

Zum Dopplerverfahren in der Satellitengeodäsie : ein Überblick

Autor(en): **Geiger, A. / Kahle, H.-G.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Vermessung, Photogrammetrie, Kulturtechnik : VPK = Mensuration, photogrammétrie, génie rural**

Band (Jahr): **80 (1982)**

Heft 6

PDF erstellt am: **25.09.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-231164>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Zum Dopplerverfahren in der Satellitengeodäsie: ein Überblick

A. Geiger, H.-G. Kahle

Dopplerefrequenzverschiebungen an Radiowellen, die von Satelliten ausgestrahlt werden, haben seit Ende der Sechzigerjahre eine völlig neue Methode für Navigations- und Vermessungszwecke ermöglicht. Die heutige operationale Phase der Dopplertechnik beruht auf 6 Transit-Satelliten des US Navy Navigation Satellite Systems (NNSS), die zwischen 1967 und 1973 in eine kreisförmige Pol-Umlaufbahn (Höhe ~ 1075 km) gebracht wurden und phasenmodulierte Wellen mit Frequenzen von 150 MHz und 400 MHz ausstrahlen. Transportable Dopplereempfänger und mikroprozessorgesteuerte Auswertesysteme haben dieser Technik zu einem grossen weltweiten Aufschwung verholfen. Im vorliegenden Artikel berichten wir über die Grundlagen des Dopplerverfahrens und seiner Anwendung in der Geodäsie. Ausserdem geben wir einen allgemeinen Überblick über das NNSS-Satellitensystem sowie über die Funktionsweise der Dopplereempfänger.

Le décalage Doppler affectant la transmission radio entre un satellite et une station terrestre, a permis l'apparition d'une technique très puissante en navigation et en géodésie pour le positionnement des points à la surface de la Terre. L'existence d'un système mondial (NNSS), ainsi que l'apparition de récepteurs portables, a permis le développement et l'extension très large de cette technique. Cet article présente un certain nombre de notions fondamentales liées à l'application de cette technique à la géodésie. Une vue générale sera donnée sur le système de satellites de navigation de l'US Navy (NNSS) et sur le fonctionnement d'un récepteur géodésique.

1. Einleitung

Vom *technologischen* Standpunkt aus betrachtet, begann die moderne Epoche der Satellitengeodäsie im Jahr 1957, als am 4. Oktober der 83,5 kg schwere Sputnik I in eine Umlaufbahn um die Erde gebracht wurde. Drei Monate nach dem Start des russischen Satelliten Sputnik I gelang es auch den Amerikanern, am 31.1.1958 den 14 kg schweren Explorer 1 in eine Umlaufbahn zu bringen. Dem Explorer folgten 1959 der US Pioneer- und der USSR Luna-Satellit. Insgesamt sind bisher grössenordnungsmässig nicht weniger als 1500 russische und 1200 amerikanische Satelliten gestartet worden. Zusammen mit den zurückgebliebenen und auch die Erde umkreisenden Raketeilen schätzt man die Anzahl der erdumkreisenden Objekte auf mindestens 5000. Andererseits dürften seit 1957 etwa 7000 Objekte bereits wieder verglüht sein.

Satelliten (vom Lateinischen *satelles*, *satellitis* = Leibwächter, Trabant) pflegt man in folgende Kategorien einzuteilen:

- (1) Wissenschaftliche Satelliten, z.B. zur Erforschung der hohen Atmosphäre, des Magnetfeldes der Erde oder der kosmischen Strahlung (z.B. Satellit AEROS [UV-Strahlung, Elektronendichte]).
- (2) Astronomische Satelliten, z.B. zur Erforschung der Sonne, anderer Fixsterne oder

von Röntgenstrahlquellen (z.B. Satellit HE-LIOS).

(3) Biomedizinische Satelliten zur Erforschung des Verhaltens von Tieren und Pflanzen unter der Einwirkung der Schwerkraft (z.B. Satellit BIOS).

(4) Meteorologische Satelliten zur Wetter- und Klimaforschung (z.B. NIMBUS).

(5) Erderkundungssatelliten für topographische Aufnahmen (z.B. ERTS = Earth Resources Technology Satellite oder LANDSAT).

(6) Kommunikationssatelliten zur Nachrichtenübertragung (z.B. INTELSAT = International Telecommunications Satellite Consortium, 1964 in Washington gegründet. Der erste INTELSAT I [Early Bird]: Start am 6.4.1965; der neueste INTELSAT V-D: Start am 4.3.1982).

(7) Geodätische und Navigationssatelliten zur Positionsbestimmung (Navigation) und für spezielle Vermessungsaufgaben (z.B.

GEOS = Geodetic Earth Orbiting Satellite oder LAGEOS = Laser Geodynamic Satellite).

Wir werden uns im folgenden mit Beobachtungsmethoden für Satelliten der letzten Kategorie befassen.

Vom *physikalischen* Standpunkt aus betrachtet, könnte man den Beginn der Satellitengeodäsie mit dem Jahr 1609 datieren, als J. Kepler am 29. März Kaiser Rudolf II. die «Astronomia Nova seu Physica Caelestis» (Kepler, 1929) überreichte, in der die ersten beiden Keplerschen Gesetze enthalten waren und womit der Grundstein zur sogenannten Himmelsmechanik gelegt wurde (s. z. B. Schneider, 1979).

Nach dem zweiten Keplerschen Gesetz werden vom Radiusvektor \vec{r} , der vom Erdzentrum zum Satelliten zeigt, während des Satellitenumlaufs in gleichen Zeiten gleiche Flächen überstrichen (Abb.1). Diese Aussage entspricht einem Teil des in der Physik bekannten *Flächensatzes*, der besagt, dass die (vektorielle) Flächengeschwindigkeit

$$\frac{1}{2} [\vec{r} \times \dot{\vec{r}}] = \vec{c} \quad (1)$$

unter der Wirkung einer zentralen Gravitationskraft (Zentralkraft) konstant $= \vec{c}$ ist; $\dot{\vec{r}}$ ist dabei die zeitliche Ableitung des Radiusvektors. Die Konstanz des Betrages $|\vec{c}|$ der Flächengeschwindigkeit entspricht der Aussage des zweiten Keplerschen Gesetzes. Hinzuzufügen wäre noch, dass auch die Richtung von \vec{c} konstant ist. Dies bedeutet, dass die Satellitenbahn auf einer Ebene verläuft. Neben dieser geometrischen Deutung des Flächensatzes gibt es auch noch eine physikalische Interpretation: Aus dem Flächensatz folgt, dass der Drehimpuls unter Einwirkung von Zentralkräften konstant bleibt (Drehimpulssatz).

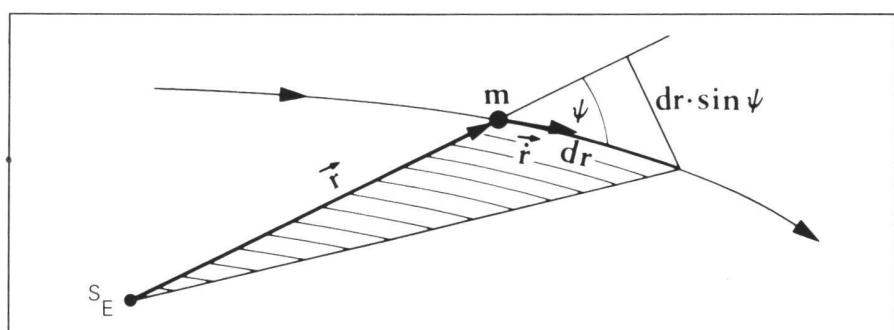


Abb.1 Zur geometrischen Deutung des zweiten Keplerschen Gesetzes (Flächensatz): In gleichen Zeiteinheiten werden vom Radiusvektor r gleiche Flächen (schraffiert) überstrichen. m = Satellit, r = geozentrischer Radiusvektor (vom Erdzentrum S_E zum Satelliten).

Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, ETH-Hönggerberg, CH-8093 Zürich, Separata Nr. 27

Führt man als zusätzliche Bedingung den Energie(erhaltungs)satz ein, so ergibt sich das erste Keplersche Gesetz, wonach der Radiusvektor \vec{r} (vom Erdzentrum zum Satelliten) einer Kegelschnitt (Ellipse, Kreis, Parabel oder Hyperbel) darstellt. Je nach Anfangs(start)geschwindigkeit würde der Satellit eine von diesen Bahnen beschreiben, wenn das Gravitationsfeld der Erde durch das Potential einer Punktmasse approximiert wird. Für geodätische Anwendungen beobachtet man Satelliten mit ellipsenförmigen Bahnen, wobei die Kreisbahn als Spezialfall angesehen werden kann, bei der die numerische Exzentrizität Null wird.

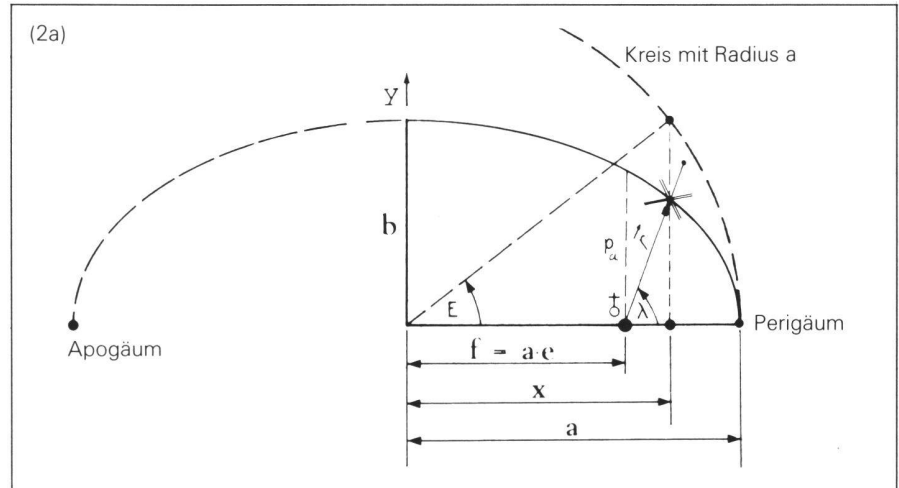
Die sogenannten Orbitalellipsen bleiben im Laufe der Zeit nicht konstant, sondern ändern ihre Parameter aufgrund von nicht-gravitativen Einflüssen (wie z.B. Strahlungsdruck der Sonne, Reibungseinflüsse der Atmosphäre usw.) sowie aufgrund von Anomalien des Gravitationsfeldes der Erde. Durch präzise Vermessung der Satellitenbahnen, z.B. mit Laserverfahren, werden die zeitlichen Änderungen der Parameter der Orbitalellipsen (= Keplersche Parameter [s. Abb. 2a und 2b]) ermittelt.

Verfahren, bei denen die Beobachtungen der Bahnstörungen als Messgrößen eingeführt werden, um Rückschlüsse auf die Anomalien des Gravitationsfeldes zu ziehen, pflegt man als *dynamische* Satellitenmethoden zu bezeichnen (Kaula, 1966; Sigl und Groten, 1966/69). Der Satellit wird dabei als eine «Sonde» im Gravitationsfeld angesehen. Erste Bestimmungen von globalen Schwereanomalien aus Dopplermessungen stammen von Guier (1963), Guier and Newton (1965) und Anderle (1966). Bekannte Modelle des Erdpotentials, wie z.B. GEM 4 (Lerch et al., 1972), GEM 6 (Lerch et al., 1974; Smith et al., 1976) oder GEM 7 (Wagner et al., 1977) enthalten Dopplerdaten (GEM = Goddard Earth Model).

