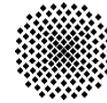
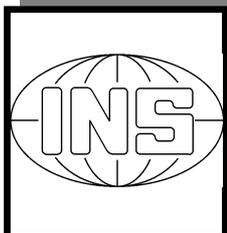


Universität Stuttgart



Schriftenreihe der Institute des Studiengangs Geodäsie und Geoinformatik

Technical Reports
Department of Geodesy and
Geoinformatics



H. Schade

Neigungsbestimmung mit GPS für die Photogrammetrie

Neigungsbestimmung mit GPS für die Photogrammetrie

**Von der Fakultät für Bauingenieur- und Vermessungswesen
der Universität Stuttgart
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte Abhandlung**

Vorgelegt von

**Dipl.-Ing. Holger Schade
aus Rheinfelden/Baden**

Hauptberichter:	Prof. Dr.-Ing. D. Fritsch
Mitberichter:	Prof. Dr.-Ing. Dr. hc. mult. F. Ackermann
	Prof. Dr.-Ing. A. Kleusberg

Tag der mündlichen Prüfung: 1. März 2001

Institut für Photogrammetrie der Universität Stuttgart

2001

Dissertation (D93)
Institut für Photogrammetrie, Universität Stuttgart
2002

Eine Online-Version dieser Arbeit ist auf der Internet-Seite der Universitätsbibliothek und des Instituts für Photogrammetrie der Universität Stuttgart unter der folgenden Adresse verfügbar:

<http://www.ifp.uni-stuttgart.de>

<http://elib.uni-stuttgart.de/opus>

Kurzfassung

In der Photogrammetrie ist zur vollständigen Definition der perspektiven Abbildung eines Objektes notwendig, die Parameter der äußeren Orientierung des Aufnahmesystems zu bestimmen. Dabei ist heute die Orientierungsbestimmung des abbildenden Sensors mit direkten, indirekten oder kombinierten Verfahren möglich. Ziel dieser Arbeit ist die mathematische Modellierung und die praktische Untersuchung eines GPS-Multiantennensystems zur direkten, alleinigen Bestimmung der Lagewinkel eines photogrammetrischen Aufnahmesystems zum Zeitpunkt der Aufnahme.

Dazu werden zunächst die Grundlagen der GPS-Neigungsmessung in photogrammetrischen Anwendungen diskutiert, wesentliche Fehlereinflüsse beschrieben und deren Einfluß auf die erreichbare Meßgenauigkeit durch eine mathematische Betrachtungsweise analysiert. Diese Untersuchungen wurden daruffin in einem mathematischen Modell zusammengefasst und mit realen Daten in praktischen Anwendungsbedingungen verifiziert. Wie theoretisch erwartet zeigen sich dabei besonders jene Fehlereinflüsse dominant, die räumlich unkorreliert sind (z.B. Mehrwegeinflüsse, Antennenphasenzentrumsvariationen). Im Bereich der Mehrwegeinflüsse konnte durch das Prozessieren von statischen Daten im kinematischen Modus Phasenresiduen im Bereich von 0.2-0.3 mm nachgewiesen werden. Neben diesen klassischen Fehlereinflüssen aus GPS-Beobachtungen wurden in dieser Arbeit speziell die Deformation des GPS-Interferometers durch die Montage der Antenne auf den Flugzeugtragflächen nachgewiesen. Dabei wurde die Flügeldeformation aus den Phasenresiduen der Flügelantennen geschätzt und mit einem theoretischen Modell für die aeroelastische Deformation der Flügel des Testflugzeuges verglichen. Für den verwendeten Flugzeugtyp zeigen die Ergebnisse der beiden unabhängigen Verfahren mit einer Aufwinddruckbewegung von 9 cm an den beiden Flügelen eine hohe Übereinstimmung.

Die erreichbare Gesamtgenauigkeit der Neigungsbestimmung mit GPS wurde durch den direkten Vergleich der GPS-Lagewinkel mit Lagewinkel aus konventionellen inversen photogrammetrischen Verfahren bestimmt. Die GPS-Neigungsmessung erreicht dabei unter realen photogrammetrischen Befliegungsbedingungen eine Gesamtgenauigkeit von 0.1° - 0.3° . Die GPS-Neigungsmessung eignet sich somit gut für die Bildflughavigation, für Anwendungen mit geringen Anforderungen an die geometrische Genauigkeit und für die Bestimmung von Näherungswerten für analoge und digitale photogrammetrische Auswerteverfahren. Simulationen zeigen ebenfalls, dass die mit GPS bestimmten Neigungen als Stützwerte in Aerotriangulationsverfahren mit einer minimalen Paßpunktzahl verwendet werden können. Die erreichbare Genauigkeit ist heute jedoch noch nicht ausreichend für präzise photogrammetrische Aufgabenstellungen

Abstract

In photogrammetric applications it is necessary to determine the exterior parameters for the full reconstruction of the perspective image of a particular object in space. Today the determination of the exterior orientation parameters is solved with direct, indirect or combined methods. The aim of this dissertation is the mathematical modelling and the practical analysis of a GPS multiantenna system for the direct orientation of photogrammetric sensors.

In order to achieve this target, the fundamentals of GPS attitude determination are discussed, the primary error sources are analyzed, and their influence on the achievable attitude accuracy are quantified. The theoretical analysis is afterwards summarized into a mathematical model. This model is verified with practical data under airborne observation conditions. As expected from the theoretical analysis especially those error sources are dominant for the observation accuracy, which are spatially uncorrelated over very short distances (e.g. multipath, antenna phase center variations). By processing of static data in kinematic mode multipath induced phase residuals were proven with a magnitude of 0.2-0.3 mm. Besides the classical error sources in GPS observations, the deformation of the GPS interferometer was analyzed as it was mounted on a non-rigid aircraft structure which was subject to aeroelastic deformations during the flight. The wing-flex was estimated from the phase residuals in an airborne kinematic test. The achieved results of approx +9 cm upward movement at the wing tips fits very well with the theoretical deformation of the aircraft wings from the aeroelastic model of the used test aircraft.

The achievable total accuracy for the airborne kinematic GPS attitude determination was derived from a comparison of the attitude angles determined with classical inverse photogrammetric methods. The GPS attitude determination reaches an accuracy level of $0.1^\circ - 0.3^\circ$ under typical photogrammetric flying conditions. Hence, GPS attitude determination is very well suited for photo flight navigation, for applications with low to moderate accuracy requirements and for the determination of approximate values in analog and digital photogrammetric image evaluation. Simulations show that GPS attitudes are also suitable for the strengthening of aerotriangulation networks with minimal ground control. First indications show that the required cross strips might be eliminated, if the GPS attitudes are used in order to stabilize the photogrammetric block. For the direct orientation of photogrammetric imagery however, the achievable accuracy is currently not yet sufficient.

Inhaltsverzeichnis

1	EINLEITUNG UND ZIELSETZUNG	1
1.1	EINLEITUNG.....	1
1.2	BESTEHENDE VERFAHREN ZUR POSITIONS- UND NEIGUNGSBESTIMMUNG PHOTOGRAMMETRISCHER AUFNAHMESYSTEME	3
1.3	AUFGABENSTELLUNG UND ZIELSETZUNG	6
1.4	ÜBERBLICK.....	7
2	GRUNDLAGEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG	9
2.1	SYSTEMKONZEPT DES NAVSTAR/GPS	9
2.1.1	Signalstruktur	10
2.1.2	Trägerphasen und Code Beobachtungen	11
2.1.3	Positionsbestimmung mit GPS	13
2.2	PRINZIP DER NEIGUNGSMESSUNG MIT GPS	14
2.3	BERECHNUNG PHOTOGRAMMETRISCHER ORIENTIERUNGSWINKEL AUS GPS-BEOBACHTUNGEN.....	15
2.3.1	Koordinatensysteme der GPS-Neigungsmessung	15
2.3.2	Transformationsbedingungen zwischen den Koordinatensystemen	18
2.3.3	Direkte Berechnung der Rotationswinkel aus den gemessenen Raumwinkeln	19
2.3.4	Indirekte Berechnung der Rotationswinkel aus Positionsdifferenzen.....	21
2.4	HARDWARE REALISIERUNGEN VON GPS - INTERFEROMETERN	25
3	FEHLEREIGENSCHAFTEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG	27
3.1	EINFÜHRUNG.....	27
3.2	GENAUIGKEITSANFORDERUNGEN AN DIE INTERFEROMETRISCHEN GPS-BEOBACHTUNGEN FÜR DIE PHOTOGRAMMETRISCHE NEIGUNGSBESTIMMUNG	28
3.3	FEHLERCHARAKTERISTIKA UND FUNKTIONALMODELLE DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG.....	29
3.3.1	Phasenvieldeutigkeit.....	29
3.3.2	Uhrenfehler	34
3.3.3	Atmosphärische Fehlereinflüsse.....	35
3.3.4	Fehler durch inkorrekte Bahnparameter.....	37
3.3.5	Relativistische Effekte.....	37
3.3.6	Selective Availability	38
3.3.7	Einfluß von Fehlern in der Näherungsposition	39
3.3.8	Variation des Antennenphasenzentrums.....	42
3.3.9	Mehrwegeinflüsse (Multipath).....	44
3.3.10	Strukturelle Deformationen des Flugzeugkörpers	49
3.3.11	Genauigkeitsverlust durch die Beobachtungsgeometrie	50
3.4	ZUSAMMENFASSUNG DES ERWEITERTEN FUNKTIONALMODELLES	53
4	EXPERIMENTELLE ANALYSE DER KINEMATISCHEN NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT GPS	54
4.1	BESCHREIBUNG DER TESTDATENSÄTZE	54
4.2	UNTERSUCHUNGEN DER STATIONÄR BEOBACHTETEN INTERFEROMETERDATEN.....	58
4.2.1	Genauigkeitsanalyse der Differenzphasenmessung	58

Inhaltsverzeichnis

4.2.2	Auswertung stationärer Daten in kinematischem Modus	61
4.2.3	Experimentelle Verifikation der Mehrwegausbreitung	65
4.2.4	Konvergenzverhalten bei der Schätzung der Phasenvieldeutigkeiten	68
4.3	AUSWERTUNG DER TESTFLÜGE SOPHIENHÖHE 1 UND SOPHIENHÖHE2	71
4.3.1	GPS-Auswertung	71
4.3.2	Interpolation der GPS - Neigungen auf die Kamerabelichtungszeitpunkte	73
4.3.3	Aerotriangulation.....	76
4.3.4	Experimentelle Verifikation der Interferometerdeformationen	77
4.3.5	Vergleich der GPS-Neigungsbestimmung mit der photogrammetrischen Neigungsbestimmung	80
5	ALTERNATIVE VERFAHREN ZUR NEIGUNGSBESTIMMUNG IN DER PHOTOGRAMMETRIE	83
5.1	NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT INERTIALNAVIGATIONSSYSTEMEN	83
5.1.1	Hardwarerealisierungen von Inertialsystemen und deren Kreiselkomponenten	83
5.1.2	Datenprozessierung von Kreiseldaten.....	85
5.1.3	Genauigkeitseigenschaften der Neigungsbestimmung mit Inertialnavigationssystemen	89
5.2	INTEGRIERTE GPS/INS SYSTEME	94
5.3	NEIGUNGSBESTIMMUNG ÜBER INVERSE PHOTOGRAMMETRISCHE VERFAHREN	98
5.3.1	Mathematisches Modell der Neigungsbestimmung über inverse photogrammetrische Verfahren	98
5.3.2	Genauigkeitseigenschaften der Neigungsbestimmung über inverse photogrammetrische Verfahren	99
5.4	INTEGRATION VON GPS-NEIGUNGSMESSUNG UND DIGITALER PHOTOGRAMMETRIE.....	102
5.5	INTEGRIERTE SYSTEME MIT GPS, INS UND PHOTOGRAMMETRISCHEN SENSOREN	103
6	ANWENDUNGEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG IN DER PHOTOGRAMMETRIE	105
6.1	FLUGNAVIGATION UND KONTROLLE DER BILDÜBERDECKUNG IN ECHTZEIT	105
6.2	DIREKTE BILDORIENTIERUNG MIT GPS	106
6.3	AEROTRIANGULATION MIT GPS - NEIGUNGSDATEN	111
6.4	ORIENTIERUNG VON PUSHBROOM SCANNERN.....	118
6.4.1	Orientierung von abbildenden Zeilen - Scannern	118
6.4.2	Laser-Range-Scanner	120
7	ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK.....	123
7.1	ZUSAMMENFASSUNG	123
7.2	AUSBLICK.....	126
8	LITERATURVERZEICHNIS	128
9	LEBENSLAUF.....	144

1 EINLEITUNG UND ZIELSETZUNG

1.1 EINLEITUNG

Die zentrale Aufgabe der Photogrammetrie ist nach Kraus [1990] die Rekonstruktion der Form und Lage von "photographierten" Objekten sowie deren Klassifizierung aus Bildern. Der Begriff der Photographie ist hier sehr weit zu fassen, da heutzutage moderne photogrammetrische Aufnahmesysteme die zu erfassenden Objekte nicht zwingend analog photographisch abbilden. Vielmehr treten digitale Aufnahmeverfahren zunehmend in den Vordergrund (z.B. Thom/Jurvillier [1993], Hofmann et al. [1984]). Dabei ist es unerheblich, welche Spektralbereiche und wie viele Spektralkanäle (z.B. Babey/Anger [1989]) in den erfaßten Bildern wiedergegeben werden. Über derartige Intensitätsbilder hinaus wurden in der näheren Vergangenheit auch Sensoren eingesetzt, die keine Strahlungs- und Reflexionsintensitäten, sondern Distanzen und daraus abgeleitet digitale Distanzbilder zu den aufzunehmenden Objekten erfassen (z.B. Lindenberger [1992], Lohr et al. [1993]). Kombinierte Aufnahmeverfahren welche sowohl ein Distanzbild als auch ein Intensitätsbild aufzeichnen, sind nach wie vor in der Entwicklung (Wehr [1991]), obwohl es bereits erste praktische Einsätze solcher Systeme gibt.

Unabhängig von dem gewählten Aufnahmesystem (Intensitäts- oder Distanzbild) bestehen zwischen dem "photographierten" Objekt und dessen Abbildung geometrische und physikalische Beziehungen, deren Kenntnis eine wesentliche Grundlage für die Rekonstruktion der aufzunehmenden, räumlichen Objekte bildet. Da jedoch die geometrischen und physikalischen Gegebenheiten einer photogrammetrischen Aufnahme, unabhängig davon ob analog oder digital, nicht in ihrer Gesamtheit zum Zeitpunkt der Aufnahme erfaßt werden können, ist es notwendig, vereinfachende Modelle zur Rekonstruktion der Objekte zu entwickeln. Für Anwendungen in der Photogrammetrie wird als geometrisches Modell meist eine perspektive Abbildung angenommen. Die perspektive Abbildung definiert den Bezug eines homologen Punktes auf dem Objekt und dessen "photographischer" Abbildung wie folgt:

$$\begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{PC} \\ Y_{PC} \\ Z_{PC} \end{bmatrix} + m_B \mathbf{R}_1(\omega) \mathbf{R}_2(\phi) \mathbf{R}_3(\kappa) \begin{bmatrix} X_P - X_0 \\ Y_P - Y_0 \\ Z_P - Z_0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{1-1}$$

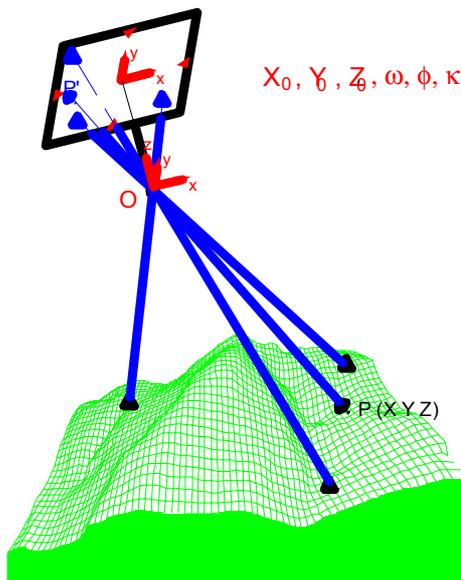


Abbildung 1-1: Parameter der äußeren Orientierung

Die rekonstruierten Geländekoordinaten eines Punktes P (X_P, Y_P, Z_P) und dessen Abbildung (x_P, y_P, z_P) sind demnach abhängig von den Parametern der äußeren Orientierung (Position X_{PC}, Y_{PC}, Z_{PC} und Orientierung ω, ϕ, κ des Aufnahmesystems in einem Referenzkoordinatensystem) und den Parametern der inneren Orientierung (z.B. für eine Luftbildkamera Bildhauptpunkt x_0, y_0 und Kammerkonstante $Z_P - Z_0$) des Aufnahmesystems). R_1, R_2, R_3 bezeichnen die orthogonalen Rotationsmatrizen, die benötigt werden, um die gemessenen Bildkoordinaten in das übergeordnete Geländekoordinatensystem zu drehen (siehe auch Abbildung 1-1:).

Zur vollständigen Definition der perspektiven Abbildung eines Objektes ist es daher notwendig, nicht nur die Bildkoordinaten des Objektpunktes zu messen, sondern auch die Parameter der inneren und äußeren Orientierung zu bestimmen. Bildhauptpunkt und Kammerkonstante werden in der Regel in einer Laborkalibrierung durch den Hersteller des Aufnahmesystems bestimmt. Da die Parameter der inneren Orientierung in der Regel über einen längeren Zeitraum während mehreren Befliegungen konstant bleiben, oder aber im Auswerteprozess geschätzt werden können, braucht diese Kalibrierung nur in größeren Zeitabständen durchgeführt werden. Dazu werden im Labor meist goniometrische Verfahren oder Kollimatorverfahren verwendet (z.B. Schwidewsky/Ackermann [1976]). Das Problem der Bestimmung der inneren Orientierung von photogrammetrischen Meßsystemen wird im Rahmen dieser Arbeit als gelöst vorausgesetzt und hier nicht weiter diskutiert.

Weitaus problematischer ist die Bestimmung der Parameter der äußeren Orientierung des Aufnahmesystems im Rahmen einer Befliegung. Da die Position und die Lage des Aufnahmesystems gegenüber einem Referenzkoordinatensystem für jeden Zeitpunkt einer spezifischen Aufnahme unterschiedlich sind, müssen diese Größen auch für jede Aufnahme neu bestimmt werden. Die Lösung dieses Orientierungsproblems für photogrammetrische Aufnahmesysteme und hier speziell die Bestimmung der Lagewinkel (ω, ϕ, κ) soll im wesentlichen in dieser Arbeit diskutiert werden.

