauer als die Sekundärdaten der Omega-Anlage. Dabei ist jedoch zu bedenken, daß das ursprüngliche Konzept für das Verfahren Omega lediglich den Ersatz der LORAN-A-Anlagen beinhaltete und nicht beabsichtigt war, eine Führungsanlage zu schaffen.

Im Empfänger-Rechner-Block ist eine Betriebsart vorgesehen, die es ermöglicht, bei zeitweiligem Ausfall von Omega-Signalen als Koppelnavigationsanlage zu arbeiten. Dazu erhält die Anlage die wahre Geschwindigkeit (TAS) aus der Anlage SWS über den Block WP-41 und den geographischen Kurs (HDG) aus der Anlage TKS-P ebenfalls über dem Block WP-41. Diese Daten gelangen mit einer Genauigkeit von $\pm 1^{\circ}$ (HDG) und ± 15 km/h (TAS) in die Omega-Anlage, werden digital codiert und im Rechner weiterverarbeitet. Diese Daten lassen sich auch von Hand am CDU eingeben.

Die Bedienung der Anlage ist ausführlich in der Betriebsanleitung dargelegt. Nachfolgend sollen lediglich die Gründe für die Eingabe bestimmter Daten erläutert und Hinweise für den Betrieb bei verringerter Genauigkeit gegeben werden.

Die Eingabe des Monats ist erforderlich, um die Anlage über den Sonnenstand nördlich oder südlich des Äquators zu unterrichten. Die Zeit ist wesentlich für den Sonnenstand östlich oder westlich des Empfängers. Beide Angaben lassen Rückschlüsse auf die Höhe der ionisierten Schichten und damit auf Korrekturen über die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Wellen zu. Die Positionsangabe ist zur Streifenerkennung erforderlich.

Bei der Arbeit der Anlage mit verringerter Genauigkeit brennt ständig eine Warnlampe.

In diesem Fall kann eine ungünstige Geometrie der Hyperbeln vorliegen (spitze Schnittwinkel der Standlinien) oder die Vorhersage des Rechners für den Phasenwinkel weicht stark vom gemessenen Wert ab oder die Differenz zwischen erwartetem und errechneten Standort ist innerhalb von drei Minuten größer als 15 NM.