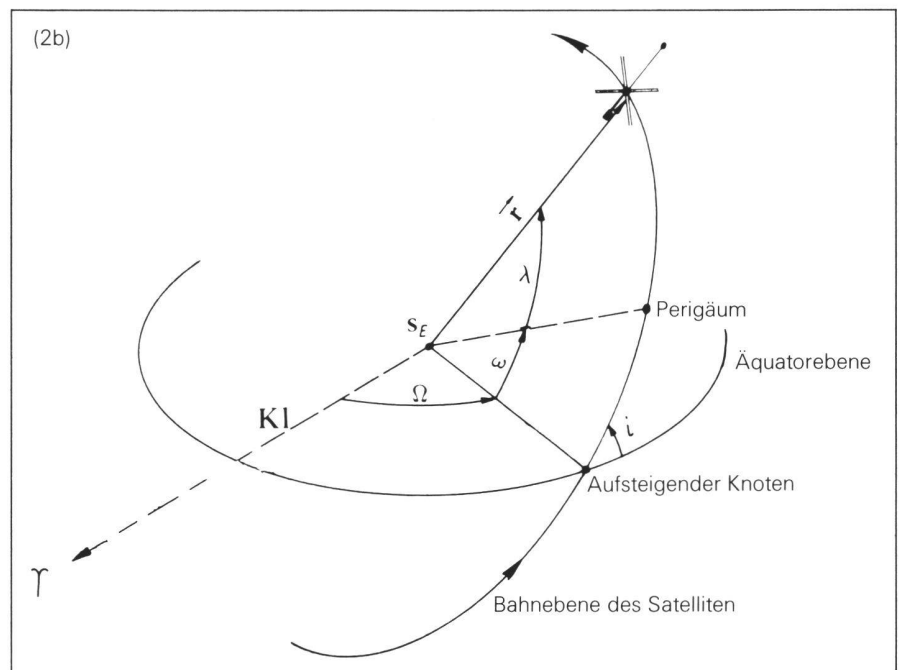
Der grosse Erfolg der Satellitengeodäsie in den letzten Jahren lässt sich anschaulich an folgendem Beispiel verstehen (vgl. z.B. King-Hele, 1976): Bekanntlich ist das Geoid (= Äquipotentialfläche des Schwerfeldes der Erde in Nähe des mittleren Meeresniveaus) am Nordpol um etwa 45 m weiter vom Erdmittelpunkt entfernt als am Südpol (Abb. 3). Dieser langwellige Anteil dritter Ordnung der Geoidundulationen bewirkt für den Satelliten eine Verschiebung des Perigäums um 10 km; d.h. kleine Geoidundulationen können grosse Auswirkungen (Faktor bis zu 200) auf die Satellitenbahn haben. Dieser Effekt wurde zum ersten Mal 1959 bei VANGUARD 1 beobachtet und hat zur Entdeckung der sogenannten «Birnenform» der Erde geführt, wobei betont

werden muss, dass dieser Anteil lediglich die meridionale Abweichung 3. Ordnung des Geoids von einer ellipsoidförmigen Äquipotentialfläche darstellt. Die mittlere Erdfigur entspricht weiterhin im wesentlichen einem abgeplatteten Rotationsellipsoid.

Bei der sogenannten *geometrischen* Satellitengeodäsie werden die Satelliten als bewegliche Hochziele angesehen, wobei die Bahnparameter durch Simultanmessungen im Prinzip eliminiert werden. Ziel dieser Methode ist es, Stationskoordinaten auf der Erde zu



- $e = \frac{f}{a} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$ = numerische Exzentrizität. Durch e wird die *Form* der Bahnellipse festgelegt.
- $p_a = \frac{b^2}{a} = a(1 - e^2)$ = Parameter der Ellipse = Länge des Radiusvektors r für $\lambda = \pi/2$.
- λ = geozentrischer Winkel = wahre Anomalie. Durch λ wird der *Ort* auf der Bahnellipse festgelegt.
- a = grosse Bahnhalbachse. Durch a wird die *Grösse* der Bahnellipse festgelegt.
- E = exzentrische Anomalie (eine Hilfsgrösse).



- ω = Argument des Perigäums (erdnächster Punkt)
- Ω = Rektaszension des aufsteigenden Knotens
- i = Inklination der Bahnenebene gegen die Äquatorebene
- S_E = Schwerpunkt der Erde (= Geozentrum)
- \vec{r} = geozentrischer Orts-(Radius-)Vektor
- γ = Frühlingspunkt
- Kl = Knotenlinie = Schnittlinie zwischen Äquatorebene und Ekliptik.
- ω, Ω und i werden als Eulersche Winkel bezeichnet. Sie legen die *Orientierung* der Bahnellipse im Raum fest.

Abb. 2 Die 6 Keplerschen Bahnparameter e, a, ω, Ω, i und die Zeit T des Satellitendurchgangs durch das Perigäum im ortsunabhängigen Äquatorialsystem.

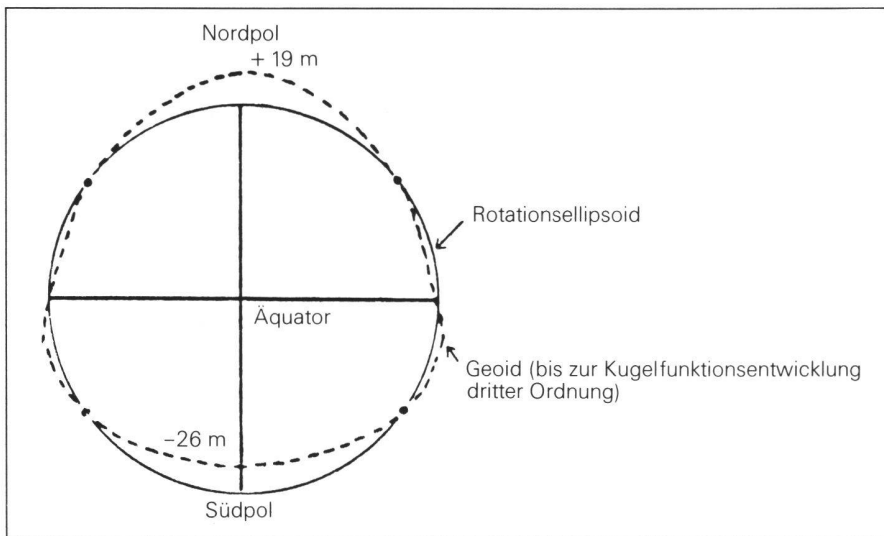


Abb. 3 Zur «Birnenform» der Erde.

Als die ersten Satellitenbahnen untersucht wurden, hatte man damit gerechnet, dass die globalen Schwerefeldanteile (Geoidundulationen) symmetrisch zum Äquator angeordnet wären. Man war daher sehr überrascht, als sich der Anteil dritter Ordnung als relativ gross erwies. Dies führte zur Anschauung der «Birnenform» für die Geoidform, obwohl der Hauptterm natürlich einem abgeplatteten Rotationsellipsoid entspricht (Differenz zwischen Äquator- und Polradius = 21,4 km). Der Term dritter Ordnung stellt lediglich eine geringfügige Modifikation des Polradius dar: relative Depression am Südpol = 26 m; relative Überhöhung am Nordpol = 19 m; jeweils bezüglich des abgeplatteten Rotationsellipsoids.

bestimmen. Als Messmethoden kommen Winkel-, Strecken- und Streckendifferenzmessungen zum Einsatz.

Die optisch-photographischen *Winkel- oder Richtungsmessungen* beruhen im wesentlichen auf der photographischen Aufnahme der Satellitenposition mit den Fixsternen als Referenzsystem.

Streckenmessungen werden mit Mikrowellen oder Laserlichtstrahlen ausgeführt. Ein aktuelles Beispiel hierfür ist der LAGEOS-(Laser Geodynamic Satellite-)Satellit, der am 4.5.76 in eine 5900 km hohe Umlaufbahn gebracht wurde. Seine Oberfläche ist mit 426 Quarz-Reflektoren ausgestattet, die von Erdstationen ausgesandte Laserstrahlen reflektieren. Erste Testmessungen haben Genauigkeiten im dm-Bereich ergeben. Mit LAGEOS können Schwankungen der Erdrotation, Präzession und Nutation sowie interkontinentale Erdkrustenbewegungen erfasst werden.

Als *Streckendifferenzmessungen* bezeichnet man solche Beobachtungsmethoden, bei denen die zeitlichen *Änderungen* des Satelliten-Abstandes vom Beobachtungsort ermittelt werden. Das dazugehörige Messprinzip beruht auf dem aus der Physik bekannten *Dopplereffekt*.

Ziel dieses Aufsatzes ist es, dieses Messprinzip zu erläutern und seine geodätischen Anwendungen im Bereich der Satellitengeodäsie aufzuzeigen.

2. Zum Dopplereffekt

Das Pfeifen des herannahenden Schnellzuges, das, sobald die Lokomotive den Beobachter passiert hat, auf

eine tiefere Tonhöhe abfällt, hat wohl jedermann im Ohr. Ein ganz ähnliches Geräuscherlebnis erfährt auch der Bahnreisende, der an einer rasselnden Bahnhofsglocke vorbeifährt. Es liegt daher die Vermutung nahe, dass beide Beobachter den gleichen Frequenzverlauf hören. Dies ist jedoch nur in erster Näherung richtig, wie die folgenden Formeln zeigen. Man betrachte die Formeln und Abbildungen für eine sich mit Schallgeschwindigkeit bewegende Schallquelle bzw. für einen sich mit Schallgeschwindigkeit bewegendem Beobachter (Abbildung 4).

Der akustische Dopplereffekt wird oft zur Erklärung des elektromagnetischen Dopplereffektes herangezogen, obwohl dieser Vergleich, mindestens in einfa-

cher Betrachtungsweise, nicht statthaft ist. Der Grund liegt darin, dass die Luft als Schallträger in Betracht gezogen werden muss, während im elektromagnetischen Fall gar kein derartiger Träger oder «Äther» existiert. Der Effekt hängt nur von der gegenseitigen Bewegung der Koordinatensysteme des Senders und des Empfängers ab. Er wird also korrekterweise rein relativistisch erklärt.

Das Ergebnis entspricht bis auf Größen zweiter Ordnung dem akustischen Effekt. Für Licht- und Radiowellen gilt:

$$f = f_0 \frac{1 + \frac{v}{c} \cos \theta}{\sqrt{1 - \left(\frac{v}{c}\right)^2}} \quad (3)$$

wobei

c = Lichtgeschwindigkeit

v = Geschwindigkeit der sich bewegendem Quelle

f = empfangene Frequenz

und

f_0 = ausgestrahlte Frequenz.