1.2 BESTEHENDE VERFAHREN ZUR POSITIONS- UND NEIGUNGSBESTIMMUNG PHOTOGRAMMETRISCHER AUFNAHMESYSTEME

(1) Die Bestimmung der Parameter der äußeren Orientierung ist wie bereits erwähnt eine der zentralen Aufgabenstellungen im photogrammetrischen Auswerteprozess. Nur durch deren Kenntnis ist eine geometrische Auswertung der aufgenommenen Distanz- oder Intensitätsbilder möglich. Aus diesem Grund kommt der Bestimmung der Orientierungsparameter schon seit der ursprünglichen Entwicklung der Photogrammetrie besondere Bedeutung zu. Zunächst wurde versucht, über analoge photogrammetrische Verfahren die Aufnahmesituation eines bestimmten Bildes bzw. eines Stereobildpaares zu rekonstruieren. Diese Projektionsgeräte basieren auf den Prinzipien der optischen und mechanischen Projektion (z.B. Ahrend [1967]). Die Parameter der äußeren Orientierung werden dabei nicht wirklich ermittelt, sondern die gesamte Auswertung der Bilder geschieht in dem Auswertegerät durch die maßstäbliche Projektion des Bildpaares. Es handelt sich hierbei um ein indirektes, analoges Verfahren zur Rekonstruktion der Aufnahmegeometrie.

(2) Derzeit werden die Parameter der äußeren Orientierung meist über indirekte, analytische Verfahren ermittelt. Dabei werden koordinatenmäßig bekannte Punkte im Bild identifiziert und im Bild mit präzisen Monobild- oder Stereobild-Auswertegeräten gemessen. Durch die Inversion von 1-1 kann dann entweder direkt oder aber in einem Ausgleichsprozess die Position und die Lage des Aufnahmesystems bestimmt werden. Zur Bestimmung der Orientierungsparameter sind in jedem Bild bzw. Stereobildpaar mindestens drei Paßpunkte notwendig. Die Beschaffung der Paßpunkte ist nach wie vor einer der kritischsten und kostenaufwendigsten Bereiche im photogrammetrischen Auswerteprozess. Mit der Entwicklung leistungsfähiger Computersysteme hat sich mit der Aerotriangulation ein hochentwickeltes Verfahren zur effizienten Schätzung der Orientierungsparameter in einem gesamten Bildverband durchgesetzt (Ackermann [1973]). Bei der Aerotriangulation werden die Parameter der äußeren Orientierung für den gesamten Bildverband in einem Guß geschätzt, und durch die Übertragung homologer Punkte in mehreren Bildern kann die Anzahl der notwendigen Paßpunkte für den gesamten Blockverband erheblich verringert werden. Die Akzeptanz der Aerotriangulation basiert im wesentlichen auf der ihr eigenen Stärke, mit photogrammetrischen Mitteln Paßpunkte für die absolute Orientierung von Bildpaaren oder Blockverbänden in festpunktarmen oder festpunktlosen Gebieten zu beschaffen. Darüber hinaus bietet die Aerotriangulation als Punktbestimmungsmethode eine hochgenaue und wirtschaftliche Alternative für viele geodätische Anwendungen (Kataster, Nahbereichsphotogrammetrie, photogrammetrische Netzbestimmung). Durch den hohen Stand der Aerotriangulation, in Verbindung mit der Photointerpretation, ist die analytische Photogrammetrie eine der heute praktikabelsten Lösungen für die Datenerfassung für Geo-Informationssysteme (GIS) (z.B. Fritsch [1989]). Die Entwicklung der Aerotriangulation ist auch heute noch nicht vollständig abgeschlossen. Bestrebungen, den Ablauf der Aerotriangulation unter der Verwendung von digitalen Bildern vollständig zu automatisieren, sind bereits seit einigen Jahren im praktischen Einsatz (siehe z.B.

Einleitung und Zielsetzung

Tsingas [1992], Leica [1999], Inpho[1999]). Trotz dieser Erfolge verbleiben nach wie vor noch einige Probleme:

- zumindest einige Paßpunkte werden noch für die Reduktion der systematischen Fehlereigenschaften und für die vollständige absolute Orientierung des gesamten Bildverbandes benötigt, die Beschaffung und Signalisierung dieser Paßpunkte ist kosten- und zeitintensiv.
- die Automatisierung der Aerotriangulation sowie die automatische Auswertung von Bildern benötigen Näherungswerte.
- Die Übertragbarkeit der bestehenden Verfahren der Photogrammetrie auf die neuen Beobachtungstypen (z.B. Distanzbilder) ist bisher nur bedingt geklärt.
- Integrierte Datenerfassungssysteme mit unterschiedlichen Sensorkomponenten könnten neue Datenprozessierungsformen abweichend von der herkömmlichen Bildauswertung erfordern (z.B. Integration von Bild- und Distanzdaten), um eine optimale geometrische und thematische Auswertung der Bilder zu gewährleisten..

Trotz dieser offenen Fragestellungen ist das Verfahren der inversen photogrammetrischen Bildorientierung bisher am weitesten in der photogrammetrischen Praxis verbreitet.

(3) Das klassische Verfahren zur Bestimmung der Aufnahmehöhe ist das Statoskop, welches bereits 1936 als Verfahren zur Höhenbestimmung für photogrammetrische Anwendungen vorgeschlagen wurde (Löffström K.G. [1936]). Das Statoskop ist ein Differentialbarometer, mit welchem unter bestimmten Voraussetzungen sehr genau Höhenunterschiede im Flugweg bestimmt werden können. Durch Höhenanschlüsse zu Beginn und am Ende des Fluges können damit Absoluthöhen bestimmt werden. Je nach Flughöhe schwankt der mittlere Fehler der aus Statoskopangaben ermittelten Differenzhöhe zwischen 1-2 m. Dabei haben räumliche und zeitliche Luftdruckschwankungen durch Wetereneinflüsse und Wind großen Einfluß auf die erreichbare Genauigkeit. Seit 1960 sind bei den kommerziell erhältlichen Luftbildkammern Statoskope integraler Bestandteil des Instrumentensystems. Die Genauigkeit des Systems ist jedoch in den modernen Verfahren der Luftbildphotogrammetrie - mit den sehr hohen Genauigkeiten der Bildorientierung - nicht ausreichend, um die photogrammetrischen Blockbefliegungen ausreichend zu stützen.

Neben den Statoskopen waren etwa zwischen 1960 und 1980 die Befliegungen mit „Airborne Profile Recordern (APR)“ Gegenstand der photogrammetrischen Forschung. Bei den APRs handelt es sich um Radarimpulsmesser, deren Laufzeit den vertikalen Abstand von der Geländeoberfläche angibt. Durch die Messung der Höhendifferenz zwischen Gelände und Flugzeug kann ein erster Hinweis auf den Bildmaßstab gegeben werden. Falls während der Befliegung über ein Gelände mit bekannter Höhe (z.B. Wasserfläche) geflogen wird, oder der APR mit einem Statoskop gekoppelt ist, kann direkt die Flughöhe und ein Geländelängsprofil aus den APR - Messungen erfaßt werden.

Einleitung und Zielsetzung

(4) Die direkte Bestimmung der Kameraneigungen zum Zeitpunkt der Bildaufnahme durch eine synchrone Aufnahme des natürlichen Horizonts wurde bereits zu Beginn des 20. Jahrhunderts realisiert. Die Genauigkeit der Orientierung ist dabei allerdings sehr gering, daher wurden die Horizontaufnahmen primär für die Entzerrung von Bildern für die Bildplanherstellung in kontrastarmen Gebieten verwendet.

Erst mit der Entwicklung der Inertialtechnologie wurde ein Verfahren entwickelt, welches die Anforderungen an die Neigungsgenauigkeit photogrammetrischer Anwendungen zumindest über kurze Bildbefliegungen erfüllt. Allerdings haben die hohen Kosten der Inertialnavigationssysteme und die vorhandenen systematischen Fehlereinflüsse über längere Zeiträume den praktischen Einsatz bisher verhindert. Da die technologischen Fortschritte in der Kreiseltechnologie die Kosten der Systeme signifikant reduzieren können, wird in dieser Arbeit an späterer Stelle nochmals auf die Inertialvermessung zur Bestimmung der Orientierungswinkel in der Photogrammetrie eingegangen.

(5) Für die Bestimmung der Lagekoordinaten des Aufnahmeortes wurden über viele Jahre hinweg die verfügbaren Ortungs- und Navigationsverfahren untersucht. Radionavigationsverfahren wie Loran, Decca oder Transit konnten jedoch nie die erforderliche Genauigkeit für die direkte Bestimmung der Projektionszentrumskoordinaten liefern.

Erst mit dem Aufkommen der Positionsbestimmung mit GPS steht ein Verfahren zur Verfügung, welches das erforderliche Genauigkeitspotenzial hat, um den hohen Anforderungen der photogrammetrischen Bildbefliegung und der Ermittlung der äußeren Orientierungselemente zu genügen. GPS für Positionierungsaufgaben in der Photogrammetrie ist bereits von mehreren Autoren grundlegend untersucht worden (Ackermann [1986], Dorrer/Schwartz [1988], Ackermann [1992], Frieß [1990], Blankenberg/Øvstedal [1993], Schade [1992], Ackermann/Schade [1993], Lucas J. [1987], Lapine L. [1990], Shuckman et al. [1992]). Das außerordentliche wirtschaftliche Potenzial von GPS für die Bildflugnavigation und Bestimmung von Projektionszentrumskoordinaten hat dazu geführt, dass die Positionsbestimmung mit GPS heute zu einem Standardverfahren in der Photogrammetrie geworden ist.

(6) Mit der gesteigerten Rechenleistung heutiger Computersysteme und der zunehmenden Verfügbarkeit moderner Inertial- und GPS-Sensoren sind zunehmend kombinierte Verfahren wie GPS/INS (z.B. Scherzinger [1997], Skaloud [1999]) oder GPS/INS/Bilddaten (z.B. Kornus [1999], Cramer [1999]) Gegenstand photogrammetrischer Forschung und finden heute auch zunehmend in der Praxis ihren Einsatz. Diese Verfahren zeichnen sich durch die Integration mehrerer Meßsysteme aus, um bestehende Fehlereigenschaften der einzelnen Sensorkomponenten auszugleichen. Trotz der hohen Komplexität in der Integration zeigen diese Systeme eine hohe Zuverlässigkeit und Redundanz in der photogrammetrischen Orientierungsbestimmung.

1.3 AUFGABENSTELLUNG UND ZIELSETZUNG

Obwohl die Entwicklungen und der Einsatz von integrierten Sensorsystemen zur Orientierungsbestimmung heute bereits sehr weit fortgeschritten sind, besitzen diese Systeme noch einige wesentliche Nachteile:

- die Anschaffungs- und Betriebskosten dieser Systeme sind nach wie vor sehr hoch
- die Integration der Sensoren erfordert eine komplexe Auswertalgorithmik
- die Fehleranfälligkeit und Ausfallwahrscheinlichkeit steigt mit dem Einbringen zusätzlicher Sensoren im Flugbetrieb

Aus Sicht des praktischen Einsatzes ist es daher erstrebenswert, die Orientierungsbestimmung mit nur einem Sensorsystem möglichst mit hoher Qualität zu garantieren. Das Ziel dieser Arbeit ist daher die Untersuchung der GPS-Neigungsbestimmung zum Zwecke der Neigungsbestimmung für photogrammetrische Sensoren. Nachdem die Bestimmung der Projektionszentrumskoordinaten durch die GPS-Positionierung weitgehend gelöst wurde, ist nun die Bestimmung der Neigungsparameter die weiterführende Aufgabe, welche die vollständige äußere Orientierung von photogrammetrischen Aufnahmesystemen mit einem einzigen Meßsystem ermöglichen soll.

Obwohl das Prinzip der Neigungsbestimmung mit GPS schon seit Beginn der achtziger Jahre bekannt ist, wurden die ersten Experimente zur praktischen Nutzung erst in den späten 80er Jahren durchgeführt (siehe z.B. Brown/Ward [1990] für statische Anwendungen, Nesbø [1988] und Kruczynski et al. [1989] für marine Umgebungen und van Graas/Braasch [1991], Cohen/Parkinson [1992], Schade et al. [1993] für flugzeuggetragene Anwendungen). Diese ersten Versuche haben gezeigt, dass mit diesem Verfahren prinzipiell auch die Orientierung von photogrammetrischen Sensoren möglich ist. Durch den Einsatz eines GPS-Multiantennen-Systems bietet sich somit zum ersten mal die Möglichkeit, mit hoher Genauigkeit und einem Messsystem alle 6 Parameter der äußeren Orientierung direkt zu messen. Um die Tauglichkeit der GPS-Neigungsmessung für die alleinige Orientierungsbestimmung photogrammetrischer Sensoren zu untersuchen, werden im Rahmen dieser Arbeit die folgenden Fragestellungen erarbeitet:

- Darstellung der Grundlagen der GPS-Neigungsmessung in photogrammetrischen Anwendungen
- Mathematische Modellierung der GPS-Beobachtungen zur Neigungsbestimmung in einem flugzeuggetragenen, kinematischen Umfeld
- Abschätzung der wichtigsten Fehlereinflüsse von GPS-Beobachtungen auf die zu erwartende Neigungsgenauigkeit
- Genauigkeitsanalyse der zugrundeliegenden Beobachtungen aus einem GPS-Interferometersystem
- Untersuchung der erreichbaren Gesamtgenauigkeit der GPS-Neigungsmessung in einer

flugzeuggetragenen, kinematischen Anwendung, durch den Vergleich mit der klassischen photogrammetrischen Neigungsbestimmung

- Vergleich der GPS-Neigungsmessung mit den bestehenden Verfahren der photogrammetrischen Neigungsbestimmung und Wertung der praktischen Einsatzmöglichkeit der GPS-Neigungsbestimmung in einigen typischen photogrammetrischen Anwendungen.

1.4 ÜBERBLICK

Grundlegend für die Untersuchung der GPS-Neigungsmessung für die Photogrammetrie ist die Entwicklung eines Beobachtungsmodells. Dadurch wird die Berechnung von Neigungen in einem übergeordneten Koordinatensystem aus Trägerphasenmessungen eines GPS-Multiantennen-Empfängers unter photogrammetrischen Bedingungen möglich. Darüber hinaus müssen die wichtigsten Fehlereigenschaften und deren Einflüsse auf die Genauigkeit der Neigungsmessung mit GPS analysiert werden, da in der Regel bei photogrammetrischen Anwendungen äußerst schwierige Randbedingungen herrschen (flugzeuggetragen, kinematisch). Die Qualität und die Richtigkeit dieses Beobachtungsmodells und die tatsächlichen Genauigkeitseigenschaften der Neigungsmessung mit GPS sollten in Tests unter photogrammetrischen Bedingungen verifiziert werden. Natürlich ist die Entwicklung und Verifikation des Beobachtungsmodells ein iterativer Prozess, bei dem das Beobachtungsmodell entsprechend der realen Daten überprüft und wenn notwendig angepasst wird. Diese Aufgabenstellung wird in dieser Arbeit erörtert.

Im Wesentlichen ist diese Arbeit in sieben Teile gegliedert. Nach einer Einführung und der Diskussion der Zielsetzung im ersten Kapitel wird der Leser daraufhin im zweiten Kapitel in die Grundlagen und Prinzipien der GPS-Neigungsmessung eingeführt. Im dritten Kapitel wird dann das verwendete Beobachtungsmodell für die Prozessierung der GPS-Daten im Detail vorgestellt. Besonderes Augenmerk wird auf die wichtigsten Fehlereinflüsse der GPS-Neigungsmessung gelegt. Die Charakteristika und Modellierung der wesentlichen Fehlergrößen wie Phasenvieldeutigkeit, atmosphärische Fehler, der Einfluß der Basislinienlängen oder der Näherungspositionsgenauigkeit auf die Bestimmung der GPS-Neigungen werden diskutiert. In diesem Kapitel werden auch die für die GPS-Neigungsmessung unter photogrammetrischen Bedingungen wesentlichen Fehlereinflüsse wie Mehrwegeeffekte oder aeroelastische Deformationen des Flugzeuges besprochen. Das im Kapitel 3 besprochene Modell wurde auch in dem in dieser Arbeit entwickelten Softwarepaket realisiert.

Im vierten Kapitel wird dann das theoretische Modell mit realen Datensätzen verifiziert. Eine Genauigkeitsanalyse durch den Vergleich mit übergeordneten Sollwerten gibt Aufschluss über die innere und äußere Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung. Dabei werden unter kontrollierten Bedingungen auch Detailfragen wie die experimentelle Verifikation der Mehrwegeeffekte, die aeroelastische Deformation der Antennenbasis und das Konvergenzverhalten bei der Schätzung der Phasenvieldeutigkei-

Einleitung und Zielsetzung

ten untersucht. Im Kapitel 5 wird die GPS-Neigungsmessung dann mit alternativen Verfahren zur Neigungsbestimmung in der Photogrammetrie verglichen. Auf mögliche Systemintegrationen der GPS-Neigungsmessung mit diesen alternativen Verfahren wird ebenfalls hingewiesen. Im Kapitel 6 werden potenzielle Einsatzmöglichkeiten der GPS-Neigungsmessung in photogrammetrischen Anwendungen diskutiert. Dabei werden durch Simulationen und theoretische Ableitungen die Vorteile der direkten Messung von Orientierungsunbekannten verdeutlicht. Zum Abschluss werden dann im Kapitel 7 die wichtigsten Ergebnisse dieser Arbeit zusammengefasst. Auf deren Grundlage wird dann ein Überblick auf mögliche weitere Untersuchungen und offene Fragestellungen gegeben.

2 GRUNDLAGEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG

2.1 SYSTEMKONZEPT DES NAVSTAR/GPS

Das NAVSTAR/GPS ist ein passives, satellitengestütztes Navigationssystem, welches sich auf das Prinzip der Streckenmessung mit Radiosignalen stützt. Es bietet einer unbegrenzten Anzahl von Anwendern weltweit und kontinuierlich die Möglichkeit, 3-D Position, Neigungen, Geschwindigkeiten und UTC-Zeit zu bestimmen (Milliken/Zoller [1980], Wooden [1985]). GPS besteht konzeptionell aus drei Systemkomponenten: dem Raumsegment, dem Kontrollsegment und dem Nutzersegment. Die Systemkomponenten von GPS wurden bereits in zahlreichen Publikationen beschrieben (z.B. Hofmann-Wellenhof et al. [1992], King et. al. [1985], Wells et al. [1987]), sodass sich die nachfolgende Darstellung auf die wesentlichen Bestandteile und Aufgaben des jeweiligen Segments beschränken.