Formel (3) kann in eine Reihe für v/c entwickelt werden:

$$f = f_0 \left(1 + \frac{v}{c} \cos \theta + \frac{1}{2} \left(\frac{v}{c}\right)^2 + \dots \right) \quad (4)$$

Die Satellitengeschwindigkeiten sind, verglichen mit der Lichtgeschwindigkeit, stets derart klein, dass Größen $\left(\frac{v}{c}\right)^2$, $\left(\frac{v}{c}\right)^3$ usw. vernachlässigt werden können. Damit erhält man die Formel:

$$f = f_0 \left(1 + \frac{v}{c} \cos \theta \right). \quad (5)$$

Diese Formulierung entspricht dem akustischen Effekt, wie er in Formel (2) der Abbildung 4 beschrieben wurde. Der elektromagnetische Effekt entspricht in erster Näherung dem akustischen Effekt. Mit diesem Vorbehalt

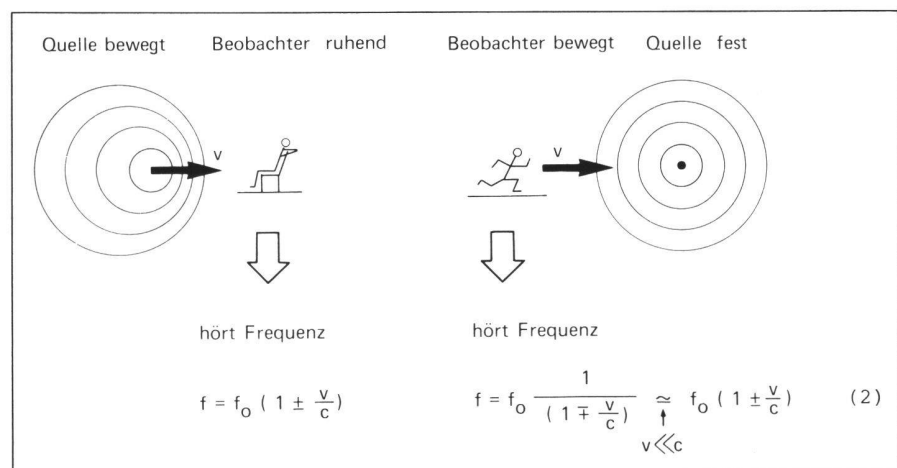


Abb. 4 Zum Prinzip des Dopplereffektes; v = Relativgeschwindigkeit zwischen Schallquelle und Beobachter; c = Schallgeschwindigkeit; f_0 = ausgestrahlte Frequenz, f = empfangene Frequenz.

lassen sich die beiden Effekte vergleichen. Man beachte auch die Funktion $\cos\Theta$, die besagt, dass nur die auf den Beobachter hin gerichtete Geschwindigkeitskomponente v_s einen Beitrag zum Dopplereffekt liefert (s. Abb. 5). Wir übertragen diese Überlegungen nun auf einen Satelliten, der sich auf einer Kreisbahn um die Erde bewegt (Abb. 6). Während der Betrag $|\vec{v}|$ der Bahngeschwindigkeit konstant bleibt, ändert sich die Geschwindigkeitskomponente v_s in Richtung des Beobachters B ganz erheblich. Genau diese Geschwindigkeitskomponente ist aber für den Dopplereffekt verantwortlich. Sendet der Satellit ein konstantes Radiosignal der Frequenz f_0 aus, so wird der Empfänger B nach (5) wegen $v_s = v \cos\Theta$ die Frequenz

$$f = f_0 \left(1 + \frac{v_s}{c} \right) \quad (6)$$

empfangen. Sie ist anfänglich höher als f_0 , zeigt am Punkt A der grössten Annäherung keine Dopplerverschiebung und fällt schliesslich nach Passieren der grössten Annäherung unter die Sendefrequenz f_0 (Abb. 7).

Anhand der sogenannten Dopplerkurve (Abb. 7) können Aussagen über die Bahnparameter des Satelliten gemacht werden. Insbesondere ist die Steigung der Wendetangente ein Mass für den kleinsten Abstand a_0 (s. Abb. 6). Je flacher die Tangente verläuft, desto entfernter flog der Satellit am Beobachter vorbei: eine Regel, die im akustischen Bereich täglich bestätigt wird. Je näher sich eine Schallquelle am Beobachter vorbeibewegt, desto abrupter erfolgt der Übergang von der höheren zur tieferen Frequenz.

3. Erste Dopplermessungen an Satelliten und wie es zur Entwicklung des Transitsystems kam

Als am 4. Oktober 1957 der erfolgreiche Start eines künstlichen Erdsatelliten (SPUTNIK I) gemeldet wurde, ahnten wohl nur wenige Vermessungsingenieure, was dieser Aufbruch in den Weltraum der Navigation und Geodäsie bringen würde. Die Bahn dieses ersten Sputniks wurde weltweit mit grossem Interesse verfolgt. Insbesondere wurden Frequenzmessungen an den emittierten 7,5-m- und 15-m-Wellen vorgenommen. Die gemessenen Dopplerkurven zeigten genau den Verlauf, wie er in Abb. 7 beschrieben wird. Der gleiche Effekt trat auch während ähnlicher Experimente mit den Sputnik II-, Explorer- und Vanguard-Satelliten zutage. Am Applied Physics Laboratory (APL) der Johns Hopkins University in Laurel, Maryland, wurden aus diesen Dopplermessungen Bahnbestimmungen durchgeführt (z. B. Guier and Weiffenbach,

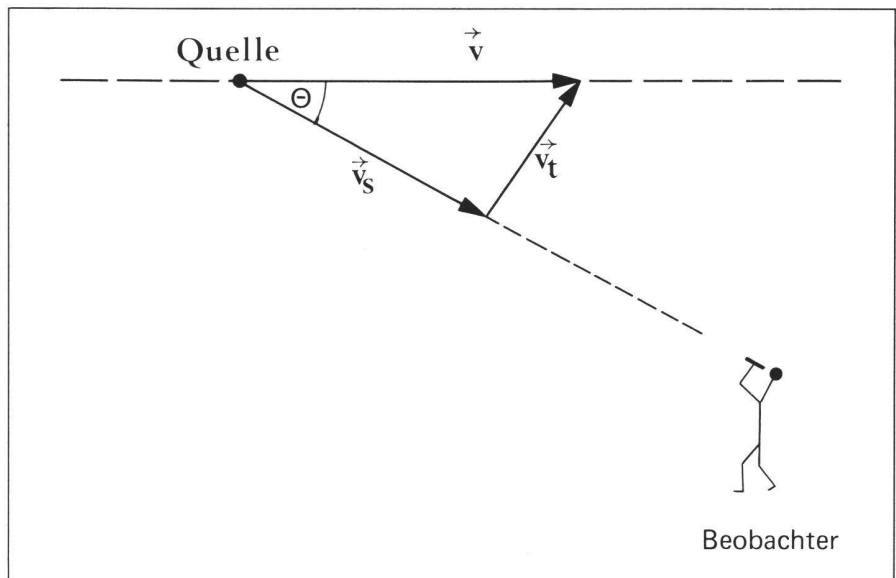


Abb. 5 Zur Bedeutung des Richtungswinkels Θ
 \vec{v} = Geschwindigkeitsvektor der Radioquelle
 \vec{v}_s = Komponente von \vec{v} in Richtung des Beobachters
 \vec{v}_t = Komponente von \vec{v} senkrecht zur Beobachtungsrichtung

1958, 1960; Kershner and Newton, 1962). McClure und Kershner vom APL formulierten das für die Navigation und Geodäsie interessante Umkehrproblem: Aus den Dopplermessungen eines Satelliten mit bekannter Flugbahn soll die Position der Messstation bestimmt werden. Dieser Gedanke führte im Dezember 1958 zur Entwicklung des US Navy Navigation Satellite Systems (NNSS) oder Transit-Systems, eines Navigationssystems, das automatisch Tag und Nacht und wetterunabhängig operieren kann (s. z. B. Stansell, 1971, 1978; Black et al., 1976; Kershner, 1976; Dunnell et al., 1977).

Im Januar 1964 erreichte die Entwicklung des Systems die operationelle Phase. Allerdings blieb der Benutzer-

kreis auf das amerikanische Militär beschränkt. Das NNSS blieb zunächst den Unterseebootssystemen Polaris, Poseidon und Trident vorbehalten, bis der damalige US-Vizepräsident H. Humphrey im Juli 1967 die Nutzbarmachung des Transitsystems für den weltweiten Zivilgebrauch, insbesondere für Navigationszwecke, verkündete. Wegen der wichtigen strategischen Rolle behielt das US Navy Strategic Systems Project Office (SSPO) die Verantwortung für das Management und die Finanzierung des Systems. Offenbar bestand ein echtes Bedürfnis auch ausserhalb der Navy, so dass die Zahl der Benutzer rapide anstieg und gegenwärtig bei über 12 000 liegen dürfte. Entsprechend stellen weltweit etwa zwei Dutzend

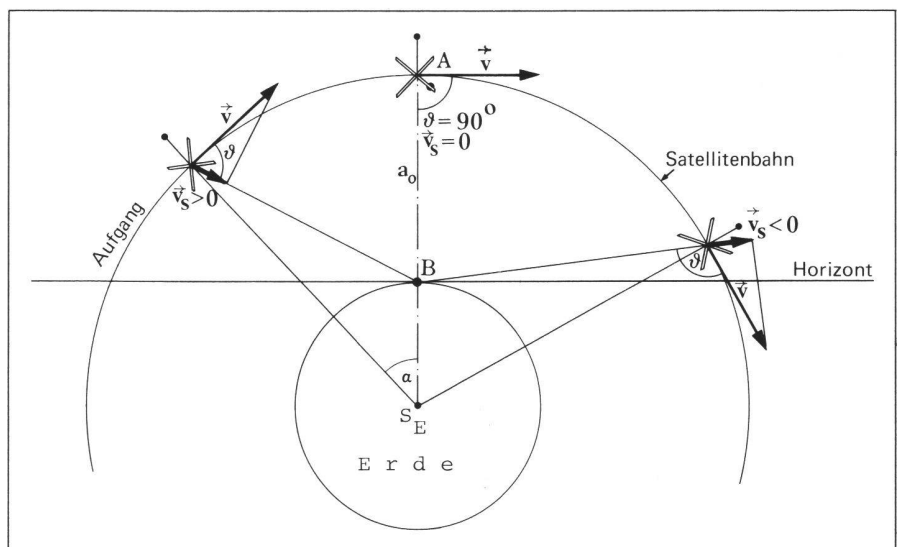


Abb. 6 Die Geschwindigkeitskomponente v_s in Richtung B ändert im Lauf eines Durchganges das Vorzeichen, während der Betrag der Bahngeschwindigkeit $|\vec{v}|$ konstant bleibt.

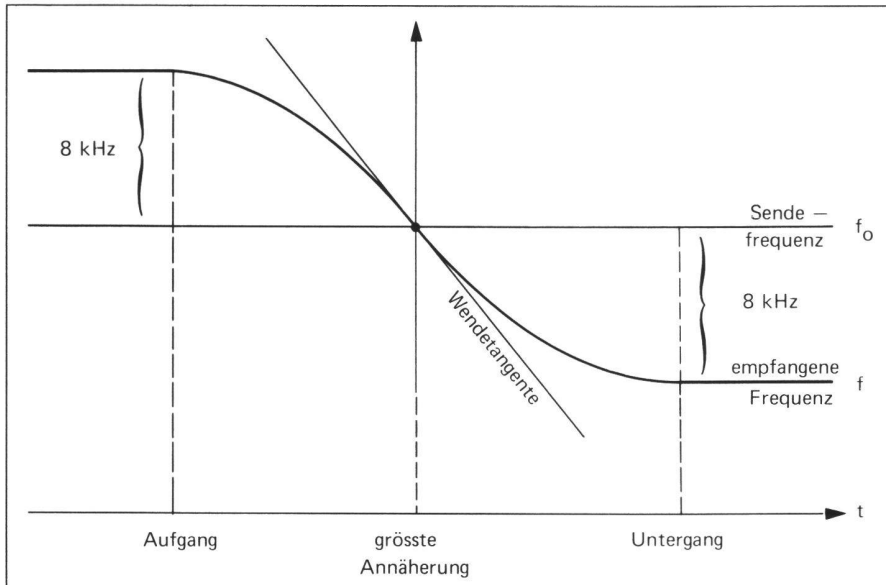


Abb. 7 Beispiel einer Dopplerkurve (nicht massstabsgerecht).
 $f_0 = 400$ MHz, Höhe des Satelliten über Boden
 $h \approx 1000$ km; dies ergibt eine maximale Dopplerverschiebung von ungefähr ± 8 KHz.