(1) Das Raumsegment von GPS besteht in seiner vollen Ausbauphase aus ca. 21 Satelliten und 3 aktiven Ersatzsatelliten in 6 Umlaufbahnen. Durchschnittlich befinden sich 4 Satelliten in den Orbits, die eine Inklination von etwa 55° besitzen. Die nahezu kreisförmigen Umlaufbahnen liegen in einer Höhe von ca. 20200 km, und die darin befindlichen Satelliten haben eine durchschnittliche Umlaufdauer von knapp 12 Stunden. Diese Konstellation erlaubt eine nahezu kontinuierliche, weltweite Überdeckung mit 4 bis 10 gleichzeitig beobachtbaren Satelliten und einem minimalen Elevationswinkel von 15° (z.B. Stein [1986]). Für das Raumsegment sind augenblicklich zwei Generationen von Satelliten vorgesehen, die allgemein als Block I und Block II Satelliten bezeichnet werden. Die 11 Block I Satelliten waren mit einer durchschnittlichen geplanten Lebensdauer von 5 Jahren für die Testphase (zwischen 1978-1985) des Systems geplant. Die Block II bzw. IIA Satelliten wurden ab 1986 zum kompletten Aufbau des voll operationellen Systems in die Umlaufbahnen gebracht. Im Frühjahr 1994 wurde das System, nachdem 21 Block II Satelliten in den Umlaufbahnen waren, als voll operationell erklärt. Seit diesem Zeitraum wird das Satellitensegment zunächst nur bei Bedarf ergänzt. Ab 1996 wurden die bestehenden Block II Satelliten durch die neuen Block IIR Satelliten ersetzt, deren wesentliche Neuerung die Möglichkeit des "Satellite to Satellite Ranging" ist. Dies vereinfacht die Bahnbestimmung und die Echtzeitkontrolle des Systems erheblich (Wiedemer [1993]). Ab dem Jahre 2004 soll dann die Generation der Block IIR Satelliten durch die Block IIF Satelliten ersetzt werden, die sich augenblicklich noch in der Designphase befinden.

(2) Das GPS-Kontrollsegment besteht aus fünf fast gleichmäßig über die Erde verteilten Kontrollstationen, die permanent die Funktion des Raumsegments überprüfen. Die Koordinaten dieser Stationen sind im erdfesten Äquatorsystem vorgegeben und definieren somit ein kartesisches Koordinatensystem. Die Stationen in Colorado Springs (USA), Diego Garcia (Indischer Ozean), Ascencion (Südatlantik), Kwajalein (Süd Pazifik) und Hawaii (Nord Pazifik) sammeln kontinuierlich Beobachtungsdaten zu

den einzelnen Satelliten. Diese Beobachtungsdaten werden dann zur Master Control Station in Colorado Springs übertragen, wo der Status der Satelliten überprüft wird und die Satellitenbahnparameter sowie Korrekturparameter für Ionosphärenmodelle und für die Satellitenuhren berechnet werden. Aus den geschätzten Parametern werden jeweils die Korrekturwerte für die nächsten 26 Stunden prädiiziert, die dann über die Bodenstationsantennen der Upload Stations (Diego Garcia, Ascension und Kwajalein) in den Satellitenmikroprozessor übertragen werden. So können von den Satelliten stets aktuelle Informationen über den Status des Raumsegments ausgestrahlt werden. Eine genauere Beschreibung der Funktionen, Aufgaben und Prozessierungsmethoden der Kontrollstationen kann z.B. in Russel/Schaibly [1980] gefunden werden.

Neben dem offiziellen Kontrollsegment, welches durch die militärischen Betreiber von GPS aufrechterhalten wird, gewinnen zivile Kontrollstationen zunehmend an Bedeutung. Referenzstationsnetze wie die des IGS (International GPS Service for Geodynamics) mit zeitweise über 50 Stationen weltweit dienen in erster Linie der präzisen Bestimmung der Satellitenbahnparameter, der praktischen Realisierung des ITRF (International Terrestrial Reference Frame) und der permanenten Beobachtung geophysikalisch relevanter Parameter (Zumberge et al. [1994]). Neben den stark geodätisch und geophysikalisch orientierten Kontrollstationsnetzen wurden in der nahen Vergangenheit auch Referenzstationen für Navigationsanwendungen aufgebaut. Die WADGPS (Wide Area Differential GPS) Stationen senden über Funkfrequenzen Korrektur- und Statussignale, welche direkt in Echtzeit zur Lösung der Navigationsaufgabe genutzt werden können und Hinweise auf die momentane Zuverlässigkeit und Genauigkeit von GPS geben (Lage/Elrod [1993], van Dierendonck/Enge [1993]).

(3) Unter dem Nutzersegment fasst man alle zivilen und militärischen Anwender zusammen, die mit Hilfe entsprechender Hard- und Software in der Lage sind, die GPS Signale zu empfangen und entsprechend ihrer speziellen Anwendung zu prozessieren (Frieß [1990]). Für den Empfang und die Prozessierung der GPS-Daten stehen mittlerweile eine große Anzahl kommerzieller Systeme zur Verfügung. Die Empfängerhardware wird heute im Wesentlichen durch Merkmale wie Anzahl der Kanäle, Typ der erfassbaren Beobachtungsgrößen und das typische Anwendungsgebiet klassifiziert und charakterisiert. Eine Zusammenfassung der 1994 am Markt erhältlichen GPS-Empfängerhardware kann z.B. aus GPS World [1994] entnommen werden. Eine genauere Beschreibung der Hardwarekomponenten und der Funktionsweise eines generischen GPS-Empfängers findet man in Borel et al. [1980] oder Seeber [1989].

2.1.1 SIGNALSTRUKTUR

Jeder GPS-Satellit sendet weltweit und wetterunabhängig nahezu kontinuierlich Navigationssignale auf 2 Trägerfrequenzen im L-Band aus. Die L1-Frequenz wird mit 1575.42 MHz (Wellenlänge $\lambda = 0.192$ m) ausgesendet und die L2-Frequenz liegt bei 1227.60 MHz. Basierend auf den beiden Träger-

frequenzen ist der Aufbau des Satellitensignals wie folgt definiert: Die L1-Trägerfrequenz wird zunächst in eine Sinus- und eine Kosinus-Welle zerlegt. Auf die Sinuswelle wird im Wesentlichen ein Pseudo-Random-Noise (PRN) Code aufmoduliert, der sich auf der L1-Frequenz etwa jede Millisekunde wiederholt (C/A-Code). Als Modulationstechnik wird bei GPS die Phasenmodulation verwendet und der Modulationstakt für die C/A-Code PRN-Sequenz entspricht einer Wellenlänge von etwa 300 m. Dieser PRN-Code ist für jeden Satelliten verschieden und bietet somit die Möglichkeit, einen Satelliten eindeutig zu identifizieren. Über den C/A-Code wird die Navigation Message moduliert, welche die Parameter der Satelliten-Ephemeriden und -Statusinformationen für die GPS-Satelliten enthält. Die Satelliten-Ephemeriden und die Statusinformationen bilden die Basis für die Echtzeitauswertung der Satellitensignale, da die Position der Satelliten normalerweise zur Lösung der Ortungsaufgabe bekannt sein muss. Der C/A-Code und die Satelliten-Ephemeriden der einzelnen Satelliten auf der L1-Frequenz sind im Augenblick ohne kommerzielle Beschränkung für zivile Nutzer frei verfügbar. Die Kosinuswelle ist der Träger der P-Code Information. Der P-Code ist eine PRN-Sequenz, die sich alle 266 Tage wiederholt. Der Modulationstakt dieser Sequenz hat eine Wellenlänge von ca. 30 m analog zur Sinuswelle wird über den P-Code auch die Datenstruktur der Navigationsdaten gelegt.

Die Codierung der Satellitensignale auf der L2-Frequenz erfolgt nahezu gleich wie auf der L1-Frequenz. Die L2-Frequenz wird jedoch nicht in eine Sinus- und Kosinus-Welle zerlegt, sondern es wird lediglich die Kosinuswelle ausgestrahlt. Auf die Kosinuswelle werden dann wie bei der L1-Frequenz der P-Code und die Navigationsdaten aufmoduliert.

Für die Wahl der Frequenzen im L-Band geben Hartl/Thiel [1984] folgende Gründe an:

- Für die verwendeten PRN-Codes werden Bandbreiten im Bereich von 2-20 Hz benötigt und derartige Bandbreiten stehen in anderen Frequenzbereichen nicht zur Verfügung.
- Die Abweichung der Ausbreitungsgeschwindigkeit elektromagnetischer Wellen im Vergleich zur Lichtgeschwindigkeit ist für hohe Frequenzen geringer.

Eine genauere Beschreibung des GPS-Signalaufbaus und der Bedeutung der einzelnen Datenbits kann z.B. in Spilker [1980], Bauer[1989] und van Dierendonck et al. [1980] gefunden werden.

2.1.2 TRÄGERPHASEN UND CODE BEOBACHTUNGEN

Im Zusammenhang mit GPS lassen sich im Wesentlichen zwei Beobachtungstypen unterscheiden. Bei beiden Beobachtungstypen wird das an der Antenne ankommende Signal des GPS-Satelliten mit einem identischen im Empfänger reproduzierten Signal korreliert. Aufgrund der Phasenverschiebung des ankommenden Signals, im Vergleich zum Signal, das im GPS Empfänger generiert wird, kann in Analogie zur elektrooptischen geodätischen Streckenmessung eine Streckenbeobachtung abgeleitet werden (siehe z.B. Wells et al. [1987]). Die aus dieser Beobachtung abgeleitete Strecke kann aus zwei Gründen nicht als absolut betrachtet werden und wird deshalb auch als Pseudostreckenbeo-

bachtung bezeichnet. Zunächst ist das im Empfänger generierte Signal durch den undefinierten Einschaltzeitpunkt und durch die Drift der Empfängeruhr um einen Offset verschoben. Dieser Offset ist jedoch für alle von einer Station beobachteten Satelliten eines Beobachtungszeitpunktes gleich und kann deshalb durch die Beobachtung eines zusätzlichen Satelliten im Ausgleichungsprozess geschätzt werden. Aufgrund der begrenzten Gesamtlänge des C/A-Codes von 1 msec (–300 km) und der Trägerphasenwellenlänge kann prinzipiell nur eine maximale Strecke von 300 km (bzw. 19.2 cm bei Phasenbeobachtungen) bestimmt werden. Demnach sind die Streckenbeobachtungen mit einer Vieldeutigkeit behaftet, die der mit einer Integerzahl multiplizierten Wellenlänge entspricht. Für C/A-Code-Beobachtungen sind die Vieldeutigkeiten jedoch aufgrund der einfach zu beschaffenden Näherungswerte oder Redundanz problemlos zu bestimmen. Gleichung 2-1 zeigt das grundlegende mathematische Modell der GPS-Code-Beobachtungen. ρ ist die beobachtete Pseudostrecke, die bereits für die Codevieldeutigkeiten korrigiert wurde, \mathbf{X}^S und \mathbf{X}_R sind die Ortsvektoren des Satelliten und des Empfängers im WGS84-Koordinatensystem, c ist die Lichtgeschwindigkeit und Δt der bereits diskutierte Empfängeruhrfehler. ε_p enthält sämtliche systematische und zufällige Fehlereigenschaften der C/A-Code Beobachtungen.

$$\rho = \sqrt{(x^S - x_R)^2 + (y^S - y_R)^2 + (z^S - z_R)^2} + c\Delta t + \varepsilon_p \quad \mathbf{2-1}$$

Die Korrelation der C/A-Code Signale kann mit der heutigen Hardwaretechnologie mit einer Genauigkeit von ca. 0.1-1% der Signalwellenlänge durchgeführt werden. Die zu erwartende Genauigkeit der C/A-Code Beobachtungen ($\lambda=300$ m) liegt demnach im Bereich von 0.3 – 3 m (Fenton et al. [1991]).

Die Beobachtungen auf der Trägerwelle werden analog zu den Code-Beobachtungen durchgeführt. Die an der Antenne ankommende Trägerwelle wird mit einer Replik der Trägerphase korreliert, die vom Empfänger generiert wird. Wenn die Frequenzverschiebung des Signals über einen Zeitraum kontinuierlich beobachtet werden kann, ist daraus die Streckenänderung zwischen Satellit und Empfänger bestimmbar. Da die Wellenlänge der Trägerphase jedoch nur 19 cm beträgt, ist die Bestimmung der Vieldeutigkeit am Anfang einer kontinuierlichen Beobachtungssequenz äußerst problematisch. Die Vieldeutigkeiten bleiben bei Trägerphasenbeobachtungen konstant, wenn das GPS-Signal kontinuierlich beobachtet werden kann und keine Signalunterbrechungen (loss of lock) oder Phasensprünge (cycle slips) die Beobachtungssequenz stören. Ähnliche Verfahren zur Bestimmung der Vieldeutigkeiten wie bei der C/A-Code Beobachtung greifen im Falle der GPS-Trägerphasen nicht. Die Näherungskordinaten einer gesuchten Position sind meist nicht mit der notwendigen Genauigkeit von < 19 cm bekannt. Darüber hinaus bietet GPS kein übergeordnetes Signal, dass mit einer abgestimmten Wellenlänge und ausreichender Meßgenauigkeit eine Bestimmung der Phasenvieldeutigkeiten auf der L1-Frequenz ermöglichen würde. Demnach muss das in 2-1 definierte Beobachtungsmodell der Code Beobachtung für den Fall der Trägerphase um einen Term erweitert werden (siehe 2-2), der die Phasenvieldeutigkeit repräsentiert.

$$\phi = \sqrt{(x^S - x_R)^2 + (y^S - y_R)^2 + (z^S - z_R)^2} + c\Delta t + \lambda N + \varepsilon_\phi \quad \mathbf{2-2}$$

λ ist die Wellenlänge der Trägerphase und N ist die zu bestimmende Phasenvieldeutigkeit für die Phasenbeobachtung zu dem beobachteten Satelliten. In Analogie zu den C/A-Code Beobachtungen erreicht die Meßgenauigkeit bei den Trägerphasenbeobachtungen eine Genauigkeit von ca. 1% Wellenlänge, was bei den L-Band Frequenzen etwa 2 mm entspricht. Eine detaillierte physikalische Beschreibung der GPS-Beobachtungsgrößen kann z.B. in den Arbeiten von Landau [1988], Euler [1990] oder Seeber [1988] gefunden werden.

2.1.3 POSITIONSBESTIMMUNG MIT GPS

Obwohl die Neigungsmessung mit GPS Gegenstand dieser Arbeit ist, wird es als zweckmäßig erachtet, kurz auf die Verfahren der Positionsbestimmung mit GPS einzugehen. Die Berechnung von Positionen aus GPS-Pseudostrecken- und Phasendaten ist im Zusammenhang mit der GPS-Neigungsmessung bei der Berechnung von Näherungswerten und der Bestimmung von Phasenvieldeutigkeiten von zentraler Bedeutung. Das elementare Prinzip der Positionsbestimmung eines Punktes in einem euklidischen Koordinatensystem kann durch die folgende Vektorgleichung beschrieben werden:

$$\mathbf{r}_P = \mathbf{r}^S - \Delta \mathbf{r}_P^S \tag{2-3}$$

\mathbf{r}_P ist der dreidimensionale Ortsvektor des Punktes P, \mathbf{r}^S ist der Ortsvektor des Satelliten S und $\Delta \mathbf{r}_P^S$ ist der Vektor vom Punkt P zum Satelliten S. Wenn der Ortsvektor des Satelliten bekannt ist und der Vektor von P nach S durch Messung in Betrag und Richtung bestimmt werden kann, ist der Ortsvektor des Punktes P aus 2-3 zu berechnen. Die Bestimmung des Vektors \mathbf{r}_P nach Betrag und Richtung kann zum Beispiel aus drei unabhängigen Streckenmessungen vom Punkt P zu verschiedenen Satelliten S erfolgen (Seeber [1989]). GPS bietet über die im vorhergehenden Kapitel beschriebenen Verfahren die Möglichkeit Strecken zu messen. Die Streckenbeobachtungen zu GPS-Satelliten sind jedoch aufgrund des bestehenden Uhrenoffsets zwischen Empfänger- und Satellitenuhr nicht voneinander unabhängig. Da der Empfängeruhrfehler für alle simultanen Streckenbeobachtungen zu den Satelliten identisch ist, kann dieser Bias durch eine zusätzliche Beobachtung eliminiert werden. Nach einer Linearisierung des Gleichungssystems erhält man das in 2-4 dargestellte Gleichungssystem. Durch die Verwendung von Näherungswerten und die iterative Lösung des Gleichungssystems 2-4 im Sinne der Ausgleichsrechnung sind in diesem Fall die Komponenten (b_x, b_y, b_z) des Vektors $\Delta \mathbf{r}_P^S$ und der Empfängeruhrbias $c\Delta t$ zu berechnen.

$$\begin{bmatrix} \phi^1 + \lambda N^1 \\ \phi^2 + \lambda N^2 \\ \phi^3 + \lambda N^3 \\ \phi^4 + \lambda N^4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_x^1 & C_y^1 & C_z^1 & I \\ C_x^2 & C_y^2 & C_z^2 & I \\ C_x^3 & C_y^3 & C_z^3 & I \\ C_x^4 & C_y^4 & C_z^4 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \\ c\Delta t \end{bmatrix} \tag{2-4}$$

Im allgemeinen Fall, wenn Überbestimmungen vorliegen, kann über das Verfahren der Parameterschätzung eine Lösung berechnet werden.

2.2 PRINZIP DER NEIGUNGSMESSUNG MIT GPS

Primär wurde GPS für Positionierungszwecke entwickelt und aufgebaut. Die extremen Genauigkeiten, die mit Phasenbeobachtungen erreicht werden können, haben jedoch dazu geführt, dass mit Hilfe von interferometrischen Beobachtungsverfahren auch Neigungskomponenten zu bestimmen sind. Bereits um 1985 wurde das Konzept zur Messung von Neigungskomponenten mit GPS-Multi-Antennen-Systemen von verschiedenen Autoren vorgestellt (Hartl/Wehr [1986a], Hartl/Wehr [1986b], Burgett et al.[1983], Roth/Singh [1986]).

Das Prinzip der Neigungsbestimmung mit GPS basiert auf der Messung von interferometrischen Beobachtungen des Trägerfrequenzsignals an zwei Antennen mit Hilfe eines GPS-Empfängers (GPS-Interferometer). Das grundlegende Schema der Neigungsbestimmung mit einem GPS-Interferometer ist (einfachheitshalber nur in einer Ebene) in Abbildung 2-1 dargestellt.

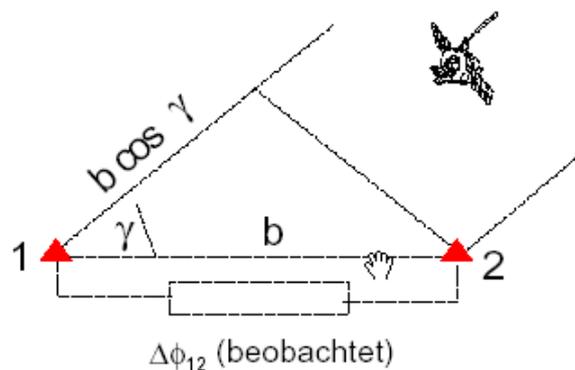


Abbildung 2-1: Prinzip der GPS - Neigungsmessung

Die Phasendifferenz $\Delta\Phi$ der an beiden Antennen ankommenden Trägerfrequenzsignale wird im Empfänger gemessen. Da normalerweise die Distanz des Satelliten zu dem Interferometer, im Vergleich zur kurzen Basislinie zwischen den Antennen sehr groß ist, kann angenommen werden, dass die empfangenen Satellitensignale als ebene Welle parallel an dem Interferometer einfallen. Unter dieser Annahme ist die Phasendifferenz $\Delta\Phi$ zweier simultan beobachteter Trägerfrequenzmessungen nur abhängig von der Basislinienlänge b und der Winkellage γ des Satelliten relativ zur Basis.

$$\gamma = \arccos\left(\frac{\Delta\Phi}{b}\right) + \varepsilon_{\gamma}^{\text{SYST}} + \varepsilon_{\gamma}^{\text{RAND}} \quad 2-5$$

Gleichung 2-5 zeigt den funktionalen Zusammenhang der diskutierten Größen. λ ist die Wellenlänge des Trägerfrequenzsignals und die ε_{γ} fassen die systematischen und zufälligen Fehler der Neigungsbestimmung zusammen. In Analogie zu den im vorhergehenden Kapitel beschriebenen Verfahren zur Messung der Trägerphase, könnte mit einer interferometrischen Beobachtungsanordnung direkt die

Phasendifferenz durch die Korrelation der beiden an den Antennen ankommenden Signale gemessen werden. Andererseits ist es natürlich auch möglich, zwei unabhängige Phasenmessungen nach dem Prinzip aus Kapitel 2.1.2 durchzuführen, um dann analytisch durch Differenzbildung die Differenzphase zu berechnen. Unter der Annahme, dass eine Messung der Phasendifferenz vorliegt ist es zur Lösung von 2-5 notwendig, die Basislinienlänge b zu bestimmen. Dies ist jedoch in den meisten Fällen trivial, da das Interferometer in der Regel auf eine feste Basis montiert ist, womit die Basislänge a priori durch geeignete Meßverfahren bestimmt werden kann.

2.3 BERECHNUNG PHOTOGRAMMETRISCHER ORIENTIERUNGSWINKEL AUS GPS-BEOBACHTUNGEN

Aus der gemessenen Phasendifferenz läßt sich nach 2-5 der Raumwinkel zwischen der Basislinie und dem Vektor zwischen der Interferometerbasis und dem GPS-Satelliten bestimmen. Dieser Raumwinkel ist jedoch für die meisten Anwendungen nicht von primärer Bedeutung. Vielmehr sind in der Photogrammetrie vollständige räumliche Drehungen (z.B. Eulerrotationen) zu bestimmen, die das Koordinatensystem eines photogrammetrischen Sensors mit einem Referenzkoordinatensystem der Landesvermessung verbinden.

2.3.1 KOORDINATENSYSTEME DER GPS-NEIGUNGSMESSUNG

Die in diesem Kapitel beschriebenen Verfahren beruhen demnach auf der Schätzung von Rotationsparametern zwischen Koordinatensystemen, sodass es als zweckmäßig erachtet wird, zunächst kurz die wichtigsten Koordinatensysteme der GPS-Neigungsmessung zu definieren. Die Definition der verwendeten Koordinatensysteme erfolgt in diesem Kapitel nach Lindenberger [1993].

(1) Körperfestes Koordinatensystem (Interferometersystem):

Das körperfeste Koordinatensystem wird durch die Lage der Antennen des Interferometers definiert. Für ein vollständiges Koordinatensystem müssen mindestens 3 Antennen gekoppelt sein, die nicht kollinear sein dürfen. Der Einfachheit halber wird der Ursprung des Koordinatensystems in eine der Interferometerantennen (Referenzantenne des Interferometer) gelegt und die x-Achse in Richtung einer zweiten Antenne. Die y-Achse liegt rechtwinklig zur x-Achse in der Ebene, die durch die 3 Antennen gebildet werden und zeigt nach links. Die z-Achse komplettiert ein rechtshändiges, kartesisches Koordinatensystem. Das Koordinatensystem wird im folgenden mit dem Index KF bezeichnet.

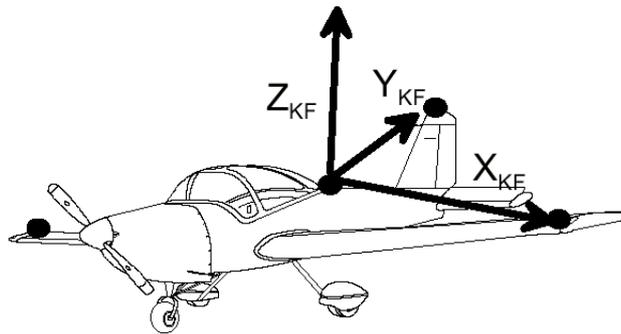


Abbildung 2-2: Visualisierung des KF-Systems

(2) World Geodetic System 84 (WGS 84):

Das WGS 84 ist ein geozentrisches, rechtshändiges, kartesisches Koordinatensystem. Da die Bahnparameter der GPS-Satelliten im WGS 84 definiert sind, beziehen sich sämtliche GPS-Beobachtungen auf dieses Koordinatensystem. Die Definition des WGS 84 schließt Ellipsoidparameter, ein Erdschwere Modell und eine Geoiddefinition mit ein (Decker [1986]). Der Ursprung des WGS 84 liegt im Massenschwerpunkt der Erde. Die z-Achse des Systems zeigt in Richtung des vom Bureau International de l'Heure (BIH) festgelegten Nordpols. Die x-Achse des WGS 84 liegt rechtwinklig zur z-Achse in der Äquatorebene und zeigt in Richtung des Greenwich-Meridians. Die y-Achse komplettiert ein rechtshändiges, kartesisches Koordinatensystem. Das Koordinatensystem wird im folgenden mit dem Index WGS bezeichnet.

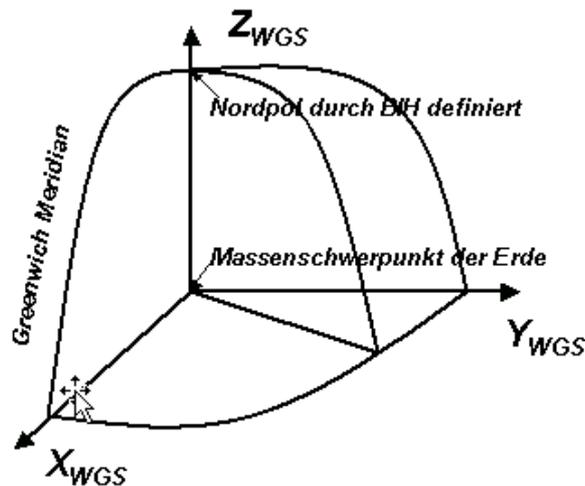


Abbildung 2-3: Visualisierung des WGS-Systems

(3) Koordinatensystem des photogrammetrischen Sensors (Bildkoordinatensystem):

Das Koordinatensystem des photogrammetrischen Sensors hat in der Praxis eine zentrale Bedeutung. Der Zweck der GPS-Neigungsmessung ist normalerweise die Bestimmung der Rotationspara-

Grundlagen der GPS-Neigungsmessung

meter, die benötigt werden, um das Bildkoordinatensystem in ein von der Anwendung abhängiges Koordinatensystem zu transformieren. Das Koordinatensystem des Sensors ist normalerweise frei wählbar und hauptsächlich abhängig vom verwendeten Sensortyp. Für den klassischen Fall der Luftbildkamera wählt man zweckmäßig als Ursprung das Kameraprojektionszentrum. Die x-Achse zeigt in Richtung einer ausgewählten Bild-Rahmenmarke. Die y-Achse zeigt orthogonal nach links, und liegt damit ebenfalls in der Richtung einer definierten Bildrahmenmarken. Die z-Achse komplettiert ein rechtshändiges, kartesisches Koordinatensystem. Das Koordinatensystem wird im folgenden mit dem Index BILD bezeichnet.

(4) Flugzeugfestes Koordinatensystem:

Photogrammetrische Sensoren werden heute zunehmend in stabilisierten Aufhängungen verwendet, um während der Befliegung eine regelmäßige Überlappung der Meßdaten zu gewährleisten und die Qualität der Meßdaten durch eine Verringerung der Roll- und Nickbewegung zu verbessern. Da im Orientierungsprozess die Beziehung des Bildkoordinatensystems mit dem körperfesten Koordinatensystem des Interferometers benötigt wird, ist es zweckmäßig, ein weiteres Koordinatensystem einzuführen, dessen Beziehung zum Bildkoordinatensystem und zum Interferometersystem einfach und mit der entsprechenden Genauigkeit bestimmt werden kann. Die Wahl des Koordinatensystems ist im Prinzip frei, es wird aber der Einfachheit halber wie folgt definiert: Der Ursprung des Koordinatensystems ist identisch mit dem des körperfesten Interferometersystems, die X-Achse zeigt in Flugrichtung (Fahrtrichtung) nach vorne, die Y-Achse zeigt senkrecht nach links und die Z-Achse komplettiert das rechtshändig, kartesische Koordinatensystem. Das Koordinatensystem wird im folgenden mit dem Index FF bezeichnet.

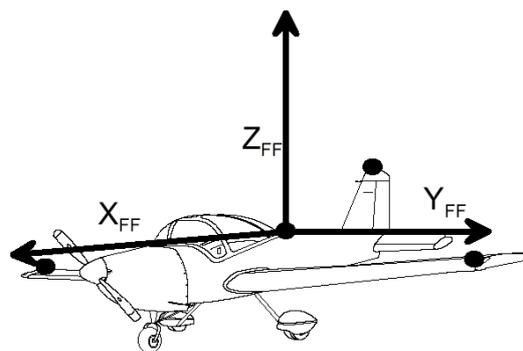


Abbildung 2-4: Visualisierung des FF-Systems

(5) Koordinatensystem der Landesvermessung:

Nur in seltenen Fällen können die Ergebnisse einer photogrammetrischen Aufgabe im WGS 84 dargestellt werden, vielmehr ist es üblich, das jeweilige Koordinatensystem der Landesvermessung zu verwenden. Die Koordinatensysteme der Landesvermessung beziehen sich meist auf lokale Ellipsoide, die aus den Gradmessungen des 19. Jahrhundert bestimmt wurden. In Deutschland wird als Lan-

deskoordinatensystem ein in Lage und Höhe getrennt parametrisiertes Koordinatensystem verwendet. Für die Lagekoordinaten wird die Ellipsoidoberfläche durch die Gauß'sche konforme Abbildung in Gauß-Krüger Koordinaten abgebildet (Großmann [1976]). Die Höhenparametrisierung beruht auf geophysikalischen, sphärisch-orthometrischen Höhen. Da die Höhendefinition physikalisch und nicht geometrisch ist, muss für den Übergang ein Geoidmodell verwendet werden (z.B. Denker [1989], Lelgemann et al. [1981]). Das Koordinatensystem wird im folgenden mit dem Index LV bezeichnet.

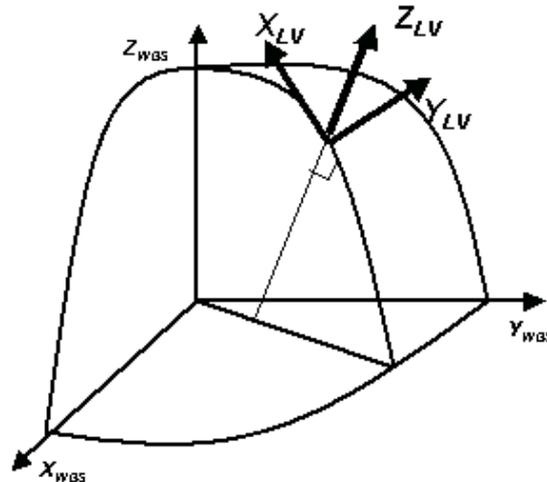


Abbildung 2-5: Visualisierung des LV-Systems

2.3.2 TRANSFORMATIONSBEDINGUNGEN ZWISCHEN DEN KOORDINATENSYSTEMEN

Die Aufgabe des photogrammetrischen Orientierungsprozesses besteht darin, die Beziehung des Bildkoordinatensystems mit dem Koordinatensystem der Landesvermessung herzustellen. Die GPS-Neigungsmessung bestimmt dagegen nur die Beziehung des Interferometersystems mit dem WGS 84. In der Praxis ist es deswegen erforderlich, eine zusammengesetzte Rotation aus einer Abfolge von einzelnen Eulerrotationen zwischen den oben genannten Koordinatensystemen zu berechnen. Unter der Einschränkung auf kleine Gültigkeitsbereiche kann die Beziehung zwischen dem Bildkoordinatensystem und dem Landeskoordinatensystem durch die folgende Rotationssequenz ausgedrückt werden :

$$\mathbf{R}_{BILD}^{LV}(\omega, \phi, \kappa) = \mathbf{R}_{WGS}^{LV}(\alpha, \beta, \gamma) \mathbf{R}_{KF}^{WGS}(\theta, \psi, \phi) \mathbf{R}_{FF}^{KF}(\xi, \zeta, \mu) \mathbf{R}_{Bild}^{FF}(\varepsilon, \chi, \lambda) \quad \mathbf{2-6}$$

Die notwendigen Translationen zwischen den Koordinatensystemen werden hier nicht berücksichtigt, da ohne signifikante Einschränkung davon ausgegangen werden kann, dass die Ursprünge der Koordinatensysteme ineinander überführt werden können. Im allgemeinen Fall lässt sich die Transformation zwischen den Koordinatensystemen nur unter der Berücksichtigung der notwendigen Kartenprojektion anwenden. Die Rotationsmatrix zwischen den Koordinatensystemen i und j aus 2-6 ist wie folgt definiert:

$$R_i^j(\psi, \phi, \theta) = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \sin \theta \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi & -\cos \theta \sin \psi \\ & -\cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi & \sin \theta \\ \sin \psi \cos \phi + \sin \theta \cos \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \phi - \sin \theta \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} \quad \text{Gl. 2-7}$$

ϵ , χ und λ bilden den Satz Winkel, der die Rotation zwischen dem Bildkoordinatensystem und dem flugzeugfesten Koordinatensystem beschreibt. Die Winkel werden direkt, z.B. durch optische Encoder, gemessen, wenn eine stabilisierte Aufhängung verwendet wird. Wenn die Kamera fest mit dem Flugzeug verbunden ist (ohne stabilisierte Aufhängung und Driftkorrektur), brauchen die Winkel nur einmal in einem Kalibrierungsprozess gemessen werden. Die Rotationswinkel (ζ, ξ, μ) zwischen dem Interferometersystem und dem flugzeugfesten System müssen ebenfalls nur einmal bestimmt werden, da die Antennen in der Regel fest mit dem Flugzeug (Auto, etc.) verbunden sind. Die Winkel α , β , γ beschreiben die Rotation zwischen dem WGS 84 und dem Koordinatensystem der Landesvermessung. Die Beziehung dieser beiden Systeme ist zeitkonstant und kann durch einen Ausgleichungsprozess mit identischen Punkten in beiden Systemen geschätzt werden. θ , ψ , ϕ sind die Winkel, die aus den GPS-Beobachtungen bestimmt werden.

2.3.3 DIREKTE BERECHNUNG DER ROTATIONSWINKEL AUS DEN GEMESSENEN RAUMWINKELN

Zur Bestimmung einer vollständigen Eulerrotation müssen die Vektorkomponenten von je zwei Raumvektoren in den beiden kartesischen Koordinatensystemen bekannt sein, die miteinander verbunden werden sollen (Hartl/Wehr [1986], Wertz [1978]). Bei der Neigungsbestimmung mit GPS wird wie bereits erwähnt das körperfeste Koordinatensystem (Bodyframe) mit dem WGS-84 verbunden. Für die Definition der Vektoren im körperfesten Koordinatensystem ist es der Einfachheit halber zweckmäßig, die Vektoren zwischen der Referenzantenne A1 und 2 Interferometerantennen A2, A3 zu verwenden (siehe Abbildung 2-6). Normalerweise werden die Antennen fest auf eine Plattform bzw. ein Fahrzeug montiert, sodass die Vektoren im körperfesten Koordinatensystem durch eine einmalige Einmessung der Antennen definiert werden können. Eine mögliche Änderung der Vektoren durch eine Deformation der Trägerplattform soll zunächst in diesen grundlegenden Betrachtungen vernachlässigt werden.