Firmen Dopplerempfänger her. Andererseits werden aber nur von vier Firmen transportable, geodätisch brauchbare Empfänger am Markt angeboten.

4. Woraus besteht das amerikanische Transit-Navigationssystem?

Das Transitsystem besteht zur Zeit aus sechs etwa 61 kg schweren Satelliten (Abb. 8). Diese Satelliten fliegen in etwa 1075 km Höhe mit ungefähr 7,3 km/sec auf kreisförmigen Polbahnen um die Erde. Ein Umlauf dauert etwa 107 Minuten. Während dieser Zeit dreht sich die Erde um 26,5 Grad nach Osten; das heisst, die Erde dreht sich unter der – bezüglich der Fixsterne mehr oder weniger festen – Satellitenbahn hindurch. Ein Satellit, der im Osten seine Bahn von Nord nach Süd zieht (Polbahnen verlaufen über beide Pole der Erde), wird im nächsten Umlauf unser Gesichtsfeld schon weiter westlich durchziehen. Nach drei bis vier Umläufen wird der Satellit nicht mehr (sichtbar) sein, der Beobachter muss sich dann einige Stunden gedulden, bis der Satellit im entgegengesetzten Teil seiner Bahn wieder (sichtbar) wird. An den beiden Polen ist der Satellit bei jedem Umlauf sichtbar, nicht so am Äquator, wo lediglich zwei bis drei aufeinanderfolgende Durchgänge registriert werden können. Bis zu den nächsten Messungen oder Positionsbestimmungen verstreichen dann gegen acht Stunden. Um diese Messlücken zu schliessen, war man gezwungen, mehrere Satelliten in Umlaufbahnen zu bringen. Die Bahnebenen wurden so gewählt, dass an jedem Punkt der Erde in regelmässigen Zeitabständen ein Satellit geortet werden kann (Abb. 9).

Die Satelliten können naturgemäss nicht mit einer beliebig hohen Präzision in ihre Bahn geschossen werden. Die Zielgenauigkeit der Scout, die als Trägerrakete fungierte, liegt bei 1 bis 2 Winkelgraden, so dass die Bahnen nicht ganz genau über den Pol verlaufen. Nach den Gesetzen der Himmelsmechanik führt dies zu einer Drehung der Bahnebene um die Erdachse um

einige Winkelgrade pro Jahr. Eine ursprünglich günstige Satellitenkonstellation mit einer gleichmässigen Satelliten-Überdeckung der Erdkugel zerfällt mit der Zeit, da die Bahnebenen nicht fest bleiben (Abb. 9). Im Jahr 1978 koinzidierten praktisch zwei Ebenen. Um die gegenseitigen Störungen der Satellitensignale aufzuheben, musste einer der beiden Satellitensender für etwa einen Monat ausgeschaltet werden.

Trotz der veränderlichen Verteilung der Satelliten können doch genügend viele Durchgänge registriert werden. In unseren Breitengraden beträgt die Wartezeit zwischen zwei Durchgängen eine halbe Stunde bis zwei Stunden.

5. Was wird gemessen?

Es liegt die Frage nahe, was an diesen Satelliten eigentlich gemessen wird. Die Antwort liegt auf der Hand, wenn man weiss, dass die Transit-Satelliten ein permanentes Signal von konstanter Frequenz (relative Stabilität $= \pm 10^{-11}$) im UKW- und im Dezimeterbereich (150 MHz bzw. 400 MHz) ausstrahlen. Entsprechend den eingangs gemachten Bemerkungen werden an den gesendeten Radiowellen Dopplermessungen durchgeführt. Wir wollen zunächst nur eine Frequenz (z.B. 400 MHz) betrachten. Der Grund für die Ausstrahlung von zwei Radiowellen wird im Abschnitt 8. erläutert.

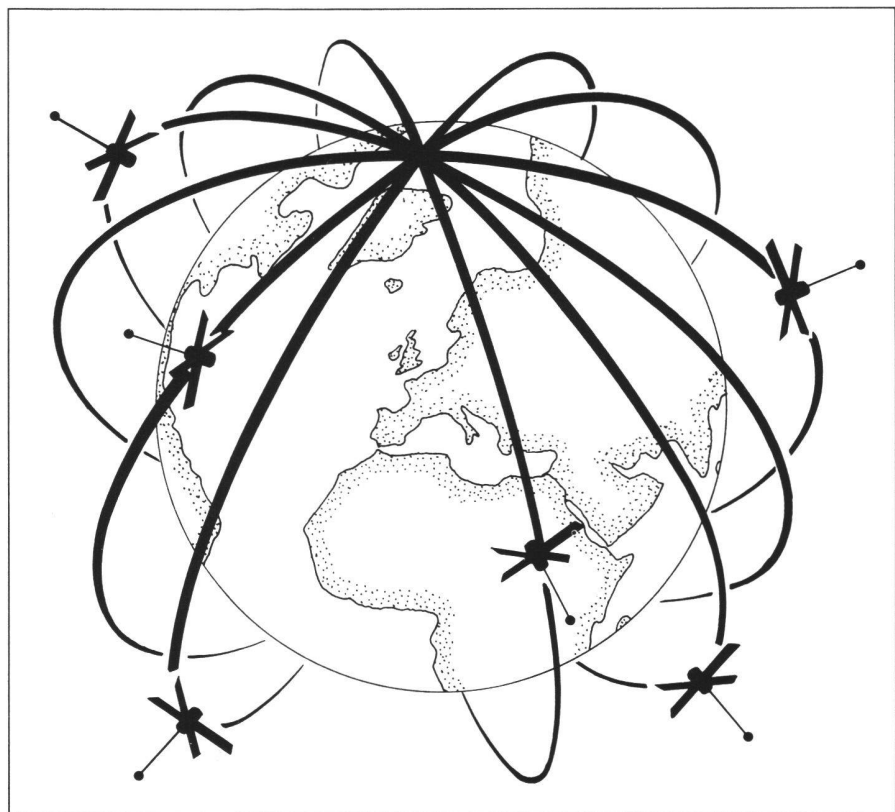


Abb. 8 Die Transit-Satelliten umfliegen die Erde in einer Höhe von 1075 km derart, dass an einem beliebigen Punkt die Satelliten in möglichst kleinen Zeitabständen (sichtbar) werden.

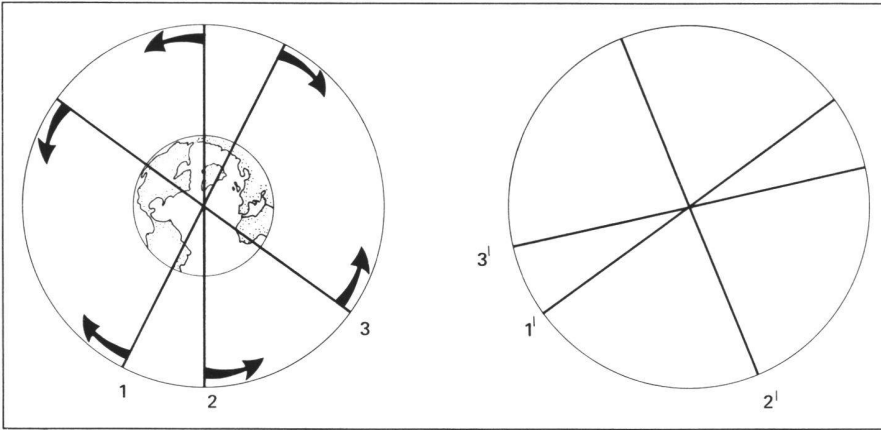


Abb. 9 Verteilung der Bahnebenen von einem Punkt über dem Nordpol aus gesehen. Links: zur Zeit t_0 , rechts: zu einem späteren Zeitpunkt t .

Der Beobachter empfängt eine Frequenz f_E , die aus der vom Satelliten gesendeten Frequenz f und der entsprechenden Dopplerverschiebung $\Delta f_s = f_s \cdot \frac{v_s}{c}$ zusammengesetzt ist (vgl. 6):

$$f_E = f_s + \Delta f_s = f_s \left(1 + \frac{v_s}{c}\right) \quad (7)$$

Um von dieser Frequenz f_E zu einer Aussage über die relative Lage von Satellit und Beobachter zu gelangen, wird f_E mit einer festen Referenzfrequenz $f_R = 400$ MHz verglichen und die Differenz $f_R - f_E$ gebildet. Damit dieser Betrag nicht negativ wird, hat man eine um 32 KHz kleinere Sendefrequenz $f_s = 399.968$ MHz als Referenzfrequenz gewählt. Die maximale Dopplerverschiebung des 400-MHz-Kanals erreicht ± 8 KHz, wenn sich der Satellit am Horizont befindet (vergl. Abb. 6 und 7). Die Integration der Frequenzdifferenz $f_R - f_E$ über eine Zeitspanne ΔT liefert ein Mass für die Abstandsände-

rung vom Satelliten zum Beobachter. Formelmässig heisst dies (s. z.B. Stansehl, 1978):

$$N_i = \int_{T_i}^{T_{i+1}} (f_R - f_E) dt \quad (8)$$

N_i wird *Dopplercount* genannt (vgl. Abb. 10).

Beginn und Ende der Integration, T_i bzw. T_{i+1} , werden durch die Ankunft der Radiosignale i und $i+1$ am Beobachtungsort bestimmt. Startet die Welle beim Satelliten zum Zeitpunkt t_i , so wird sie, um die Laufzeit $\frac{s_i}{c}$ verzögert, zur Zeit T_i am Beobachtungsort eintreffen, also:

$$T_i = t_i + \frac{s_i}{c} \quad (9)$$

mit $c =$ Lichtgeschwindigkeit.

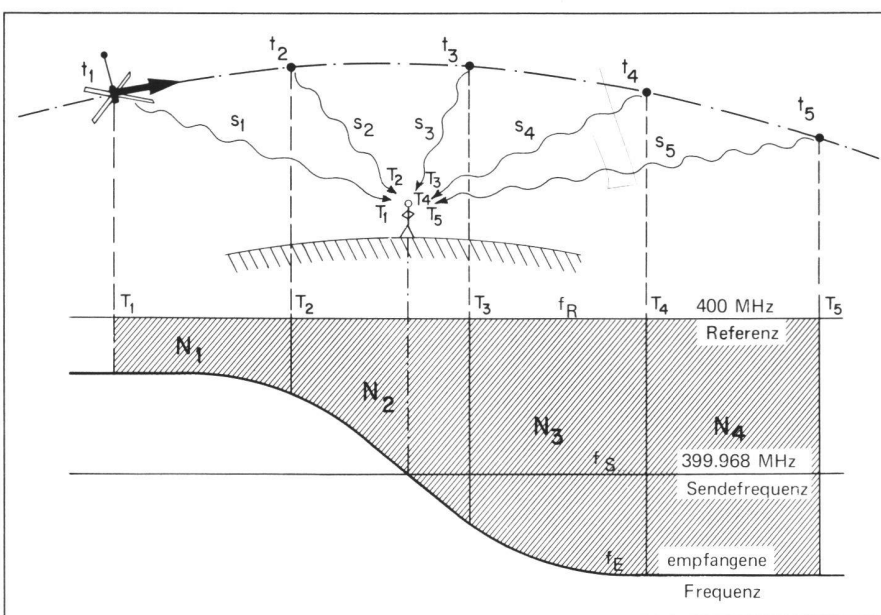


Abb. 10 Zur Veranschaulichung des Doppler-Messprinzips. $N_i =$ Dopplercounts \approx schraffierte Flächen.

Das gleiche gilt für T_{i+1} :

$$T_{i+1} = t_{i+1} + \frac{s_{i+1}}{c} \quad (10)$$

Das Integral (8) kann nun berechnet werden:

$$\begin{aligned} N_i &= \int_{T_i}^{T_{i+1}} (f_R - f_E) dt \\ &= f_R \int_{T_i}^{T_{i+1}} dt - \int_{T_i}^{T_{i+1}} f_E dt \end{aligned} \quad (11)$$

Hier wurde bereits angenommen, dass die Referenzfrequenz f_R während des Integrationsintervalls einen konstanten Wert beibehält. Das erste Integral wird mit (9) und (10):

$$\begin{aligned} f_R \int_{T_i}^{T_{i+1}} dt &= f_R (T_{i+1} - T_i) \\ &= f_R (t_{i+1} - t_i + \frac{1}{c} (s_{i+1} - s_i)) \end{aligned} \quad (12)$$

Der zweite Term ist etwas schwieriger aufzulösen, da f_E nicht konstant bleibt. Berücksichtigt man jedoch die Bedeutung des Integrals einer Frequenz über die Zeit, so lässt sich die Schwierigkeit umgehen. Das Integral liefert gerade diejenige Anzahl von Schwingungen, die eine Welle der Frequenz f_E während der Zeit $T_{i+1} - T_i$ ausstrahlt. Die Schwingungen, die am Boden im Zeitintervall $T_{i+1} - T_i$ ankommen, starteten am Ort des Satelliten zwischen den Zeiten t_i und t_{i+1} , allerdings war hier die Frequenz nicht dopplerverschoben, so dass sie genau der Sendefrequenz f_s entsprach. Da auf dem Weg vom Satelliten zum Beobachter keine Schwingungen (verlorengehen), muss die Anzahl der gesendeten gleich der Anzahl der empfangenen Schwingungen sein. Also:

$$\begin{aligned} \int_{T_i}^{T_{i+1}} f_E dt &= \int_{T_i}^{T_{i+1}} f_s dt \\ \text{empfangene Schwingungen} &= \text{gesendete Schwingungen} \end{aligned} \quad (13)$$

$$= f_s (t_{i+1} - t_i)$$

Hier wurde beachtet, dass die Sendefrequenz f_s während der Zeitspanne $t_{i+1} - t_i$ konstant bleibt. Setzen wir die beiden Terme (12) und (13) zusammen, so ergibt sich für den Dopplercount N_i

$$\begin{aligned} N_i &= (f_R - f_s) (t_{i+1} - t_i) \\ &+ \frac{f_R}{c} (s_{i+1} - s_i) \end{aligned} \quad (14)$$

Damit ist die eigentliche Messgrösse N_i direkt mit der Satellitenbahn und dem Beobachtungsort über den Term $s_{i+1} - s_i$ verknüpft. Wie in Abbildung 10 angedeutet ist, besteht die Messung nicht nur aus einer einzigen Bestimmung eines Dopplercounts, sondern aus mehreren Integrationszyklen, die eine ganze Serie von Dopplercounts liefern.

6. Die «Broadcast Ephemeris»

Für die Berechnung der Koordinaten der Bodenstation müssen die Bahnparameter des Satelliten sowie Beginn T_i und Ende T_{i+1} der Frequenzzählung bekannt sein. Damit die Berechnung automatisch erfolgen kann, sendet der Satellit selbständig seine augenblicklichen Bahnparameter in Form einer binär verschlüsselten Mitteilung, die den Sende- und Messfrequenzen phasenmoduliert aufgeprägt werden. Die Mitteilung beinhaltet alle Parameter, die zur Berechnung der mittleren Ellipsenbahn notwendig sind, sowie Werte für die momentane Abweichung des Satelliten von dieser Ellipsenbahn. Die gesamte Information umfasst in binärer Form 6103 bits. Die Ausstrahlung dieser bits dauert 2 Minuten. Anschliessend wird die Meldung wiederholt. Die Zähl-dauer für die Dopplercounts wird durch die Anzahl ankommender bits bestimmt. Nach 234 bits bzw. 4,6 s beginnt jeweils ein neuer Zählzyklus. Während einer ganzen Mitteilung werden 25 Intervalle à 234 bits und ein Intervall à 253 bits gezählt.

Es liegt die Frage nahe, woher der Satellit seine eigene Bahn so genau kennt. Die Transitsatelliten kreisen nicht völlig «unbeaufsichtigt» um die Erde. Die amerikanische Navy Astronautics Group (NAG) betreibt fest installierte Dopplerstationen auf Hawaii, in Minnesota, Maine und in Kalifornien. Diese 4 Stationen bilden das sogenannte operationelle Netz (OPNET). Jedesmal, wenn ein Transitsatellit über diese Gebiete hinwegfliegt, werden Dopplermessungen ausgeführt und die Messdaten einem zentralen Rechenzentrum in Point Mugu, Kalifornien, übermittelt. Dort werden anhand der bekannten Lage der Beobachtungsstation und aufgrund der gemessenen Dopplercounts die Bahndaten des Satelliten für die nächsten 12 bis 16 Stunden vorausberechnet. Diese Daten werden von Laguna Peak, Kalifornien, und von anderen «Injektionsstationen» über Radiosignale in die Speicher des betreffenden Satelliten geladen. Wie die als «operationelle» oder «Broadcast Ephemeris» bezeichneten Bahndaten dem Beobachter übermittelt werden, haben wir bereits beschrieben.

Die Bahndaten des Satelliten beziehen sich nicht auf ein lokales Koordinaten-

system, sondern sie sind in einem erdfesten, geozentrischen und kartesischen Koordinatensystem gegeben. Der Nullpunkt befindet sich im Schwerpunkt der Erde. Die z-Achse zeigt in Richtung der Rotationsachse, während die x-Achse rechtwinklig zur z-Achse ungefähr im Meridian von Greenwich liegt. Die Länge Null (x-Achse) fällt nicht genau mit der astronomischen Länge Null von Greenwich zusammen. Dies hat zur Folge, dass der Messstreifen des Greenwicher Observatoriums im Transitsystem eine Länge von 5,7" W aufweist (Dillon et al., 1977). Die y-Achse steht senkrecht auf der (x, z)-Ebene, so dass das Basissystem (x, y, z) ein rechtshändiges Koordinatensystem bildet.

7. Wie berechnet der Beobachter die Stationskoordinaten?

Das Messgerät liefert die Dopplercounts N_i

$$N_i = \int_{T_i}^{T_{i+1}} (f_R - f_E) dt \quad (15)$$

$T_i = t_i + \frac{s_i}{c}$ entspricht dem Zeitpunkt der Ankunft des ersten bits;

$T_{i+1} = t_i + 1 + \frac{s_{i+1}}{c}$ entspricht dem Ende des letzten bits. Ein Integrationsintervall enthält 234 bzw. 253 bits der empfangenen Bahninformationen. Die Beobachtungsgleichung

$$N_i = (f_R - f_S) \Delta t_i + \frac{f_R}{c} \Delta s_i \quad (16)$$

gibt den Zusammenhang zwischen den Messgrössen N_i , den bekannten Satellitenorten R_i und der gesuchten Position p des Beobachtungsortes B wieder. R_i und p sind in der Abstandsdifferenz $\Delta s_i = s_{i+1} - s_i$ enthalten, wie Abbildung 11 zeigt.

Es liegt nun nahe, die Position B durch Einschneideverfahren zu bestimmen. Wir betrachten zunächst nur einen Integrationszyklus, z. B. t_2, t_3 in Abbildung 11. Die Messung liefert Δs_2 als Abstandsdifferenz. Zur Zeit t_2 war der Satellit weiter entfernt von B als zur Zeit t_3 . Mit den «Broadcast Ephemeris» sind die Grössen R_2 und R_3 zu den Zeiten t_2 und t_3 ebenfalls bekannt. Bekanntlich liegen Punkte, deren Abstand zu zwei festen Punkten 2 und 3 eine bestimmte Differenz Δs_2 aufweisen, auf einem Hyperboloid mit den Brennpunkten 2 und 3 (Abb. 12).

Diese Überlegung gilt ebenso für alle anderen Integrationszyklen ($t_1, t_2; t_3, t_4; \dots$). Jeder Zyklus liefert also ein bestimmtes Hyperboloid. Schneidet man alle Hyperboloide einer Messreihe, so liefert der Schnittpunkt die gesuchte Position von B (Abb. 13). Im allgemeinen wird man für einen Satellitendurchgang zwei Schnittpunkte finden; es gilt dann, den richtigen auszuwählen.

Diese Methode wird jedoch nicht operationell angewendet. Vielmehr kommt ein Verfahren zur Anwendung, das in der astronomischen Navigation gebräuchlich ist. Als bekannter Bezugspunkt tritt anstelle des Sterns die Satellitenbahn, und statt Winkel werden Dopplercounts gemessen. Wir legen einen «Gissort» mit gewissen Nähe-

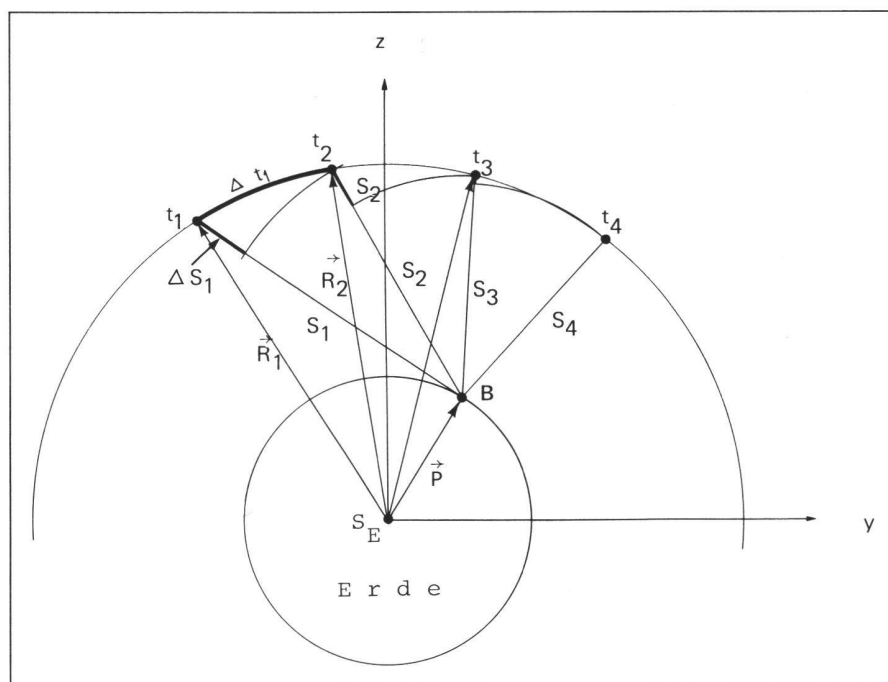


Abb.11 Zur geometrischen Bedeutung der Dopplercounts. Nach (16) bestimmt jeder Dopplercount N_i eine Abstandsänderung Δs_i .

rungskoordinaten fest («Gissort» = schätzen). Da die Satellitenbahn bekannt ist, kann man ohne weiteres berechnen, wie die Dopplerkurve für einen Empfänger am angenommenen «Gissort» aussehen müsste. Naturgemäß wird jedoch ein etwas anderer Kurvenverlauf gemessen, da wir uns nicht exakt im angenommenen Näherungspunkt befinden (Abb. 14).