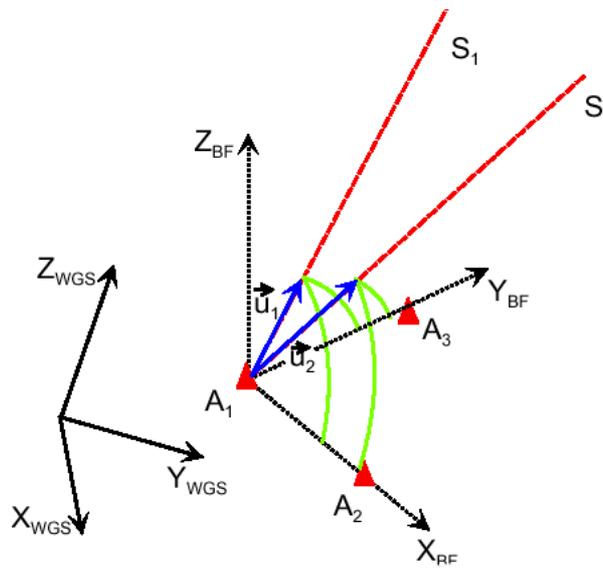


Abbildung 2-6: Vektorielle Darstellung des Interferometersystems

Die Raumvektoren des WGS-84 werden durch die Verbindungsvektoren zwischen der Referenzantenne des Interferometersystems und 2 Satelliten festgelegt. Angenommen, die Basislinien des Interferometersystems seien zueinander orthogonal, dann ergibt sich der Einheitsvektor von der Referenzantenne A_1 in Richtung eines Satelliten S_i aus:

$$\vec{u}_i = \begin{bmatrix} \cos \gamma_{i1} \\ \cos \gamma_{i2} \\ \sqrt{1 - \cos^2 \gamma_{i1} - \cos^2 \gamma_{i2}} \end{bmatrix} \quad 2-8$$

Mit Hilfe der Einheitsvektoren $\mathbf{b}_1, \mathbf{b}_2$ lässt sich ein kartesisches Koordinatensystem konstruieren durch:

$$\begin{aligned} \mathbf{i}_b &= \mathbf{b}_1 \\ \mathbf{k}_b &= \frac{\mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_2}{|\mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_2|} \\ \mathbf{j}_b &= \mathbf{k}_b \times \mathbf{i}_b \end{aligned} \quad 2-9$$

$\mathbf{i}_b, \mathbf{j}_b, \mathbf{k}_b$ sind die Einheitsvektoren entlang der Koordinatenachsen. Analog dazu gilt für ein kartesisches Koordinatensystem aus den Richtungsvektoren von der Referenzantenne zu den Satelliten:

$$\begin{aligned} \mathbf{i}_u &= \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{k}_u &= \frac{\mathbf{u}_1 \times \mathbf{u}_2}{|\mathbf{u}_1 \times \mathbf{u}_2|} \\ \mathbf{j}_u &= \mathbf{k}_u \times \mathbf{i}_u \end{aligned} \quad 2-10$$

Die beiden so definierten Koordinatensysteme sind genau gleich gegeneinander rotiert wie das körperfeste Koordinatensystem und das WGS-84 (Wertz [1978], Hartl/Wehr [1986]). Aus den Einheitsvektoren der Gleichungen 2-9 und 2-10 lassen sich dann mit Hilfe der Vektorkomponenten ($i_{xb}, i_{yb}, i_{zb}, j_{xb}, j_{yb}, j_{zb} \dots$) folgende Matrizen schreiben:

$$M_u = (i_u, k_u, j_u) = \begin{bmatrix} i_{Xu} & k_{Xu} & j_{Xu} \\ i_{Yu} & k_{Yu} & j_{Yu} \\ i_{Zu} & k_{Zu} & j_{Zu} \end{bmatrix} \quad M_b = (i_b, k_b, j_b) = \begin{bmatrix} i_{Xb} & k_{Xb} & j_{Xb} \\ i_{Yb} & k_{Yb} & j_{Yb} \\ i_{Zb} & k_{Zb} & j_{Zb} \end{bmatrix} \quad \mathbf{2-11}$$

Die Rotationsmatrix \mathbf{A} (θ, ϕ, ψ), die benötigt wird, um die beiden Koordinatensysteme ineinander zu transformieren, ergibt sich aus:

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \quad \mathbf{2-12}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \sin \theta \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi & -\cos \theta \sin \psi \\ -\cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi & \sin \theta \\ \sin \psi \cos \phi + \sin \theta \cos \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \phi - \sin \theta \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} = M_b * M_u^T$$

Die Eulerwinkel θ, ϕ, ψ können dann berechnet werden mit:

$$\begin{aligned} \sin \theta &= A_{23} = i_{Yb} i_{Zu} + k_{Yb} k_{Zu} + j_{Yb} j_{Zu} \\ -\tan \phi &= \frac{A_{21}}{A_{22}} = \frac{i_{Yb} i_{Xu} + k_{Yb} k_{Xu} + j_{Yb} j_{Xu}}{i_{Yb} i_{Yu} + k_{Yb} k_{Yu} + j_{Yb} j_{Yu}} \\ -\tan \psi &= \frac{A_{13}}{A_{33}} = \frac{i_{Xb} i_{Zu} + k_{Xb} k_{Zu} + j_{Xb} j_{Zu}}{i_{Zb} i_{Zu} + k_{Zb} k_{Zu} + j_{Zb} j_{Zu}} \end{aligned} \quad \mathbf{2-13}$$

2.3.4 INDIREKTE BERECHNUNG DER ROTATIONSWINKEL AUS POSITIONSDIFFERENZEN

Mit Hilfe der oben hergeleiteten Gleichungen kann eine räumliche Drehung aus der Beobachtung von Phasendifferenzen mit einem 3 Antennen-Interferometer berechnet werden. In der Praxis werden jedoch aus Redundanz- und Zuverlässigkeitsgründen meist 4 Antennen verwendet, und nach dem vollständigen Ausbau der Satellitenkonstellation sind in der Regel mehr als zwei Satelliten gleichzeitig beobachtbar. Die Berechnung der Neigungskomponenten ist somit überbestimmt. Diese Überbestimmung kann zur Genauigkeitssteigerung bei der Berechnung der Rotationswinkel in einem Ausgleichungsansatz verwendet werden.

Aus den Phasendifferenzmessungen eines Interferometers lassen sich in Analogie zu dem in Kapitel 2.1.3 beschriebenen Verfahren die Positionsdifferenzen zwischen den Antennen des Interferometers im WGS 84 herleiten (Blackwell [1986]). Wenn die Positionsdifferenzen der Antennen vorliegen, kann die Lage des Interferometers im WGS 84 beschrieben werden. Die Lage der Interferometerantennen kann durch eine einmalige Einmessung ebenfalls im körperfesten Koordinatensystem ausgedrückt werden. Es liegen demnach die Koordinaten von 4 homologen Punkten in zwei Koordinatensystemen

Grundlagen der GPS-Neigungsmessung

vor, die durch eine räumliche Transformation ineinander überführt werden können. Dadurch, dass die Basislinien sehr kurz sind, kann davon ausgegangen werden, dass es sich um eine maßstabsfreie Transformation handelt:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}_{WGS} + \mathbf{R}(\psi, \theta, \phi) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{KF} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}_{WGS} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{KF} \quad \mathbf{2-14}$$

Die räumliche Transformation kann demnach durch drei Translationsparameter (X_0 , Y_0 , Z_0) und drei Rotationsparameter (θ , ψ , ϕ) beschrieben werden. Im Prinzip könnten die 6 Unbekannten der Transformation durch eine Parameterschätzung berechnet werden. Da das körperfeste Koordinatensystem seinen Ursprung in der Referenzantenne hat, können die Translationsparameter den WGS 84 Koordinaten der Referenzantenne gleich gesetzt werden. Die Koordinaten der Antennen in beiden Koordinatensystemen sind fehlerbehaftet, so dass sich folgendes mathematisches Modell der Ausgleichung ergibt:

$$\mathbf{F}(y) = \begin{cases} 0 = (\cos \psi \cos \phi - \sin \theta \sin \psi \sin \phi) (x_{KF} + v_x) + \\ \quad (\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi) (y_{KF} + v_y) + \\ \quad (-\cos \theta \sin \psi) (z_{KF} + v_z) - (X_{WGS} + v_X) \\ 0 = (-\cos \theta \sin \phi) (x_{KF} + v_x) + \\ \quad (\cos \theta \cos \phi) (y_{KF} + v_y) + \\ \quad (\sin \theta) (z_{KF} + v_z) - (Y_{WGS} + v_Y) \\ 0 = (\sin \psi \cos \phi + \sin \theta \cos \psi \sin \phi) (x_{KF} + v_x) + \\ \quad (\sin \psi \sin \phi + \sin \theta \cos \psi \cos \phi) (y_{KF} + v_y) + \\ \quad (\cos \theta \cos \psi) (z_{KF} + v_z) - (Z_{WGS} + v_Z) \end{cases} \quad \mathbf{2-15}$$

Durch Taylor-Entwicklung ergibt sich die Parameterschätzung des obigen überbestimmten Gleichungssystems aus (Schmidt/Heggli [1978]):

$$\Delta x = (\mathbf{B}^T (\mathbf{A} \mathbf{P}^{-1} \mathbf{A}^T)^{-1} \mathbf{B})^{-1} \mathbf{B}^T (\mathbf{A} \mathbf{P}^{-1} \mathbf{A}^T)^{-1} \mathbf{w} \quad \mathbf{2-16}$$

mit den Jacobi Matrizen:

$$\frac{\partial F(y)}{\partial (x, y, z, X, Y, Z)} = \mathbf{A} \quad \frac{\partial F(y)}{\partial (\theta, \psi, \phi)} = \mathbf{B} \quad \mathbf{2-17}$$

und explizit den partiellen Ableitungen:

$$\mathbf{A} = \begin{matrix} \partial x & \partial y & \partial z & \partial X & \partial Y & \partial Z \\ \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & -1 & 0 & 0 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & 0 & -1 & 0 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \end{matrix} \quad \mathbf{2-18}$$

$$\begin{matrix}
 \partial\psi & \partial\phi & \partial\theta \\
 \mathbf{B} = \begin{bmatrix}
 -Z & -r_{12}X + r_{11}Y & \frac{-r_{13}Y}{\sqrt{1-r_{23}^2}} \\
 0 & -r_{22}X + r_{21}Y & \frac{Z - r_{23}Y}{\sqrt{1-r_{23}^2}} \\
 X & -r_{32}X + r_{31}Y & \frac{-r_{33}Y}{\sqrt{1-r_{23}^2}}
 \end{bmatrix}
 \end{matrix} \quad \mathbf{2-19}$$

Da das Gleichungssystem in den Rotationswinkeln nicht linear ist, müssen für die Winkelunbekannten Näherungswerte vorliegen, und die Parameterschätzung iterativ durchgeführt werden. Die Beschaffung der Näherungswerte erfolgt über eine Pseudolinearisierung, in der die Parameter der Rotationsmatrix direkt geschätzt werden. Dabei werden die für eine Rotationsmatrix geltenden Bedingungen der Orthogonalität und Normierung zunächst vernachlässigt. Es gilt für jeden zugeordneten Punkt i in beiden Koordinatensystemen (x_i, y_i, z_i) (X_i, Y_i, Z_i) :

$$\begin{aligned}
 x_i \lambda_{11} + y_i \lambda_{12} + z_i \lambda_{13} - X_i &= 0 \\
 x_i \lambda_{21} + y_i \lambda_{22} + z_i \lambda_{23} - Y_i &= 0 \\
 x_i \lambda_{31} + y_i \lambda_{32} + z_i \lambda_{33} - Z_i &= 0
 \end{aligned} \quad \mathbf{2-20}$$

mit den 9 unbekanntem Parametern λ_{11} - λ_{33} . Daraus folgt, dass mindestens 3 homologe Punkte in beiden Systemen vorhanden sein müssen, um die 9 Unbekannten zu schätzen. Da bei einem 4 Antennen-Interferometer eine Überbestimmung vorliegt, können die λ_{ij} in einem Kleinste-Quadrate-Ansatz geschätzt werden. Aus den λ_{ij} und den Normierungsbedingungen für die Elemente der Rotationsmatrix gelten die Beziehungen:

$$\begin{aligned}
 s_x &= \sqrt{\lambda_{11}^2 + \lambda_{21}^2 + \lambda_{31}^2} \\
 s_y &= \sqrt{\lambda_{12}^2 + \lambda_{22}^2 + \lambda_{32}^2} \\
 s_z &= \sqrt{\lambda_{13}^2 + \lambda_{23}^2 + \lambda_{33}^2}
 \end{aligned} \quad \mathbf{2-21}$$

Mit Hilfe der Orthogonalitätsbedingungen ergeben sich für die Elemente der Drehmatrix \mathbf{R} :

$$\begin{aligned}
 r_{23} &= \frac{\lambda_{23}}{s_z} \\
 r_{13} &= \frac{\lambda_{13}}{s_x} \\
 r_{21} &= \frac{\lambda_{21}}{s_z} \\
 r_{33} &= \sqrt{1 - r_{23}^2 - r_{13}^2} \\
 r_{22} &= \sqrt{1 - r_{23}^2 - r_{21}^2}
 \end{aligned} \quad \mathbf{2-22}$$

mit den Lösungen für die Neigungswinkel:

$$\begin{aligned}\theta &= \text{asin}(r_{31}) \\ \psi &= \text{atan}\left(-\frac{r_{13}}{r_{33}}\right) \\ \phi &= \text{atan}\left(-\frac{r_{21}}{r_{22}}\right)\end{aligned}\tag{2-23}$$

Die Parametrisierung der Rotation in Eulerwinkeln hat den Nachteil, dass singuläre Stellen existieren, an denen eine Schätzung der Winkel ψ , ϕ , θ aus dem oben abgeleiteten Gleichungssystem nicht möglich ist (z.B. für $r_{33} = 0$ oder $r_{22}=0$). Als Alternative zur Winkelparametrisierung hat sich eine Repräsentation der 3D-Rotation durch Quaternionen als vorteilhaft erwiesen (z.B. Niemcz [1963], Grafarend [1983]). Das Einheitsquaternion \mathbf{q} ist mit den skalaren, reellwertigen Elementen $q_0 - q_3$ wie folgt definiert:

$$\begin{aligned}\mathbf{q} &= q_0 + q_1 j_1 + q_2 j_2 + q_3 j_3 \\ |\mathbf{q}| &= q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1\end{aligned}\tag{2-24}$$

mit den hyperimaginären Einheiten (j_1-j_3) des Quaternions:

$$\begin{aligned}j_i^2 &= -I \quad (i = 1, 2, 3) \\ j_1 j_2 &= -j_2 j_1 = j_3 & j_2 j_3 &= -j_3 j_2 = j_1 & j_3 j_1 &= -j_1 j_3 = j_2\end{aligned}\tag{2-25}$$

In vollständiger Analogie zur Rotationsmatrix 2-12 ergibt sich die 3D-Rotation in Quaternionen parametrisiert zu:

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & -2(q_0 q_3 - q_1 q_2) & 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & -2(q_0 q_1 - q_2 q_3) \\ -2(q_0 q_2 - q_1 q_3) & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix}\tag{2-26}$$

Da Winkelelemente in der Praxis wegen ihrer Anschaulichkeit bevorzugt werden, können die Winkelelemente aus der mit Quaternionen parametrisierten Rotationsmatrix mit 2-26 berechnet werden. Der umgekehrte Weg für die Berechnung der Quaternionenparameter aus der Rotationsmatrix ergibt:

$$\begin{aligned}q_3 &= \frac{1}{2} \sqrt{I + r_{11} + r_{22} + r_{33}} \\ q_0 &= \frac{(r_{32} - r_{23})}{4 q_3} \\ q_1 &= \frac{(r_{13} - r_{31})}{4 q_3} \\ q_2 &= \frac{(r_{21} - r_{12})}{4 q_3}\end{aligned}\tag{Gl. 2-27}$$

Bei dem in dieser Arbeit realisierten Softwarepaket wurde die Parametrisierung mit Quaternionen implementiert.

2.4 HARDWARE REALISIERUNGEN VON GPS - INTERFEROMETERN

Für die Bestimmung von Neigungskomponenten werden heute im Wesentlichen zwei typische Hardware-Realisierungen angeboten. Zum einen handelt es sich hierbei um vollständig integrierte Multi-Antennen-Empfänger, die in der Regel 4 Antennen simultan an einem Gerät, d.h. mit einem Oszillator betreiben (Brown/Ward [1990], Wilson/Tonnemacher [1992], Ferguson et al. [1991]). Andererseits können auch drei oder vier Empfänger unabhängig voneinander verwendet werden, wobei die Phasendifferenzmessung zwischen den einzelnen Antennen im Post-Prozessierungs Modus aus den undifferenzierten Phasenbeobachtungen analytisch gebildet wird (Lu et al. [1993]).

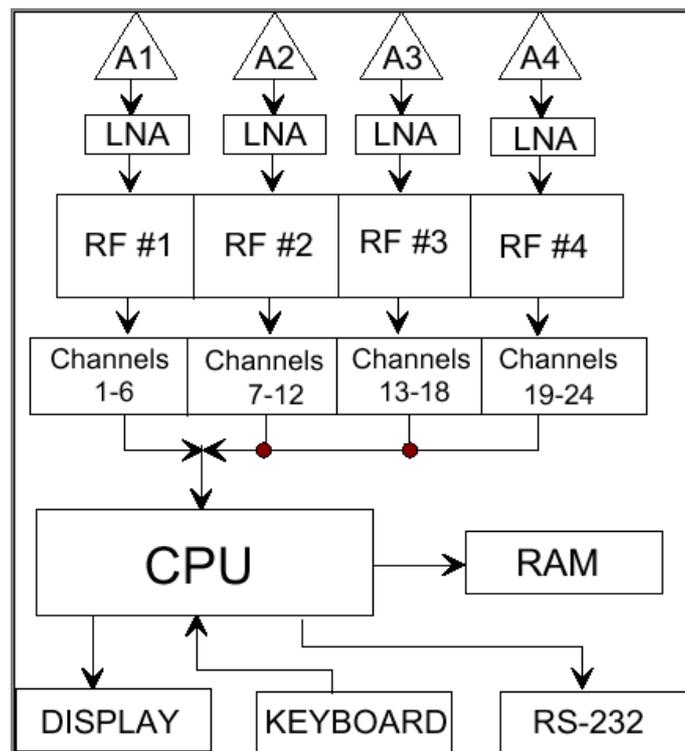


Abbildung 2-7: Schematische Darstellung einer integrierten GPS Empfänger Hardware

(1) Abbildung 2-7 zeigt eine schematische Darstellung eines generischen, integrierten GPS-Neigungsempfängers, wie er von verschiedenen Anbietern kommerziell erhältlich ist. Der Empfänger besteht aus 4 voneinander unabhängigen Antennen und dazugehörigen Vorverstärkern. Die Antennen können entweder frei konfigurierbar sein, oder sie sind fest auf eine Antennenplattform vormontiert. Sie sind vier Kanalbänken zugeordnet, wobei jede Bank aus einer bestimmten Anzahl von L1-Kanälen und der dazugehörigen Radiofrequenz-Hardware besteht. Für die Speicherung der Rohdaten stehen entsprechende RAM-Bausteine zur Verfügung, und der Anwender kann das Gerät über das Nutzerinterface mit Anzeigebildschirm und Tastatur steuern. Wenn der Bedarf an einer Echtzeitauswertung der Neigungskomponenten besteht, können die entsprechenden Daten durch eine (RS-232) Schnittstelle übertragen werden. Die Möglichkeit der Echtzeit-Datenprozessierung ist auch ein

wesentlicher Vorteil des integrierten Gerätes gegenüber der 4 Empfänger-Version. Wenn 4 unabhängige Empfänger verwendet würden, müssten sämtliche Rohdaten via Telemetrie oder andere Datenleitungen an einen Hostrechner übertragen werden, um die Echtzeitauswertung der Daten vornehmen zu können. Darüber hinaus ist ein Vorteil des integrierten Systems, dass die Daten direkt korreliert werden können, um die Differenzphase zu messen. Man muss die Zuordnung der einzelnen undifferenzierten Phasenmessungen nicht über einen gemeinsamen Zeitrahmen gewährleisten, der eine perfekte Synchronisation der Empfänger voraussetzt. Es ist wichtig anzumerken, dass auch im integrierten System sämtliche Signalwege, die Signalprozessierungszeiten und die Auslesezeitpunkte der einzelnen Satellitensignale identisch sein müssen, um Meßfehler zu vermeiden.

(2) Der wesentliche Vorteil des unabhängigen Systems ist die meist billigere Hardware und die Tatsache, dass meist mehr Satelliten gleichzeitig beobachtet werden können als im integrierten System. Da im integrierten System sehr viele Messungen und Berechnungen gleichzeitig anfallen, ist die CPU (Central Processing Unit) des Empfängers meist sehr stark ausgelastet. Darüber hinaus steht in den Empfängern auch häufig nur eine limitierte Speichergröße zur Verfügung, um Rohdaten zu speichern. Es ist daher erforderlich, die Anzahl der meßbaren Satelliten zu begrenzen, um alle notwendigen Daten zur Neigungsbestimmung vollständig und präzise zu erfassen. Eng mit der starken Auslastung der CPU ist auch die maximale Messfrequenz verbunden. Die kommerziellen, integrierten Systeme sind heute in der Lage, Messfrequenzen zwischen 1 und maximal 5 Hertz abzutasten. Die konventionellen Positionierungsempfänger können dagegen schon häufig mit Messfrequenzen von mindestens 10 bis 20 Hz arbeiten (Fenton/Townsend [1994]). Die höheren Messfrequenzen sind speziell im Zusammenhang mit flugzeuggetragenen photogrammetrischen Anwendungen von besonderer Bedeutung, da es sich hierbei um eine stark dynamische Umgebung handelt. Zusammenfassend lässt sich feststellen, daß keine der beide Hardwarerealisierungen wesentliche Vorteile hat, sodass der Anwender abhängig von seiner Anwendung die entsprechende Hardware selektieren kann.

3 FEHLEREIGENSCHAFTEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG

3.1 EINFÜHRUNG

Die hohen Genauigkeitsanforderungen an die Messung der Phasendifferenz zwingen den Benutzer des Systems, sich selbst über kleinere Fehlereinflüsse ein Bild zu verschaffen. Was bei den ersten und ursprünglich projektierten Anwendungen des GPS - etwa der Navigation mit Streckenmessverfahren - noch als Rauschen betrachtet werden konnte, erfordert bei der Phasendifferenzmessung auf kurzen Basislinien größere Beachtung. Eine genaue Untersuchung der potenziellen Fehlerkomponenten ist daher im Zusammenhang mit der GPS-Neigungsmessung notwendig.

Aus den Betrachtungen in Kapitel 2.2 wird offensichtlich, dass die zu bestimmenden Neigungskomponenten im Wesentlichen durch die gemessene Phasendifferenz $\Delta\Phi$ und die Basislinienlänge \mathbf{b} bestimmt werden. Gleichung 2-5 gibt nur das grundlegende Schema der Neigungsbestimmung mit GPS wieder. Es ist wesentlich, dass in der praktischen Anwendung speziell die systematischen Fehleranteile in den Messungen genauer modelliert und wenn möglich rechnerisch korrigiert werden. Neben den bisher diskutierten Modellparametern der GPS-Beobachtungen, wie Phasenvieldeutigkeit und Empfängeruhrbias, wird das Satellitensignal und somit auch die Phasendifferenz durch verschiedene physikalische Größen (z.B. Atmosphäre, Reflektionskörper) beeinflusst. Gleichung 3-1 zeigt ein allgemeines Funktionalmodell für die Beschreibung der gemessenen Differenzphase $\Delta\Phi$:

$$\Delta\Phi = \Delta\Phi_0 + \lambda N + cdt + d_{Ion} + d_{Trop} + d_{Orbit} + d_{Multi} + d_{APZV} + d_{Pos} + d_{SA} + \varepsilon_{\Delta\Phi} \quad \mathbf{3-1}$$

mit:

$\Delta\Phi_0, \Delta\Phi$	gemessene Phasendifferenz (unkorrigiert, korrigiert)
λ	Wellenlänge des Trägerfrequenzsignals
N	Phasenvieldeutigkeit
c	Lichtgeschwindigkeit
dt	Satellitenuhrfehler
d_{Ion}	Ionosphärische Fehlereinflüsse
d_{Trop}	Troposphärische Fehlereinflüsse
d_{Orbit}	Fehler durch falsch bestimmten Orbit
d_{Multi}	Fehler durch Mehrwegeausbreitung
d_{APZV}	Fehler durch Antennenphasenzentrumsvariationen
d_{Pos}	Fehlereinfluss durch falsche Näherungsposition der Referenzantenne
d_{SA}	Fehlereinfluss durch Selective Availability
$\varepsilon_{\Delta\Phi}$	Zufallsverteilte Restfehler

Die Modellierung der genannten physikalischen und geometrischen Parameter und deren Einfluss auf die Neigungsgenauigkeit ist Gegenstand der nachfolgenden Betrachtungen. Mögliche Vereinfachungen des Funktionalmodells unter den speziellen Rahmenbedingungen einer photogrammetrischen Befliegung werden im Zusammenhang mit der mathematischen Modellierung diskutiert. Zum Abschluss des Kapitels wird dann der Einfluss der Basislinienlänge sowie Veränderungen der Basislänge über den Meßzeitraum analysiert.

3.2 GENAUIGKEITSANFORDERUNGEN AN DIE INTERFEROMETRISCHEN GPS-BEOBACHTUNGEN FÜR DIE PHOTOGRAMMETRISCHE NEIGUNGSBESTIMMUNG

Bevor auf die einzelnen physikalischen Fehlereigenschaften des Funktionalmodells genauer eingegangen wird, soll darauf hingewiesen werden, dass es aufgrund fehlender Redundanz in der Regel nicht möglich ist, alle Fehlereigenschaften aus 3-1 in einem Ausgleichungsprozess als Unbekannte zu schätzen. Für einige der Fehlereigenschaften (z.B. Ionosphäre, Troposphäre, Satellitenuhr) bestehen Korrekturmodelle, die in den nachfolgenden Unterkapiteln diskutiert werden. Diese Korrekturmodelle können jedoch nur Approximationen der realen physikalischen Umwelt sein, weshalb Restfehler verbleiben. Im Falle der absoluten Positionsbestimmung nach 2-4 wirken sich die Restfehler und die nicht modellierten Fehlereigenschaften in Streckenfehlern der Phasenmessung aus und werden dadurch direkt auf die gesuchte Position übertragen.

Bei einer interferometrischen Beobachtungsanordnung, wie sie bei der GPS-Neigungsmessung vorliegt, können die nicht modellierten Effekte jedoch erheblich reduziert werden. Dabei wird angenommen, dass die verbleibenden Fehlereinflüsse räumlich stark korreliert sind, sodass sich diese Fehler in ähnlicher Weise auf beide Antennen des Interferometersystems auswirken. Bei der Messung der Differenzphase können räumlich korrelierte Fehlereinflüsse durch die Differenzierung der Trägerphasen erheblich reduziert werden. Betrachtet man z.B. refraktive oder dispersive Einflüsse, die das Satellitensignal auf dem Signalweg erfährt, so kann davon ausgegangen werden, dass sich diese Einflüsse auf das Satellitensignal an beiden Antennen ähnlich auswirken, da der nahezu identische Signalweg durchlaufen wurde. Der Grad der Reduktion ist stark von der Länge der Basis zwischen den beiden Interferometerantennen abhängig. Vanicek et al. [1985] geben als Abschätzung für die Auswirkung eines Fehlers dr auf eine Differenzphase $\Delta\phi$, folgende Faustformel an :

$$d\Delta\phi = \frac{dr \cdot b}{r} \quad \mathbf{3-2}$$

r ist die Distanz zwischen Satellit und Interferometer, die im Fall von GPS-Beobachtungen ca. 20000 km beträgt. Speziell in flugzeuggetragenen, photogrammetrischen Anwendungen ist die Basis zwi-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

schen den Interferometerantennen häufig nur bis zu 10 m lang, da die maximale räumliche Separation der Antennen durch die Flügelspannweite und die Rumpflänge des Flugzeuges limitiert ist. Durch Umstellen der Beziehung 3-2 kann somit abgeschätzt werden, wie groß ein nicht modellierter, räumlich korrelierter Fehler sein darf, um die Meßgenauigkeit nicht erheblich zu beeinflussen. Die Messung der Phasendifferenz kann heute gerätetechnisch mit einer Auflösung von 0.1 - 1 mm durchgeführt werden. Daraus ergibt sich für 3.2 folgende Beziehung mit den angenäherten Werten:

$$\frac{d\Delta\phi^*r}{b} = dr \approx \frac{0.0005m * 20000000m}{10m} \approx 1000m$$

Die erlaubte Größe eines räumlich korrelierten Fehlers darf demnach bei bis zu 1000 m liegen, ohne dass die Messgenauigkeit in der Neigungsmessung mit GPS erheblich vermindert wird. Aus dieser Abschätzung ist zu ersehen, dass für die Neigungsbestimmung mit GPS speziell die Fehlereigenschaften dominant sind, die räumlich nicht miteinander korrelieren sind und sich somit unterschiedlich auf die Interferometerantennen auswirken. Für die weiteren Betrachtungen in dieser Arbeit werden daher die Fehlereinflüsse im Detail analysiert, die für eine Genauigkeitsminderung relevant sein können.

3.3 FEHLERCHARAKTERISTIKA UND FUNKTIONALMODELLE DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG

3.3.1 PHASENVIELDEUTIGKEIT

Da die Phasendifferenz $\Delta\Phi$ normalerweise über ein Signalkorrelationsverfahren gemessen wird, kann sie nur vollständig und eindeutig bestimmt werden, wenn die Basislänge b kleiner als die Wellenlänge λ ist. In Analogie zu den Betrachtungen in Kapitel 2.1.2 muß die Phasendifferenz bei längeren Basislinien aus der direkt gemessenen Phasendifferenz und einer Phasenvieldeutigkeit N zusammengesetzt werden (siehe 3-3).

$$\Delta\Phi = \Delta\phi + \lambda N \quad \text{3-3}$$

Die korrekte Bestimmung der Phasenvieldeutigkeit ist im Zusammenhang mit der GPS-Neigungsbestimmung zwingend notwendig. Falsche Phasenvieldeutigkeiten bewirken direkt systematische Fehler in der gemessenen Phasendifferenz (Integer-Vielfache der Wellenlänge) und sind somit nicht räumlich korreliert. Im Prinzip könnten die Phasenvieldeutigkeiten am Beginn einer kinematischen Beobachtungssequenz durch eine statische Initialisierung bestimmt werden. Die Phasenvieldeutigkeiten bleiben konstante Integer-Werte, so lange keine Cycle Slips¹ oder Signalunterbrechungen auftreten. Unter flugzeuggetragenen photogrammetrischen Bedingungen ist es aufgrund von

¹Diskontinuität in der Phasenvieldeutigkeit durch Fehler in der kontinuierlichen Messung der Trägerwellen Beat Phase (Wells et al [1986])

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

Abschattungen und der hohen Flugzeugdynamik jedoch unwahrscheinlich, kontinuierliche Messungen der Phasendifferenzen zu erreichen. Daher ist es häufig notwendig, die Phasenvieldeutigkeiten neu zu bestimmen, wenn sich das Flugzeug in Bewegung befindet.

Für den Fall der kinematischen Positionierung sind für die Berechnung der Phasenvieldeutigkeiten ("*Ambiguity Resolution on the fly*") verschiedene Verfahren vorgeschlagen worden (z.B. Hatch[1990], Counselman/Gourevitch[1981], Frei/Beutler[1990], Teunissen/Tiberius [1994]). Da in der Regel die Näherungswerte für die Berechnung der Phasenvieldeutigkeiten aus Pseudostreckenbeobachtungen gebildet werden, kann die Anzahl der möglichen Integerkombinationen sehr groß ($> 100\,000$) werden. Der Unterschied der vorgeschlagenen Algorithmen liegt im Wesentlichen bei der Generierung der potenziellen Lösungen und darin, welche Art von Beobachtungen bzw. abgeleiteten Beobachtungen für die Bestimmung der Phasenvieldeutigkeiten verwendet werden. Im Gegensatz dazu teilen die vorgeschlagenen Verfahren einige grundlegende Prinzipien für die Trennung der korrekten Phasenvieldeutigkeiten von den falschen:

- Die Kompatibilität der Trägerphasen- und Pseudostreckenbeobachtungen muss gewährleistet sein. Normalerweise wird eine ausgeglichene Pseudostrecken Position und dessen zugehörige Varianz Kovarianz Matrix als Test verwendet, ob ein Satz von Phasenvieldeutigkeiten potenziell richtig ist oder nicht.
- Die ("normierten") Verbesserungen der Beobachtungen in Abhängigkeit von den Phasenvieldeutigkeiten werden mit der zu erwartenden Phasenmessgenauigkeit verglichen, um zwischen korrekten und falschen Phasenvieldeutigkeiten zu unterscheiden.
- Der wahrscheinlichste Satz von Phasenvieldeutigkeiten ist jener, welcher das kleinste a posteriori σ_0 aller Beobachtungen und Phasenvieldeutigkeitskombinationen liefert.
- Wenn mehr als 4 Satelliten beobachtet werden, ist nur eine Untermenge von 4 Phasenvieldeutigkeiten voneinander unabhängig. Wenn 4 Phasenvieldeutigkeiten bekannt sind, kann eine eindeutige, genaue Position berechnet werden, die zur Bestimmung der restlichen Phasenvieldeutigkeiten verwendet werden kann.

Die genannten Kriterien können in statistische Bedingungen gefasst werden, um im Verlauf eines Algorithmus die wahrscheinlichste aller potenziellen Lösungen zu schätzen. Bei kinematischen Positionierungsaufgaben ist das Problem der *Ambiguity Resolution on the fly* die Zuverlässigkeit der Schätzung. Speziell bei photogrammetrischen Anwendungen kann es häufig vorkommen, dass nicht zwischen dem korrekten Satz von Phasenvieldeutigkeiten und falschen unterschieden werden kann (siehe z.B. Schade [1992]). Die wesentlichen Faktoren, die einer erfolgreichen Anwendung der *Ambiguity Resolution on the fly* unter photogrammetrischen Rahmenbedingungen entgegenstehen, sind die großen Distanzen zwischen Referenzstation und bewegtem Empfänger und die großen Unterschiede der troposphärischen Bedingungen am Flugzeug und am Boden (Schade [1994]). Im Gegensatz zur Positionsbestimmung ist aber die Festlegung der Phasenvieldeutigkeiten im Falle der Neigungsbestimmung erheblich vereinfacht. Das Interferometersystem bildet normalerweise eine starre geometri-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

sche Konfiguration, die rotationsinvariant ist. Diese geometrische Konfiguration bildet im Schätzprozess eine zusätzliche Restriktion, die zur Selektion der korrekten Phasenvieldeutigkeiten genutzt werden kann.

Im Rahmen dieser Arbeit wird zur Bestimmung der Phasenvieldeutigkeiten ein leicht modifizierter Algorithmus von Hatch [1990] verwendet, der im Folgenden beschrieben wird. Wenn das Interferometersystem aus 3 Antennen besteht, sind 2 Basisvektoren zu bestimmen. Zur Berechnung dieser Basisvektoren wird angenommen, dass die Koordinaten der Antenne 1 im erdfesten Äquatorsystem festgehalten werden und dass die Basislinien-Komponenten (b_x , b_y , b_z) zu den anderen beiden Antennen (2,3) zu bestimmen sind. Für die Antennen 2 und 3 liegen Näherungskordinaten und die dazugehörige Varianz-/Kovarianzmatrix vor. Für die Berechnung der Näherungswerte aller 3 Antennenkoordinaten können z.B. Pseudostreckenbeobachtungen verwendet werden. Für die beiden zu berechnenden Basislinien sind durch die Varianz-/Kovarianzmatrix statistische Vertrauensregionen gegeben, in denen die zu bestimmenden Phasenvieldeutigkeitskombinationen liegen müssen. Die Vertrauensregion definiert somit einen Suchbereich, in dem der korrekte Satz von Phasenvieldeutigkeiten liegen muss. Zur Generierung aller potenziellen Lösungen im Suchbereich wird zunächst eine Untermenge von 4 sogenannten Primärsatelliten definiert. Durch die Lösung des Gleichungssystems 2-4 kann im Prinzip durch die Variation der Phasenvieldeutigkeiten N^i ein Positionsraum mit allen potentiellen Lösungspositionen generiert werden. Für die Generierung der potenziellen Lösungen ist Gleichung 2-4 jedoch nicht geeignet, da die Phasenvieldeutigkeiten für die Satelliten um einen konstanten Betrag verändert werden können, ohne die Positionslösung zu verändern. Nur der Empfängeruhrbias würde im Schätzprozess um diesen konstanten Betrag verändert werden. Eine Lösung dieses Problems könnte durch die Differenzbildung der Beobachtungen zu einem Referenzsatelliten erreicht werden. Aus den 4 Beobachtungen würde durch die Differenzierung zwar der Empfängeruhrfehler eliminiert, die Beobachtungen wären jedoch positiv korreliert. Diese Korrelation kann vermieden werden, wenn auf die explizite Differenzierung verzichtet wird und statt dem Empfängeruhrfehler die Differenz des Empfängeruhrfehlers und der Phasenmessung des Referenzsatelliten geschätzt wird. Die Phasenvieldeutigkeit des Referenzsatelliten kann beliebig zu 0 gesetzt werden, da sie nur Einfluß auf den Empfängeruhrfehler und nicht auf die zu bestimmende Position hat. Es entsteht dadurch ein leicht abgewandeltes Gleichungssystem mit nur 3 zu bestimmenden Phasenvieldeutigkeiten. Nach einer Linearisierung des Gleichungssystems ergibt sich damit dann folgende Darstellung:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ (\Delta\phi^2 - \Delta\phi^1) + \lambda N^2 \\ (\Delta\phi^3 - \Delta\phi^1) + \lambda N^3 \\ (\Delta\phi^4 - \Delta\phi^1) + \lambda N^4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_x^1 & C_y^1 & C_z^1 & I \\ C_x^2 & C_y^2 & C_z^2 & I \\ C_x^3 & C_y^3 & C_z^3 & I \\ C_x^4 & C_y^4 & C_z^4 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \\ c\Delta t - \phi^1 \end{bmatrix}$$

3-4

$$\mathbf{m}_P = \mathbf{C}_P \mathbf{x}_P$$

Die gewünschte Lösung des Basislinienvektors \mathbf{x}_P kann durch Inversion von 3-4 berechnet werden:

$$\mathbf{x}_P = \mathbf{C}_P^{-1} \mathbf{m}_P \quad \mathbf{3-5}$$

mit:

\mathbf{x}_P Lösungsvektor (4x1) des Basislinienvektors

\mathbf{C}_P^{-1} Inverse der Richtungskosinusmatrix (4x4)

\mathbf{m}_P Vektor der Beobachtungen

Da es sich bei 3-4 und 3-5 um ein linearisiertes Gleichungssystem handelt, ist dies im Sinne der Ausgleichsrechnung iterativ zu lösen. Der Index P weist darauf hin, dass diese Gleichung nur für die Primärsatelliten gelöst wird. Durch die Variation der N^i kann nun der Beobachtungsvektor \mathbf{m}_P verändert werden, um alle möglichen Positionslösungen im Suchraum zu generieren. Unter der Annahme, dass bereits sehr gute Näherungswerte für die Positionslösung vorliegen (z.B. über eine Pseudostreckenlösung), ändert sich die Inverse \mathbf{C}_P^{-1} nur geringfügig und die notwendige Matrixinversion braucht nur einmal durchgeführt zu werden (Hatch [1990]). Im Sinne der multivariaten Ausgleichung können dann durch die Variation des Beobachtungsvektors \mathbf{m}_P um volle Integer-Wellenlängen die gewünschten Positionen mit einfachen Multiplikations- und Additionsoperationen berechnet werden. Wenn mehr als 4 Satelliten beobachtet werden, sind die Zuschläge zu den Unbekannten aus der Lösung mit den Primärsatelliten über die Widersprüche der sogenannten Sekundärsatelliten zu berechnen. Die Widersprüche der Sekundärsatelliten sind definiert durch:

$$\mathbf{w}_S = \mathbf{m}_S - \mathbf{C}_S \mathbf{x}_P \quad \mathbf{3-6}$$

wobei hier der Index S zum Satz der Sekundärsatelliten gehört. Mit dem Widerspruchsvektor \mathbf{w}_S sind die Zuschläge zu den Unbekannten aus

$$\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{C}_K \mathbf{C}_K^T)^{-1} \mathbf{C}_S^T \mathbf{w}_S = \mathbf{B}_S \mathbf{w}_S \quad \mathbf{3-7}$$

zu berechnen. Der Index K weist auf den kompletten Satz aller Beobachtungen einer Epoche hin. Die Matrix \mathbf{B}_S kann entsprechend der Inversen von \mathbf{C}_P außerhalb der Schleifen berechnet werden, da auch hier die Änderungen aufgrund der Zuschläge sehr gering sind.