Man bildet nun die Differenzen (Residuen) D_i zwischen den gemessenen Dopplercounts N_i und den vorausgerechneten Dopplercounts N_i^g .

$$D_i = N_i - N_i^g \quad (17)$$

Aus den Differenzen D_i kann nun eine Verbesserung Δp der Näherungskordinaten abgeleitet werden, die besagt, um wie viel der Gissort verschoben werden muss, damit die Differenzen D_i zwischen den gemessenen und gerechneten Werten möglichst klein werden (Abb. 14). Es ist naheliegend, dass die Residuen D_i wegen Messfehlern und Bahnungenauigkeiten nie gesamthaft verschwinden. Man begnügt sich mit der Minimumsbedingung für die Summe der Quadrate

$$\sum_{i=1}^n D_i^2 = \text{minimal} \quad (18)$$

wobei n durch die Anzahl der gemessenen Dopplercounts gegeben ist.

Um die gerechnete Kurve mit der gemessenen zur Deckung zu bringen, müssen die Näherungskordinaten der Breite φ und der Länge λ um kleine Beträge $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ geändert werden. Zusätzlich ist die Offsetfrequenz $f_{\text{off}} = f_R - f_S$ (vgl. 14) nicht genau bekannt, so dass auch f um Δf geändert werden kann.

Die Bedingung (18) ist realisiert, wenn folgendes Gleichungssystem für die partiellen Ableitungen erfüllt ist (s. z. B. Stansell, 1978):

$$\frac{\partial}{\partial f} \sum_{i=1}^n D_i^2 = 0 \quad (19)$$

$$\frac{\partial}{\partial \lambda} \sum_{i=1}^n D_i^2 = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial \varphi} \sum_{i=1}^n D_i^2 = 0$$

In den Residuen D_i sind die gesuchten Größen Δf , $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ enthalten. Wir haben also ein Gleichungssystem mit mehreren Unbekannten. Durch mathematische Vereinfachungen (Linearisierung) der Gleichungen wird das System relativ einfach lösbar. Die gefundenen

Werte für $\Delta\varphi$ und $\Delta\lambda$ müssen lediglich den Näherungskordinaten hinzugefügt werden:

$$\begin{aligned} \varphi_B &= \varphi + \Delta\varphi \\ \lambda_B &= \lambda + \Delta\lambda \end{aligned} \quad (20)$$

Sind die gefundenen Koordinaten φ_B und λ_B zu ungenau, kann die eben berechnete Position als neuer «Gissort» gewählt werden. Die Iterationsschritte werden wiederholt, bis die Änderungen Δf , $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ genügend klein geworden sind. Im Normalfall genügen bereits zwei bis drei Durchläufe, um die Resultate zur Konvergenz zu bringen. Selbst wenn der «Gissort» zwei Winkelgrade neben dem wahren Ort liegt, führt die Iteration zum gewünschten Ergebnis.

8. Warum strahlt der Satellit eine zweite Frequenz aus?

Bisher war stets nur von einer Sendefrequenz die Rede, obwohl bekanntlich deren zwei ausgestrahlt werden. Die zweite Frequenz (150 MHz) ändert am Prinzip der Messung nichts, sondern dient zur Korrektur der ionosphärischen Refraktion (vgl. z. B. Seddon, 1953; Weekes, 1958; Graves, 1960; Guier, 1961; Tucker et al., 1976; Black, 1980). Unangenehmerweise beeinflusst nämlich die Ionosphäre die Frequenz jeder sie durchlaufenden elektromagnetischen Welle:

$$f_I = f + \Delta f, \quad (21)$$

wobei die Frequenzänderung Δf proportional zur einfallenden Wellenlänge $l = \frac{c}{f}$ ist.

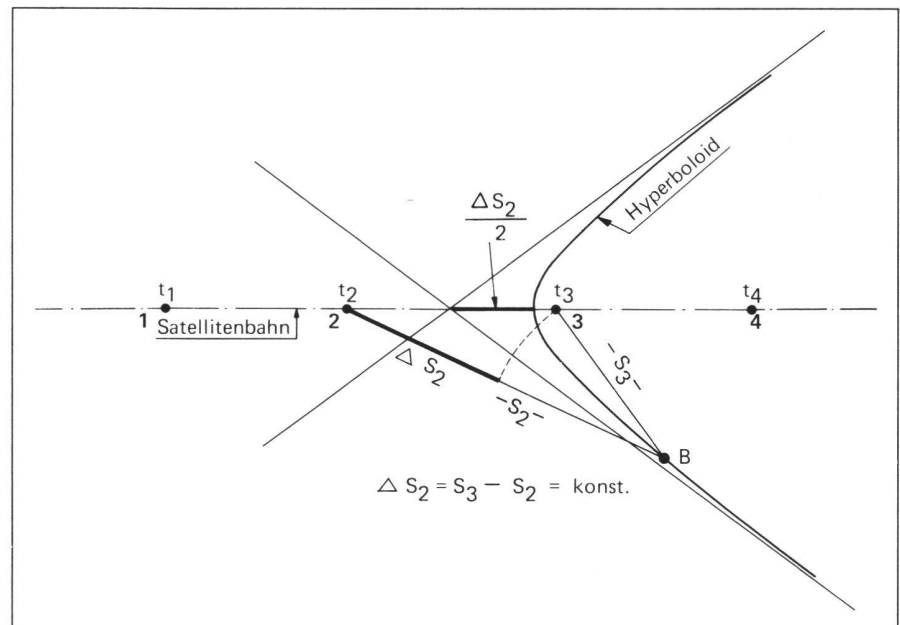


Abb. 12 Alle Punkte B auf dem Hyperboloid haben eine konstante Abstandsdifferenz Δs_2 gegenüber den Brennpunkten 2 und 3.

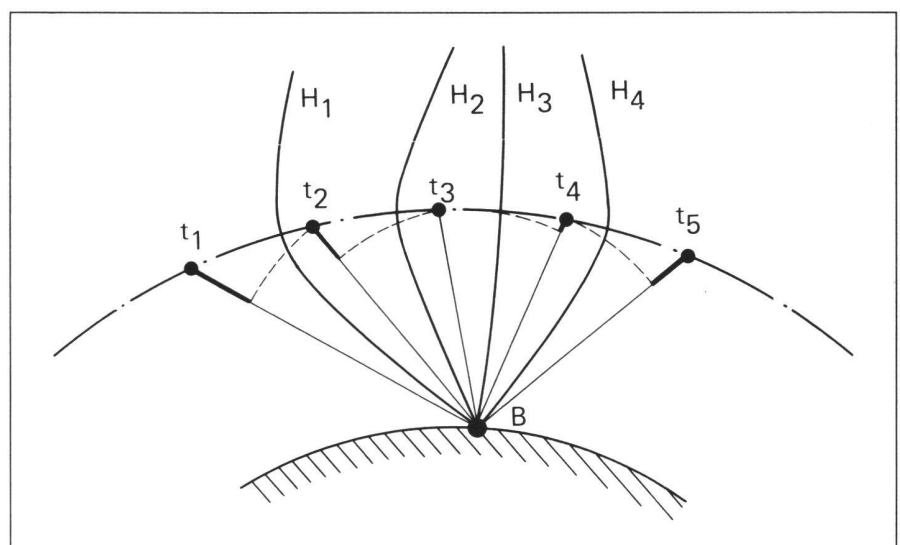


Abb. 13 Der Schnitt der verschiedenen Hyperboloide (H_i) liefert die Position B.

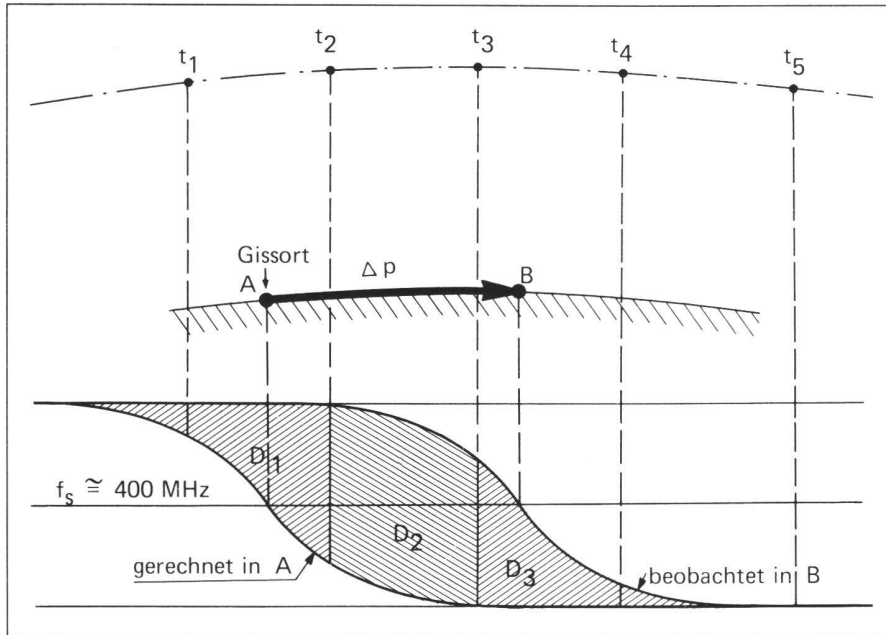


Abb. 14 Dopplerkurven, wie sie die Beobachter A und B messen. Würde der Gissort um Δp verschoben, so wären die Kurven deckungsgleich.