Die so berechneten Positionen und die zur Berechnung der Positionierung noch nicht verwendeten Satelliten können nun in verschiedenen statistischen Tests verwendet werden, um zwischen dem korrekten Satz von Phasenvieldeutigkeiten und den falschen zu unterscheiden. Als Vorwissen fließen

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

in verschiedene Ausschlusskriterien die Längen der Basislinien zwischen den Interferometerantennen und die a priori Varianz der Phasenbeobachtungen ein. Die Kriterien für das Festhalten an einer potenziellen Lösung sind die Folgenden:

- (1) Kompatibilität der Basislängen: Die Strecke zwischen zwei Interferometerantennen ($|\mathbf{b}|$) kann a priori durch geeignete geodätische Verfahren gemessen werden. Da die Strecken zwischen den Interferometerantennen rotationsinvariant sind, kann die Streckendifferenz zwischen der a priori Messung und der mit GPS bestimmten Basislänge als Selektions- bzw. Ausschlußkriterium verwendet werden:

$$\sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2} - |\mathbf{b}| < c_{1-\alpha} \sigma_b \quad \mathbf{3-8}$$

σ_b ist die Genauigkeit der a priori bestimmten Basislänge zwischen den Interferometerantennen, und $c_{1-\alpha}$ ist eine Konstante, mit der die statistischen Eigenschaften des Kriteriums gewählt werden können (z.B. $c_{1-\alpha}=3$ entspricht einer statistischen Wahrscheinlichkeit von 99%): Dieses Kriterium kann natürlich für alle Strecken innerhalb des Interferometersystems verwendet werden.

- (2) Kompatibilität der a priori und a posteriori Beobachtungsvarianzen: Wenn die geschätzte Varianz der Phasenbeobachtungen größer als die bekannte a priori Varianz der Phasenbeobachtungen ist, kann ein potenzieller Phasenvieldeutigkeitssatz ausgeschieden werden. Um die Kompatibilität der beiden Varianzfaktoren zu überprüfen wird ein χ^2 -Test verwendet.

$$\frac{(n-1) \hat{\sigma}_0^2}{\sigma_0^2} \sim \chi_{(df, 1-\alpha)}^2 \quad \mathbf{3-9}$$

Dieser Test wird sowohl auf den Varianzfaktor einer einzelnen Beobachtungsepoche als auch auf alle Beobachtungsepochen angesetzt, die zu berechnen sind. Nachdem alle Beobachtungsepochen mit allen möglichen Integerlösungen bearbeitet wurden, wird die Kombination von Phasenvieldeutigkeiten als die wahrscheinlichste gewählt, die in beiden Tests summiert über alle Epochen die minimale Varianz hat.

- (3) Die Zuverlässigkeit der Selektion wird durch ein weiteres statistisches Testverfahren überprüft, in dem untersucht wird, ob die beste Lösung signifikant besser ist als die zweite. Wenn der Testwert aus 3-10 größer als das zugehörige F-Fraktile ist, kann davon ausgegangen werden, dass der korrekte Satz von Phasenvieldeutigkeiten geschätzt wurde.

$$\frac{\hat{\sigma}_2 - \hat{\sigma}_1}{\sqrt{\frac{\hat{\sigma}_2^2}{2n_2} + \frac{\hat{\sigma}_1^2}{2n_2}}} \cong F_{n_1, n_2, 1-\alpha} \quad \mathbf{3-10}$$

Die Zuverlässigkeit der Schätzung der Phasenvieldeutigkeiten und das Konvergenzverhalten unter praktischen Bedingungen wird in Kapitel 4.2.4 näher diskutiert.

3.3.2 UHRENFEHLER

Das Prinzip der Entfernungsbestimmung zu Satelliten und somit auch der Neigungsmessung beruht auf der Messung der Laufzeit der ausgesandten elektromagnetischen Signale nach 3-11

$$s = c\Delta t \qquad \qquad \qquad \mathbf{3-11}$$

s = gemessene Strecke

c = Lichtgeschwindigkeit

Δt = Signallaufzeit

Im Gegensatz zur vermessungstechnischen elektrooptischen Entfernungsmessung (EDM) handelt es sich bei GPS um eine einfach Laufzeitmessung ("*one-way Ranging*"). Das Signal wird an dem einen Endpunkt der Strecke im Satelliten erzeugt und die Messung der Laufzeit Δt erfolgt dann am anderen Endpunkt der Strecke im Empfänger (Bodenstation). Eine Messung der Laufzeit ist aber nur dann möglich, wenn beide Uhren, die zur Signalgenerierung und somit zur Laufzeitmessung verwendet werden, absolut synchronisiert sind. Da die Frequenzstabilität der Satelliten und Empfängeruhren neben den deterministischen auch stochastische Abweichungen von den Nominalfrequenzen aufweisen, ist eine absolute Zeitsynchronisation sowohl zwischen den Satelliten als auch zwischen Satellit und Empfänger praktisch nicht vollständig möglich. Die Annahme, dass beide Uhren absolut synchronisiert sind, ist demnach idealisiert, und bereits kleine Synchronisationsfehler von nur wenigen Nanosekunden, multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit, können sehr große Streckenfehler erzeugen (1 ns Synchronisationsfehler = 30 cm Streckenfehler). Der Uhrenfehler lässt sich entsprechend der Messanordnung in einen satellitenabhängigen Teil und einen empfängerabhängigen Teil trennen.

(1) Zur Festlegung eines gemeinsamen absoluten Zeitrahmens werden in den Satelliten Atomfrequenzstandards (Rubidium, Cäsium) verwendet, die zusammen mit der Bahnbestimmung der Satelliten durch die Kontrollstationen permanent überprüft werden. Die deterministischen Fehleranteile der Satellitenuhren werden in Polynomkorrekturmodellen repräsentiert. Diese Uhrenparameter werden dann zusammen mit den Bahndaten dem Nutzer zur Verfügung gestellt. Im Prinzip ist der Satellitenuhrenfehler räumlich stark korreliert, sodass der Fehlereinfluss durch die Differenzierung der Phasenbeobachtung vollständig eliminiert wird. Diese Annahme ist jedoch nur dann richtig, wenn die Beobachtungen an den Interferometerantennen absolut simultan erfolgen, da der Uhrenfehler mit der Zeit variiert. Speziell wenn Empfänger verschiedenen Typs in einem Interferometersystem verwendet werden, können sich die Messungen auf verschiedene Beobachtungszeitpunkte beziehen (z.B. Wübbena [1988]) und damit Restfehler in der Differenzphase entstehen. Die zu erwartenden Restfehler können im Betrag bei einigen mm liegen, wenn die Beobachtungszeitpunkte um 1 sec versetzt sind. Eine Zeitsynchronisation der Empfänger eines Interferometersystems ist demnach unbedingt erforderlich.

(2) Die Empfänger sind aus Kostengründen meist nur mit Quarzkristallfrequenzstandards ausgerüstet. Im Falle der Neigungsbestimmung mit einem GPS-Interferometersystem muss für die Modellierung des Empfängeruhrfehlers zwischen den im Kapitel 2.4 beschriebenen Hardware-Realisierungen unterschieden werden. Im Falle eines integrierten Systems mit nur einem Oszillator für alle Interferometerantennen kann durch die direkte Messung der Differenzphase der Empfängeruhrfehler eliminiert werden. Auch hier ist es aber zwingend erforderlich, dass die Beobachtungen absolut zeitgleich erfolgen. Wenn mehrere Empfänger verwendet werden, beziehen sich die einzelnen undifferenzierten Phasenbeobachtungen auf verschiedene Zeitsysteme, da jede Empfängeruhr eine eigene Zeitskala repräsentiert, die in der Regel nicht mit den Satellitenuhren zeitsynchronisiert ist. Die Differenzbildung zwischen den Messungen an den Interferometerantennen hilft hier nicht, da die Empfängeruhrfehler in beiden Empfängern unkorreliert und beliebig sind und durch die Differenzbildung nur eine Linearkombination dieser Fehler entsteht. In der Praxis wird die Synchronisation meist durch die Beobachtung eines zusätzlichen Satelliten erreicht. Unter der Annahme, dass alle Beobachtungen eines Empfängers simultan aufgezeichnet wurden, kann die Differenz der Empfängeruhrfehler entweder im Ausgleichsprozess geschätzt oder durch analytische Differenzbildung zwischen Beobachtungen ("*between satellite differencing*") von verschiedenen Satelliten eliminiert werden.

3.3.3 ATMOSPHERISCHE FEHLEREINFLÜSSE

Bei der Messung von GPS-Signalen wird angenommen, dass sich das elektromagnetische Signal radialsymmetrisch mit der Geschwindigkeit des Lichts im Vakuum ausbreitet. Auf dem Signalausbreitungsweg von der Sendeantenne des Satelliten zur Empfangsantenne dringt das elektromagnetische Signal jedoch durch verschiedene Medien, sodass das Signal gebrochen und gestreut wird. Die Brechung und die Streuung des Signals ist abhängig von den atmosphärischen Eigenschaften entlang des Signalausbreitungsweges. Prinzipiell lässt sich die Atmosphäre, die den Erdmantel umgibt, in zwei wesentliche Komponenten unterteilen. Der untere Teil von der Erdoberfläche bis zu einer Höhe von 50 km wird als Troposphäre, der obere Teil von ca. 50 km bis ca. 2000 km Höhe als Ionosphäre bezeichnet. Die Möglichkeiten zur Modellierung von Signalbrechung und Streuung in Ionosphäre und Troposphäre sind nachfolgend zusammengestellt.

(1) Wie jedes elektromagnetische Signal erfahren die GPS-Signale in der Ionosphäre durch die dispersiven Eigenschaften des ionisierten Mediums eine Signalbrechung. Die Variation der Weglänge des Signals ist proportional zu der Ionenkonzentration der Ionosphäre und kann für Phasenbeobachtungen durch die folgende Beziehung angenähert werden (siehe z.B. King et al. 1985):

$$\tau_g = 1.35 * 10^{-7} \frac{E_c}{f_1^2} \quad \mathbf{3-12}$$

Demnach ist die ionosphärische Weglängenänderung τ_g abhängig von der beobachteten Phase ϕ_1 , der Frequenz f_1 und dem integrierten Elektronengehalt E_c entlang des Signalweges. Der Elektronen-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

gehalten wird in erster Linie durch die geographische Breite, die Tageszeit, die Jahreszeit und die augenblickliche Sonnenaktivität bestimmt. Aus 3-13 ist ersichtlich, dass die Weglängenänderung des Satellitensignals von der Beobachtungsfrequenz abhängig ist. Sie kann deshalb durch die Beobachtung auf zwei unterschiedlichen Frequenzen eliminiert werden. Die Streckenverbesserung aus den Zweifrequenzdaten wird in der Regel aus der folgenden Beziehung berechnet (z.B. Lachapelle/Wade [1982], Wells et al. [1986], Oiu et al. [1995]):

$$d\phi_{ion} = \frac{-f_2^2}{(f_1^2 - f_2^2)} \left(\left(\phi_{L1} - \frac{f_1}{f_2} \phi_{L2} \right) \left(N_{L1} - \frac{f_1}{f_2} N_{L2} \right) \right) \quad \mathbf{3-13}$$

Im Fall der Neigungsbestimmung mit GPS liegen meist nur Einfrequenzdaten vor, sodass 3-13 nicht verwendet werden kann. Im Zusammenhang mit der GPS-Neigungsmessung kann jedoch davon ausgegangen werden, dass die Separation der Interferometerantennen nicht allzu groß ist (< 30 m). Die Signale, welche an den Antennen ankommen, haben daher nahezu den gleichen Signalweg durchlaufen. Die Variation des integrierten Elektronengehaltes entlang dem Signalweg ist jedoch sehr gering für eng benachbarte Signale, bzw. Signalwege. Das Signal unterliegt daher den gleichen ionosphärischen Störungen, weshalb die Störeinflüsse durch Differenzbildung der Trägerphasenmessungen weitgehend eliminiert werden.

(2) In den unteren Schichten der Atmosphäre wird die Ausbreitungsgeschwindigkeit der elektromagnetischen Wellen durch die troposphärische Refraktion verringert. Nach Hartmann/Leitinger [1984] hängt die Refraktion des Signals überwiegend von meteorologischen Parametern ab. Der Refraktionsindex n_T kann dabei durch folgende Beziehung angenähert werden:

$$n_T = 1 + 10^{-6} \left[K_1 \frac{P}{T} + K_2 \frac{e}{T} + K_3 \frac{e}{T^2} + K_4 \frac{P_{CO_2}}{T} \right] \quad \mathbf{3-14}$$

mit:

K_1, \dots, K_4 = Modellkonstanten

P = atmosphärischer Gesamtdruck in mbar

T = Temperatur in Kelvin

e = Partialdruck des Wasserdampfgehalts in mbar

P_{CO_2} = Partialdruck des Kohlendioxidgehaltes in mbar

Der Partialdruck des Kohlendioxidgehaltes wird in praktischen Anwendungen meist vernachlässigt, da der Einfluß mit nur $\pm 0.02\%$ des Brechungsindex sehr gering ist. Unter Berücksichtigung der Beziehung 3-14 und weiteren vereinfachenden Modellannahmen wurden verschiedene geschlossenen Formeln für troposphärische Streckenkorrekturen von GPS-Signalen vorgeschlagen (siehe z.B. Saastamoinen [1973], Rahnemoon [1988], Hopfield [1969]).

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

Für die troposphärischen Fehleranteile ist ebenfalls eine starke räumliche Korrelation der Fehler zu erwarten, da die Variation der Einflussparameter (Temperatur, Luftdruck) in der Regel eher gering ist. Für die Neigungsbestimmung kann deshalb davon ausgegangen werden, dass die Satellitensignale an den Interferometerantennen den gleichen troposphärischen Fehlereinflüssen unterliegen. Durch die Differenzbildung wird daher der Fehlereinfluss abhängig von der Basislänge weitgehend eliminiert.

3.3.4 FEHLER DURCH INKORREKTE BAHNPARAMETER

Die Auswertung von GPS-Messungen erfordert in der Regel die Kenntnis der Position des Satelliten zu dem Zeitpunkt, an dem ein spezifisches Satellitensignal ausgesandt wurde. Wie bereits in Kapitel 2.1.1 erwähnt, werden im Falle von GPS die Bahnparameter der Satelliten auf das Signal aufmoduliert und können damit am Empfänger dekodiert werden. Bei diesen sogenannten "*Broadcast Ephemeriden*" handelt es sich um Prädiktionen der Bahnparameter, die vom GPS-Kontrollsegment aus Beobachtungsdaten geschätzt wurden. Da es sich um prädizierte Bahnparameter handelt, sind Restfehler bei der Positionsbestimmung der Satelliten unvermeidbar. Die Größe der Restfehler, 15 Stunden nach dem letzten Bahnupdate, liegen laut Russel/Schaibly [1980] im Bereich von 2 m radial und 15 m tangential zur Bahnebene.

Für den Fall, dass keine Echtzeit Prozessierung der Daten notwendig ist, können auch Bahnparameter verwendet werden, die aus den Beobachtungsdaten des globalen Trackingnetzwerkes berechnet werden. Diese "*präzisen Ephemeriden*" weisen Genauigkeiten im Bereich von einigen dm auf (z.B. Rothacher [1994]). Wenn präzise Ephemeriden verwendet werden, sind nach 3-2 Restfehler bei der differentiellen Phasenbeobachtung im Bereich von 10^{-7} der Phasenwellenlänge zu erwarten und demnach zu vernachlässigen.

3.3.5 RELATIVISTISCHE EFFEKTE

Die Einflüsse aus allgemeiner und spezieller Relativitätstheorie müssen allgemein in der Auswertung von GPS-Beobachtungen berücksichtigt werden, da zwischen dem Satelliten und dem Empfänger auf der Erdoberfläche verschiedene Gravitationspotenziale und Geschwindigkeiten im geozentrischen System vorliegen (Yan et al. [1989], Zhu/Groten [1988]). Einflüsse von Sonne und Mond auf das Gravitationspotenzial können nach Soffel [1987] vernachlässigt werden. Die Unterschiede im Gravitationspotenzial und der Geschwindigkeiten bewirken eine Frequenzverschiebung und eine Laufzeitverzögerung des Satellitensignals.

(1) Die Frequenzverschiebung lässt sich in einen konstanten und einen periodischen Teil gliedern. Der konstante Anteil wird schon vor dem Start der Satelliten durch eine Korrektur der Oszillatorfre-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

quenz herausgenommen. Die periodischen Effekte resultieren aus der elliptischen Form der Satellitenbahn und werden durch weitere Störeinflüsse überlagert, die darauf zurückzuführen sind, dass der Satellitenorbit keine ungestörte Keplerbahn ist. Bei der absoluten Positionierung kann der verbleibende Restfehler bis zu 14 m betragen (z.B. van Dierendonck et al. [1980]), im Falle der Neigungsmessung wird dieser Fehler aber durch die Bildung der Differenzphase eliminiert.

(2) Die relativistische Laufzeitverzögerung ergibt sich dadurch, dass sich Strahlungspartikel in einem höheren Gravitationspotential langsamer ausbreiten als in einem geringeren Potenzial. Die Größe der Laufzeitverzögerung ist dabei von der geometrischen Konfiguration des Satelliten, des Empfängers und des Massenschwerpunkts der Erde abhängig. Bei GPS-Messungen berichten Zhu/Groten [1988] von maximalen Fehlern von 19 mm bei undifferenzierten Phasenbeobachtungen. Durch die Differenzbildung kann der Fehler Δt auf maximal $\Delta t = 7 \text{ mm} + 0.001 \text{ ppm}$ reduziert werden. Für die Abschätzung des Restfehlers nach der Differenzbildung wurde jedoch eine Antennenseparation von 7000 km angenommen, so dass bei den sehr kurzen Basislinien, wie sie bei der Neigungsmessung verwendet werden, dieser Fehlereinfluss vernachlässigt werden kann.