In unseren Berechnungen wurde angenommen, dass die Welle im Vakuum verläuft. Wir müssen daher eine entsprechende Korrektur anbringen. Infolge des Brechungsindex n wird der Weg in der Ionosphäre verlängert.

$$\Delta s = \int_{\text{Ionosphäre}} (n-1) ds \quad (22)$$

$$\approx \frac{a_1}{f^2} + \frac{a_2}{f^3} + \dots$$

Nach Division von (22) durch $l = \frac{c}{f}$ erhalten wir:

$$\Delta f = \frac{\Delta s}{l} \approx \frac{b_1}{f} + \frac{b_2}{f^2} + \dots \quad (23)$$

und nach Vernachlässigung von Gliedern höherer Ordnung:

$$\Delta f = \frac{b_1}{f} \quad (24)$$

Die gemessenen Frequenzen f_1^{gem} , f_4^{gem} der beiden Kanäle 150 MHz bzw. 400 MHz entsprechen also nicht den zur Berechnung benötigten Vakuumfrequenzen.

$$\frac{f_1}{f_4} = \frac{150 \text{ MHz}}{400 \text{ MHz}} = \frac{3}{8} \quad (25)$$

$$f_4^{\text{gem}} = f_4 + \Delta f_4 = f_4 + \frac{b_1}{f_4}$$

$$f_1^{\text{gem}} = f_1 + \Delta f_1 = f_1 + \frac{b_1}{f_1}$$

$$f_1^{\text{gem}} = \frac{3}{8} f_4 + \frac{8}{3} \frac{b_1}{f_4}$$

Damit lässt sich die Vakuumfrequenz f_4 durch die beiden gemessenen Frequenzen ausdrücken.

$$f_4 = f_4^{\text{gem}} - \frac{24}{55} (f_1^{\text{gem}} - \frac{3}{8} f_4^{\text{gem}}) \quad (26)$$

In der Berechnung der Position sind daher korrigierte Dopplercounts einzuführen:

$$N_{(400\text{MHz})} = N_{(400\text{MHz})}^{\text{gem}} - \frac{24}{55} (N_{(150\text{MHz})}^{\text{gem}} - \frac{3}{8} N_{(400\text{MHz})}^{\text{gem}}) \quad (27)$$

Damit ist der Ionosphäreneffekt in erster Näherung eliminiert. N sind die korrigierten 400-MHz-Dopplercounts, die in die Positionsberechnung eingehen.

Ein weiterer Refraktionseinfluss wird durch die Troposphäre verursacht (Hopfield, 1969, 1971, 1979). Die entsprechende troposphärische Refraktionskorrektur wird nicht direkt während der Messung berücksichtigt, sondern erst nachträglich berechnet. Dabei geht man wieder vom Integral (22) aus, das die Wegverlängerung in einem Medium mit dem Brechungsindex n beschreibt:

$$\Delta s = \int_{\text{Troposphäre}} (n-1) ds \quad (28)$$

Dieses Integral erstreckt sich über den Weg der Welle innerhalb der Troposphäre. Nun ist es aber hier nicht möglich – wie im Falle der Ionosphäre –, eine einfache Funktion für das Integral anzugeben (vgl. 22). Das Problem besteht darin, einen möglichst der Wirklichkeit entsprechenden Bre-

chungsindex n zu finden. Dazu müssten Luftdruck, Feuchtigkeit und Temperatur entlang der ganzen Wellenbahn bekannt sein (Smith and Weintraub, 1953). Um diesen Forderungen nachzukommen, versucht man, mit Modellatmosphären Annäherungen zu erzielen.

9. Das Messgerät

Stellvertretend für andere Dopplergeräte soll hier die Funktionsweise des MX 1502, eines Empfängers der US-Firma Magnavox, kurz skizziert werden (Hatch et al., 1979; Magnavox, 1980). Die konsequente Anwendung der Entwicklungen auf dem Gebiet der Elektronik, insbesondere der Mikroprozessoren, vereinfacht die Bedienung und Datenaufbereitung ganz erheblich. Punktbestimmungen werden direkt im Gerät ausgeführt, so dass nach jedem Satellitendurchgang die Beobachtungsposition sofort bekannt ist. Sämtliche Daten werden automatisch auf Kassetten überspielt. Auf diese Weise lassen sich die Rechnungen auf einem grösseren, externen Computer mit speziellen Rechenprogrammen (z. B. Kouba and Boal, 1975) nachvollziehen und verbessern (Abb. 15).

Der Aufbau des Gerätes kann in drei Bereiche eingeteilt werden (Stansell, 1979):

- Empfangsteil
- Eingabe- und Ausgabeteile
- Rechen- und Kontrolleinheiten.

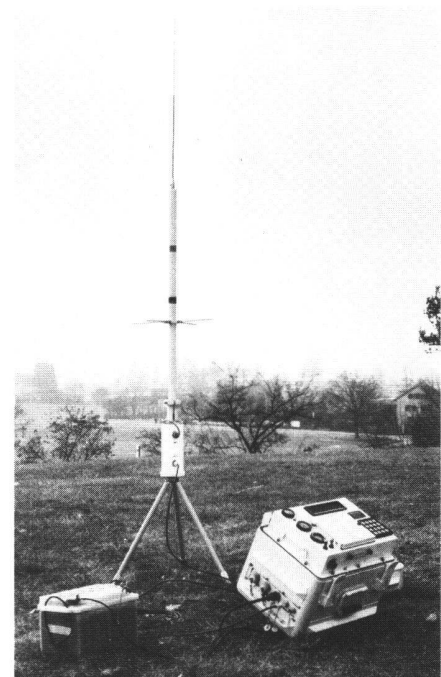


Abb. 15 Dopplerempfänger Magnavox MX 1502 des Instituts für Geodäsie und Photogrammetrie der ETH Zürich in messbereiter Aufstellung (12-V-Batterie, Antenne, Empfänger/Mikroprozessor).

Im Empfangsteil wird die mit einer relativ geringen Leistung von nur 1 Watt ausgestrahlte phasenmodulierte Signalfrequenz, vom Antennenvorverstärker kommend, in die beiden Messfrequenzen 150 MHz und 400 MHz aufgespalten, demoduliert und mit der Referenzfrequenz (30x5 MHz bzw. 80x5 MHz) verglichen. Zudem werden die Dopplercounts entsprechend den Integrationsintervallen aufaddiert. Über einen Datenbus gelangen die demodulierten Satellitendaten und die Dopplercounts zum Rechenmodul, das die Korrekturen (27) anbringt sowie die Position berechnet. Die Mess- und Rechenergebnisse werden vorübergehend gespeichert und nach erfolgtem «Tracking» (Verfolgung) des Satellitendurchgangs zur Ausgabeeinheit gebracht, kontrolliert und auf Kassette gespeichert. Eine serielle RS-232-Schnittstelle und ein paralleler 8-bit-Ausgang erlauben weitere Datenübertragungsmöglichkeiten. Über ein Tastenfeld können Daten und Steuerbefehle manuell eingegeben werden. Alarm-Clock und Prozessor kontrollieren das Zusammenspiel der einzelnen Komponenten und testen täglich einmal automatisch deren Funktionstüchtigkeit. Nach jedem Durchgang veranlasst die Alarm-Clock eine Reduktion des Stromverbrauchs, indem der ganze Doppler-Empfänger, mit Ausnahme des Quarzoszillators und einiger Memories, stillgelegt wird. Erst beim vorausberechneten «Aufgang» des nächsten Satelliten springt das Gerät wieder an. Diese Berechnung ist möglich, weil die «Broadcast Ephemeris» nach der Demodulation in Speichern abgelegt werden (vgl. Abb. 16).

Die zweidimensionale Position der Antenne wird für jeden einzelnen Satellitendurchgang automatisch (ohne Korrekturen der systematischen Fehler) mit einer inneren Genauigkeit von wenigen 10 Metern bestimmt. Die hauptsächlichsten Fehleranteile bei dieser routinemässigen Berechnung setzen sich aus nicht vollständig korrigierter Ionosphärenrefraktion, nicht berücksichtigter Troposphärenrefraktion, aus Instrumentenfehlern (z. B. Oszillator-Instabilität), Ephemeriden-ungenauigkeiten, Zeitfehlern und nicht korrigierter Polbewegung (Anderle, 1976b; Oesterwinter, 1978; Anderle und Oesterwinter, 1980) zusammen (Anderle, 1976a).

Die Fehler können entschieden verbessert werden, wenn man mehrere Satelliten-Durchgänge beobachtet und die erwähnten Korrekturen anbringt. Die Fehler sinken nach 10 bis 20 Satelliten-Durchgängen auf einen mehr oder weniger konstanten Wert von wenigen Metern.

Sind lediglich *relative* Koordinaten von Interesse, so können zwei Dopplergerä-

te gleichzeitig den selben Satelliten verfolgen. Die gegenseitige Lage der Empfänger kann dadurch auf einen Meter und besser berechnet werden, unter der Voraussetzung, dass die Entfernung zwischen den zwei Punkten 200 km nicht übersteigt. Diese Genauigkeit kommt daher, dass die Bahnunsicherheit gerade wegen der gleichzeitigen Beobachtung des selben Satelliten in der Berechnung der Lagedifferenzen keine Rolle mehr spielt. Diese Methode wird als «*Translocations-Methode*» bezeichnet (Brunell, 1979; Ashkenazi and Sykes, 1980). Der MX 1502-Empfänger enthält ein Rechenprogramm, das die Translocation im Gerät selbst erlaubt. Die Rechnungen werden im Anschluss an die Messungen durchgeführt. Die Datenkassetten der beiden Stationen können zu einem beliebigen späteren Zeitpunkt im MX 1502 eingelesen und verarbeitet werden. Der Prozessor liefert dann die gewünschten Koordinatendifferenzen (Hatch, 1976). Zur Zeit gewährleistet die simultane Ausgleichung von mehreren Punkten mit etwa 40 gemessenen Satellitendurchgängen eine Genauigkeit von 40 cm in allen drei Komponenten (x, y, z) einer Basislinie. Die Berechnungen werden dann allerdings auf einem Grossrechner ausgeführt. Zudem gehen nicht die «Broadcast Ephemeris», sondern die sogenannten «*Precise Ephemeris*» in die Bahnberechnung ein. Wie der Name besagt, sind diese Bahnparameter wesentlich genauer als die «Broadcast-Daten» (Ziegler, 1979). Die

höhere Genauigkeit dieser Bahndaten kommt dadurch zustande, dass gegen zwanzig, über die ganze Erde verteilte Dopplerstationen (Transit Network TRANSNET) die Transit-Satelliten permanent verfolgen. Aus den weltweit gesammelten Daten berechnet die amerikanische Defense Mapping Agency (DMA) die tatsächlichen Bahnparameter (Ziegler, 1980).

Die «*Precise Ephemeris*» sind gegebenenfalls einige Wochen nach den Messungen für vorher definierte Projekte, für bestimmte geographische Gebiete und bestimmte Zeiträume auf Antrag bei der DMA erhältlich.

Verbesserungen und Anwendungsmöglichkeiten der Dopplermethode im Bereich der Geodynamik wurden kürzlich von Kouba (1981) aufgezeigt.

Das beschriebene Transitsystem wird Anfang der Neunzigerjahre von dem neuen, bereits seit 1972 in der Testphase befindlichen Global Positioning System (GPS) abgelöst. Es wird aus insgesamt 24 NAVSTAR-Satelliten bestehen, von denen je 8 Satelliten auf 3 kreisförmigen Bahnen in etwa 20 200 km Höhe die Erde umkreisen sollen. Zur Zeit befinden sich bereits 6 dieser Satelliten auf ihren Bahnen (Parkinson, 1979). Für Dopplerbeobachtungen werden zwei Frequenzen (1227,6 MHz und 1575 MHz) ausgestrahlt. Infolge der grossen Bahnhöhe, der höheren Sendefrequenzen und anderer Verbesserungen werden signifikante Genauigkeitssteigerungen erwartet. Ein NAVSTAR Geodetic Receiver

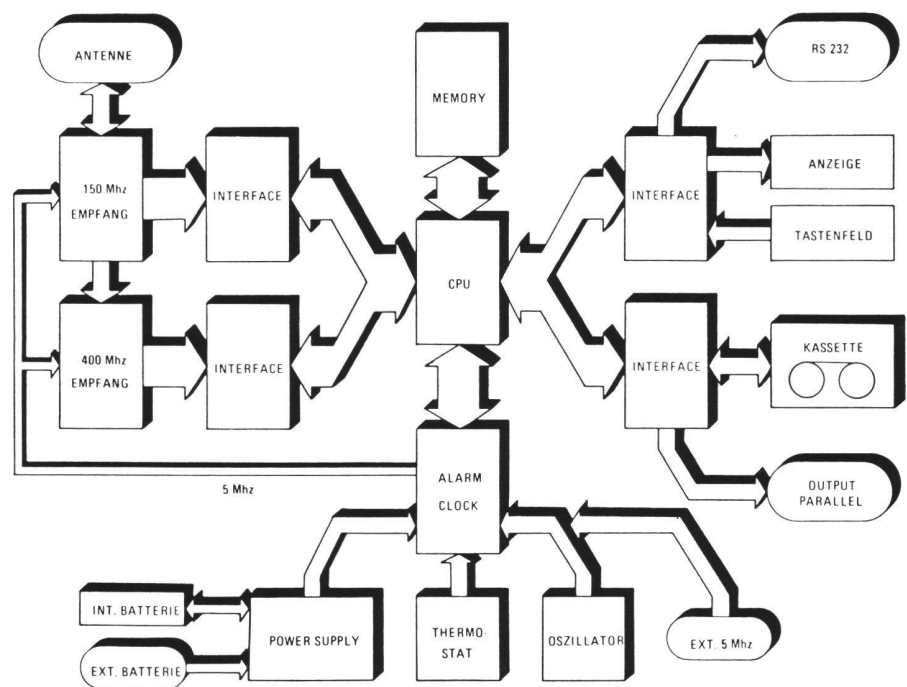


Abb. 16 Funktionschema des MX 1502.
CPU = Central Processing Unit
RS 232 = Serielle Schnittstelle.

(NGR) für Dopplermessungen an den GPS-Satelliten wird zur Zeit am Naval Surface Weapons Center in Dahlgren, Virginia (USA), ausgetestet (Anderle, 1979).

Angesichts der technologischen Entwicklungen mag man sich fragen: Geodäsie, wohin? Zur Beruhigung der Frager sei gesagt, dass auch die modernsten Technologien zwei alte Worte bewahren, die aussagen, sie sei rund (mehr oder weniger) und drehen tue sie sich auch: unsere vermessene Erde.

10. Dopplerkampagnen in der Schweiz

Im Laufe des letzten Jahres wurden erste Testmessungen mit den zwei Dopplerempfängern des Instituts für Geodäsie und Photogrammetrie (IGP) der ETH Zürich, einem Empfänger der Fa. Wild Heerbrugg und einem Empfänger des Department of Surveying der Agricultural University Wageningen, Holland, im Berner Oberland (Jungfraugebiet) ausgeführt. Die Auswertungen sind noch in Bearbeitung, und wir werden zu gegebener Zeit über die Ergebnisse berichten.

Wir danken der Schulleitung der ETH Zürich für die finanzielle Unterstützung zur Anschaffung der Apparaturen und zur Weiterentwicklung des computer-gestützten Auswertesystems. Der Schweizerischen Geodätischen Kommission (SGK) und der Schweizerischen Naturforschenden Gesellschaft (SNG) sind wir für Kredite zur Teilnahme an internationalen Doppler-Projekten zu Dank verbunden. Herrn Dipl. Ing. B. Bürki vom IGP danken wir für die Zeichnungen der Figuren. Frau A. Cagienard besorgte die Reinschrift des Manuskriptes.

Literatur

Anderle, R.J., 1966. Geodetic parameter set NWL-5E-6 based on Doppler satellite observations, NWL Report 1978, 32 pp. In: Veis, G. (Ed.), *The Use of Artificial Satellites for Geodesy*. Athen.

Anderle, R.J., 1976a. Error model for geodetic positions derived from Doppler satellite observations. *Bulletin Géodésique*, 50: 43–77.

Anderle, R.J., 1976b. Polar motion determined by Doppler satellite observations. *Bulletin Géodésique*, 50: 377–390.

Anderle, R.J., 1979. Accuracy of geodetic solutions based on Doppler measurements of the NAVSTAR Global Positioning System (GPS) Satellites. *Bulletin Géodésique*, 53: 109–116.

Anderle, R.J. and C. Oesterwinter, 1980. Determination of high frequency variations in earth's rotation from Doppler Satellite observations. *Bulletin Géodésique*, 54: 544–552.

Ashkenazi, V. and R.M. Sykes, 1980. Doppler translocation and orbit relaxation techniques. *Phil. Trans. R. Soc. London, A 294*: 357–364.

Black, H.D., Jenkins, R.E. and L.L. Pryor, 1976. *The Transit System*, 1975. Tech. Memorandum appl. Phys. Lab., Johns Hopkins Univ., no. TG 1305.

Black, H.D., 1980. The Transit System, 1977: performance, plans and potential. *Phil. Trans. R. Soc. London, A 294*: 217–236.

Brunell, R.D., 1979. Translocation accuracy improvements due to enhanced time recovery. In: *Proceedings of the 2nd International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*: 169–186.

Dillon, S.C., Gebel, G. and L.L. Pryor, 1977. Navigation at the prime meridian revisited. *Navigation, Wash.*, 24: 264–266.

Dunnell, C.A., Ferriter, P., Gabel, G., Hopfield, H.S., Schaeffer, M.A. and S.M. Yionoulis, 1977. Applied Physics Laboratory. In: *National Geodetic Satellite Programme*: 139–246. N.A.S.A.

Graves, C.D., 1960. Radio propagation measurements using the Explorer VI satellite. *J. Geophys. Res.*, 65: 2585–2587.

Guier, W.H. and G.C. Weiffenbach, 1958. Theoretical analysis of Doppler radio signals from earth satellites. *JHU/APL BB-176*.

Guier, W.H. and G.C. Weiffenbach, 1960. A satellite Doppler navigation system. *Proc. Inst. Radio Engrs.*, 48: 407–516.

Guier, W.H., 1961. Ionospheric contributions to the Doppler shift at VHF from near-earth satellites. *Proc. Inst. Radio Engrs.*, 49: 1680–1681.

Guier, W.H., 1963. Determination of the nonzonal harmonics of the geopotential from satellite Doppler data. *Nature*, 200 (4902): 124–125.

Guier, W.H. and R.R. Newton, 1965. The earth's gravity field as deduced from the Doppler tracking of five satellites. *J. Geophys. Res.*, 70: 4613–4626.

Hatch, R.R., 1976. Point positioning and translocation via the Transit Satellite System. *Magnavox Report MX-TM-3220-76*.

Hatch, R., Chamberlain, St. and J. Moore, 1979. MX 1502 Doppler Survey Software. *Magnavox Report MX-TM-3292-79*. In: *Proceedings of the 2nd International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*: 187–207.

Hopfield, H.S., 1969. Two-quartic tropospheric refractivity profile for correcting satellite data. *J. Geophys. Res.*, 74: 4487–4499.

Hopfield, H.S. 1971. Tropospheric effect on electromagnetically measured range: prediction from surface weather data. *Radio Sci.*, 6: 357–367.

Hopfield, H.S., 1979. Improvements in the tropospheric refraction correction for range measurement. *Phil. Trans. R. Soc. London A 294*: 341–352.

Kaula, W.M., 1966. *Theory of Satellite Geodesy*. Waltham, Massachusetts. Blaisdell Publishing Company.

Kepler, J., 1929. *Neue Astronomie*. Oldenbourg-Verlag, München.

Kershner, R.B. and R.R. Newton, 1962. The Transit System. *J. Inst. Navig.*, 15: 129–144.

Kershner, R.B., 1976. The Doppler concept and the operational Navy Navigation System. In: *Proceedings of the 2nd International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*, 1: 5–24.

King-Hele, D., 1976. The shape of the earth. *Science*, 192 (4246): 1293–1299.

Kouba, J. and J.D. Boal, 1975. Program GEODOP. Geodetic Survey of Canada. Publ. Surv. Mapping Branch, no. SMP 1213E, Ottawa.

Kouba, J., 1981. Satellite Doppler positioning for geodynamics. *Annales de Géophysique*, 37: 205–212.

Lerch, F., Wagner, C., Putney, B., Sandson, M., Brownd, J., Richardson, J. and W. Taylor, 1972. *Gravitational Field Models GEM3 and 4*. NASA Report TMX 66207, NTIS, Springfield Virginia.

Lerch, F., Wagner, C., Richardson, J. and J. Brownd, 1974. *Goddard Earth Models 5 and 6*. GSFC Doc. X-921-74-145. Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland.

Magnavox, 1980. MX 1502 Operation and Service Manual. Report R-6245.

Oesterwinter, C., 1979. Polar motion through 1977 from Doppler Satellite Observations. In: *McCarthy, D.D. and J.D. Pilkington (eds.), Time and the Earth's Rotation*: 263–278. *Proceedings of the 82nd Symp. of the Int. Astr. Union. D. Reidel Publ. Comp. Dordrecht (Holland)*.

Parkinson, B.W., 1979. The Global Positioning System (NAVSTAR). *Bulletin Géodésique*, 53: 89–108.

Schneider, M., 1979. *Himmelsmechanik*. Bibliographisches Institut Mannheim/Wien/Zürich: 480 pp.

Seddon, J.C., 1953. Propagation measurements in the ionosphere with the aid of rockets. *J. Geophys. Res.*, 28: 323–335.

Sigl, R. und E. Groten, 1966/69. *Dynamische Satellitengeodäsie*. Deutsche Geodätische Kommission, A 49.

Smith Jr., E.K. and S. Weintraub, 1953. The constants in the equation for atmospheric refraction index at radio frequencies. *Proc. Inst. Radio Engrs.*, 41: 1035–1037.

Smith, D.E., Lerch, F.J., Marsh, J.G., Wagner, C.A., Kolenkiewicz, R. and M.A. Kahn, 1976. Contributions to the National geodetic satellite program by Goddard Space Flight Center. *J. Geophys. Res.*, 81: 1006–1026.

Stansell, T.A., 1971. Transit, the Navy Navigation Satellite System. *Navigation*, 18, no. 1.

Stansell, T.A., 1978. *The Transit Navigation Satellite System: Status, Theory, Performance, Applications*. Magnavox Company, Report R-5933.

Stansell, T.A., 1979. The MX 1502 Satellite Surveyor. In: *Proceedings of the 2nd International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*: 497–533.

Tucker, A.J., Clynch, J.R. and H.L. Supp, 1976. Modelling of residual range error in two-frequency corrected Doppler data. In: *Proceedings of the International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*: 357–376.

Wagner, C., Lerch, F., Brownd, J. and J. Richardson, 1977. Improvement in the geopotential derived from satellite and surface data (GEM 7 and 8). *J. Geophys. Res.*, 82: 901–914.

Weekes, K., 1958. The ionosphere and the radio emission from the satellites. *Proc. R. Soc. Lond. A 248*: 77–81.

Ziegler, R.E., 1979. Ephemeris comparisons. In: *Proceedings of the International Geodetic Symposium of Satellite Doppler Positioning*: 135–156.

Ziegler, R.E., 1980. Improved accuracy from Doppler satellite positioning. *Phil. Trans. R. Soc. London, A 294*: 353–356.

Adresse der Verfasser:

Dipl. phys. A. Geiger, Prof. Dr. H.-G. Kahle
Institut für Geodäsie und Photogrammetrie,
ETH-Hönggerberg, CH-8093 Zürich