3.3.6 SELECTIVE AVAILABILITY

Bei der Planung von GPS war der C/A-Code ("*Coarse Acquisition-Code*") dazu gedacht, dass GPS-Empfänger schnellen Zugang zum P-Code Signal erhalten konnten. Während der P-Code verschlüsselt und damit nur zugänglich für autorisierte Nutzer sein sollte, war der C/A-Code unverschlüsselt und somit für zivile und nicht autorisierte Nutzer frei. Ursprünglich wurden für den C/A-Code Positionierungsgenauigkeiten von 400 m erwartet; die ersten Versuche zeigten jedoch, dass die Genauigkeit eher bei 20-40 m lag. Diese unerwartete Situation zwang die amerikanische Regierung, die Sicherheitsaspekte neu zu überdenken, wenn Positionen mit dieser Genauigkeit in Echtzeit für jeden verfügbar waren. Als Konsequenz wurden auf sämtlichen Block II Satelliten Verfahren zur absichtlichen Verschlechterung des Signals eingeführt ("*Selective Availability*"). Autorisierte Nutzer sollten dann einen geheimen Algorithmus verwenden, um die Fehler durch Selective Availability (SA) rückgängig machen zu können. SA äußert sich in zwei Hauptkomponenten: der Manipulation der Satellitenbahn- und einer Frequenzänderung der Satellitenuhr. Die Frequenzänderung der Satellitenuhr bewirkt eine schnellere Variation der Messdaten mit einer geringen Amplitude und einer Periode von wenigen Sekunden bis Minuten. Die Änderung der Orbitparameter bewirkt einen großen Streckenfehler, der sich mit einer Periode von einigen Stunden und einer maximalen Amplitude von ca. 100 m langsam ändert (Kremer et al. [1990], Tolman et al. [1990]).

Im Falle der GPS-Neigungsmessung kann davon ausgegangen werden, dass die Fehler die durch SA hervorgerufen werden, räumlich und zeitlich stark korreliert sind. Durch die Messung der Differenzphase werden damit die Fehlereinflüsse eliminiert. Wenn mehrere Empfänger für die Neigungsbe-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

stimmung verwendet werden, ist es extrem wichtig, dass die Empfänger sehr gut synchronisiert sind, denn durch die zeitliche Dekorrelation der Frequenzänderung können schon bei geringen Zeitunterschieden beträchtliche Fehler auftreten. Kremer et al. [1990] berichten von Fehlern für Pseudorangebeobachtungen in der Größenordnung von 3 m über 30 sec. Wenn gleiche Empfängertypen und Phasenbeobachtungen für die Messung verwendet werden, zeigen Toleman et. al [1990] und Allen/Dewery [1993], dass selbst bei mittleren (280 km) und großen Basislinien (1300 km) Basisliniengenauigkeiten im Bereich von 10-20 ppm erreicht werden können. Wenn dieses Szenario auf die bei der flugzeuggetragenen Neigungsmessung verwendeten kurzen Basislinien übertragen wird (<30 m), sind Basislinienfehler im Bereich von $3 \cdot 10^{-4}$ zu erwarten, was für die augenblicklich zu erreichenden Genauigkeiten zu vernachlässigen ist.

Seit 1. Mai 2000 wurde auf Beschluss des Amerikanischen Kongresses die Selective Availability ausgeschaltet, sodass dieser Fehlereinfluss zukünftig nicht mehr relevant ist.

3.3.7 EINFLUSS VON FEHLERN IN DER NÄHERUNGSPPOSITION

Prinzipiell kann die Neigungsmessung mit GPS auch als Positionsbestimmung einer Interferometerantenne relativ zu der anderen angesehen werden. Zur Auswertung der Daten, speziell zur Schätzung der Phasenvieldeutigkeiten, werden in der Regel die Position einer Interferometerantenne festgehalten und die Koordinaten der restlichen Antennen relativ zu dieser Referenzantenne bestimmt. Im folgenden soll abgeschätzt werden, wie sich ein Koordinatenfehler in der Position der Referenzantenne auf die geschätzten Winkel, bzw. die gemessene Differenzphase auswirkt.

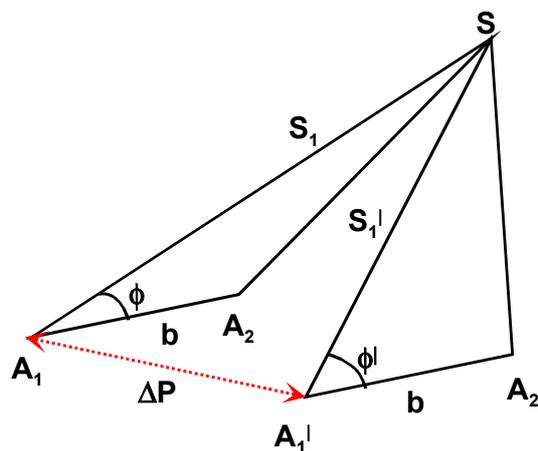


Abbildung 3-1: Einfluß fehlerhafter Näherungskordinaten der Referenzantenne

Abbildung 3-1 veranschaulicht die zu Grunde liegenden geometrischen Beziehungen. Der Winkel Φ zwischen dem Basisvektor $A_1A_2 = \mathbf{b}$ und dem Vektor zwischen Satellit und Referenzantenne $A_1S = \mathbf{S}_1$ berechnet sich aus:

$$\cos \phi = \frac{\mathbf{S}_1 \mathbf{b}}{|\mathbf{S}_1| |\mathbf{b}|}$$

3-15

$$\cos \phi = \frac{(X_2 - X_1)(X_S - X_1) + (Y_2 - Y_1)(Y_S - Y_1) + (Z_2 - Z_1)(Z_S - Z_1)}{\sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2} \sqrt{(X_S - X_1)^2 + (Y_S - Y_1)^2 + (Z_S - Z_1)^2}}$$

Dabei sind (X_1, Y_1, Z_1) die Koordinaten des Punktes A_1 , (X_2, Y_2, Z_2) die Koordinaten des Punktes A_2 und (X_S, Y_S, Z_S) die Koordinaten des Satelliten S. Die Richtungskosinus der Vektoren \mathbf{S}_1 und \mathbf{b} in einem kartesischen Koordinatensystem sind definiert durch:

$$\cos \alpha_b = \frac{X_2 - X_1}{b} \quad \cos \beta_b = \frac{Y_2 - Y_1}{b} \quad \cos \gamma_b = \frac{Z_2 - Z_1}{b}$$

3-16

$$\cos \alpha_S = \frac{X_S - X_1}{S_1} \quad \cos \beta_S = \frac{Y_S - Y_1}{S_1} \quad \cos \gamma_S = \frac{Z_S - Z_1}{S_1}$$

mit

$$\mathbf{b} = \sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2}$$

3-17

$$\mathbf{S}_1 = \sqrt{(X_S - X_1)^2 + (Y_S - Y_1)^2 + (Z_S - Z_1)^2}$$

Mit Hilfe der Beziehungen 3-16 und 3-17 kann nun 3-15 umgeschrieben werden zu:

$$\cos \phi = \cos \alpha_b \cos \alpha_S + \cos \beta_b \cos \beta_S + \cos \gamma_b \cos \gamma_S$$

3-18

Da der Fehler des Winkels ϕ in Abhängigkeit von den Koordinatenfehlern abgeschätzt werden soll, wird das totale Differential gebildet:

$$\begin{aligned} -\sin \phi \delta \phi = & -\sin \alpha_b \cos \alpha_S \delta \alpha_b - \cos \alpha_b \sin \alpha_S \delta \alpha_S \\ & -\sin \beta_b \cos \beta_S \delta \beta_b - \cos \beta_b \sin \beta_S \delta \beta_S \\ & -\sin \gamma_b \cos \gamma_S \delta \gamma_b - \cos \gamma_b \sin \gamma_S \delta \gamma_S \end{aligned}$$

3-19

Bei der Auswertung von Basislinien lässt sich der Koordinatenfehler der Referenzstation als Parallelverschiebung des Vektors $A_1 A_2$ interpretieren, bei dem die Länge des Vektors und seine Richtung konstant bleiben. Damit werden die Ableitungen nach $\alpha_b, \beta_b, \gamma_b$ zu 0, sodass 3-19 vereinfacht werden kann zu:

$$-\sin \phi \delta \phi = -\cos \alpha_b \sin \alpha_S \delta \alpha_S - \cos \beta_b \sin \beta_S \delta \beta_S - \cos \gamma_b \sin \gamma_S \delta \gamma_S$$

3-20

Aus den Beziehungen für die Richtungskosinus 3-16 ergibt sich bei Differentiation nach $\alpha_S, \beta_S, \gamma_S$:

$$-\sin \alpha_S \delta \alpha_S = -\frac{\delta X_1}{S_1} + \left(\frac{X_S - X_1}{S_1} \right) \frac{\delta S_1}{S_1}$$

$$-\sin \beta_S \delta \beta_S = -\frac{\delta Y_1}{S_1} + \left(\frac{Y_S - Y_1}{S_1} \right) \frac{\delta S_1}{S_1}$$

3-21

$$-\sin \gamma_S \delta \gamma_S = -\frac{\delta Z_1}{S_1} + \left(\frac{Z_S - Z_1}{S_1} \right) \frac{\delta S_1}{S_1}$$

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

mit der Beziehung für δS_1 aus der Differentiation von 3-17:

$$\delta S_1 = \frac{-(X_S - X_1)\delta X_1 - (Y_S - Y_1)\delta Y_1 - (Z_S - Z_1)\delta Z_1}{S_1} \quad 3-22$$

Zur Vereinfachung wird nun, in Analogie zu Vanicek et al. [1984], eine Koordinatentransformation $(X_i, Y_i, Z_i) \rightarrow (x_i, y_i, z_i)$ durchgeführt, bei dem das neue Koordinatensystem wie folgt festgelegt wird:

- x-Achse ist gleich dem Basislinienvektor zwischen A_1 und A_2
- z-Achse liegt in der Ebene Basislinie Satellit
- y-Achse vervollständigt das rechtshändige Koordinatensystem

Danach gelten die folgenden Vereinfachungen:

$$\begin{aligned} x_2 - x_1 &= b & y_s - y_1 &= 0 & y_1 &= y_2 & z_1 &= z_2 \\ \cos \alpha_b &= 1 & \cos \beta_b &= \cos \gamma_b & &= 0 & \cos \gamma_s &= 0 \end{aligned}$$

und somit

$$\begin{aligned} \phi &= \alpha_s \\ S_1 &= \sqrt{(x_s - x_1)^2 + (z_s - z_1)^2} \\ \cos \phi &= \cos \alpha_s = \frac{x_s - x_1}{S_1} \end{aligned} \quad 3-23$$

was dann für die Differentiale des Winkels folgende Beziehung ergibt:

$$\begin{aligned} \delta S_1 &= \frac{-(x_s - x_1)\delta x_1 - (z_s - z_1)\delta z_1}{S_1} \\ -\sin \phi \delta \phi &= -\sin \alpha_s \delta \alpha_s = -\frac{\delta x_1}{S_1} + \left(\frac{x_s - x_1}{S_1} \right) \frac{\delta S_1}{S_1} \\ &= -\frac{\delta x_1}{S_1} + \left(\frac{x_s - x_1}{S_1} \right) \left(\frac{-(x_s - x_1)\delta x_1 - (z_s - z_1)\delta z_1}{S_1^2} \right) \\ &= -\frac{\delta x_1}{S_1} - \left(\frac{(x_s - x_1)^2 \delta x_1 + (x_s - x_1)(z_s - z_1)\delta z_1}{S_1^3} \right) \end{aligned} \quad 3-24$$

Wenn nun wieder die Richtungskosinus eingeführt und die Terme für δx_1 und δz_1 zusammengefasst werden, so ergibt sich:

$$\begin{aligned} -\sin \phi \delta \phi &= \frac{1}{S_1} (\sin^2 \alpha_s \delta x_1 - \cos \alpha_s \sin \alpha_s \delta z_1) \\ &= \frac{1}{S_1} (\sin^2 \phi \delta x_1 - \cos \phi \sin \phi \delta z_1) \end{aligned} \quad 3-25$$

Daraus folgt für $\delta \phi$ unter der Annahme, dass der Koordinatenfehler für beide Koordinatenrichtungen gleich groß ist $\delta x_1 = \delta z_1 = \delta p$:

$$\begin{aligned}\delta\phi &= \frac{1}{S_1}(\sin\phi - \cos\phi)\delta p \\ &= f(\phi)\delta p\end{aligned}$$

3-26

Aus 3-26 ist demnach zu ersehen, dass der Winkelfehler demnach in guter erster Näherung von der Winkelstellung des Satelliten relativ zur Basislinie und von der Größe des Positionsfehlers abhängig ist. Abbildung 3.2 zeigt den Term $f(\phi) = 1/S_1(\sin\phi - \cos\phi)$ für $\phi = -\pi$ bis $+\pi$ unter der Annahme, dass die Strecke zwischen Satellit und Referenzantenne durchschnittlich $S_1 = 20000$ km beträgt.

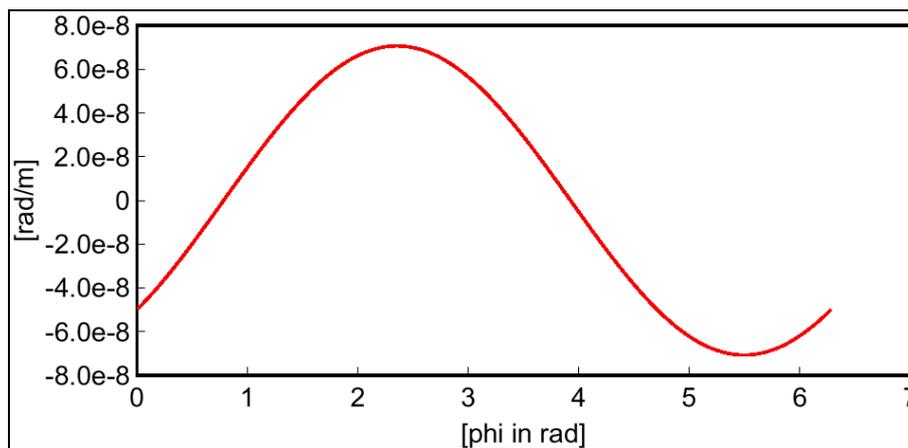


Abbildung 3-2: Funktion $f(\phi)$ in Abhängigkeit von ϕ

Der Maximalwert der Funktion von $7.1 \cdot 10^{-8}$ rad/m wird für den Winkel 135° bzw. 315° erreicht. Die Genauigkeit photogrammetrischer Winkel liegt bei hochpräzisen Anwendungen bei einigen mgon. Dementsprechend wäre also ein maximaler Winkelfehler von $0.005^\circ = 8.7 \cdot 10^{-5}$ rad tolerierbar. Die Referenzantennenposition müsste somit besser als 1 km bestimmt sein, um unterhalb des maximal tolerierbaren Fehlers zu bleiben. Die Genauigkeit von 1 km ist jedoch mit absoluten GPS-Pseudorange-Lösungen sehr einfach zu erreichen und kann daher im Falle der GPS-Neigungsbestimmung im weiteren vernachlässigt werden.

3.3.8 VARIATION DES ANTENNENPHASENZENTRUMS

Bei der Messung elektromagnetischer Wellen, insbesondere bei Distanzmessungen zu Satelliten, erhebt sich die Frage, wo der geometrische Punkt der Antenne zu lokalisieren ist, auf den sich die gemessene Distanz bezieht. Man kann sich leicht vorstellen, dass durch Konstruktionsungenauigkeiten das elektrische Zentrum der Antenne nicht unbedingt mit dem geometrischen Zentrum zusammenfällt. Wie verschiedene Untersuchungen gezeigt haben (Tranquilla [1986], Geiger [1988]), bleibt das elektrische Zentrum (Antennenphasenzentrum) nicht konstant, sodass die Antenne leider nicht in einem einmaligen Prozess kalibriert werden kann. Vielmehr ist eine Abhängigkeit des Phasenzentrums vom Einstrahlwinkel des Satellitensignals und vom Antennentyp erkennbar (z.B. Geiger [1988]).

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

Die Differenz des Antennenphasenzentrums zum geometrischen Zentrum der Antenne bewirkt einen Streckenfehler in der gemessenen Differenzphase. Ausgehend von der Annahme, dass das reale Phasenzentrum einen Weg um ein "mittleres" Phasenzentrum \mathbf{p} beschreibt, kann dieser Streckenfehler durch einen konstanten Anteil und einen von der Satellitenkonstellation abhängigen Anteil modelliert werden:

$$\Delta r(\phi, \lambda) = \mathbf{p}^T \mathbf{e} + \delta r(\phi, \lambda) \quad \mathbf{3-27}$$

mit:

$\Delta r(\phi, \lambda)$ Einfluß des variablen Phasenzentrums auf die Streckenmessung zwischen Satellit und Empfänger

\mathbf{p} Offsetvektor des "mittleren" Phasenzentrums zum geometrischen Zentrum der Antenne

\mathbf{e} Einheitsvektor in Richtung Empfänger zu Satellit

$\delta r(\phi, \lambda)$ konstellationsabhängiger Einfluß auf die Streckenmessung

Der konstante Fehleranteil \mathbf{p} kann durch eine Laborkalibrierung ermittelt werden (Sims [1985]) und wird deshalb im folgenden nicht weiter betrachtet. Für verschiedene Antennentypen separiert Geiger [1988] die konstellationsabhängige Distanzfehlerfunktion $\delta r(\phi, \lambda)$ in einen funktionalen Anteil für die Satellitenelevation und einen Anteil für das Azimut des Satelliten:

$$\delta r(\phi, \lambda) = f(\phi) g(\lambda) \quad \mathbf{3-28}$$

Häufig findet man für die gebräuchlichsten Antennentypen rotationssymmetrische ($g(\lambda) = 1$) (z.B. Kreuzdipolantenne) oder punktsymmetrische ($g(\lambda) = g(\lambda + 180^\circ)$) (z.B. Wendelantennen) Distanzfehlerfunktionen.

Die Distanzfehlerfunktion für die in GPS-Anwendungen sehr häufig verwendete Micro-Strip Antenne kann durch folgendes Modell angenähert werden:

$$\delta r(\phi, \lambda) = A \sin \phi \cos(\lambda - a_0) \quad \mathbf{3-29}$$

a_0 ist die azimutale Orientierung der Antenne. Der Betrag von A kann Größenordnungen von 3-5 cm annehmen, sodass sich für die Distanzfehlerfunktion für eine Micro-Strip Antenne eine Fehlerverteilung wie in Abbildung 3-3 gezeigt ergibt

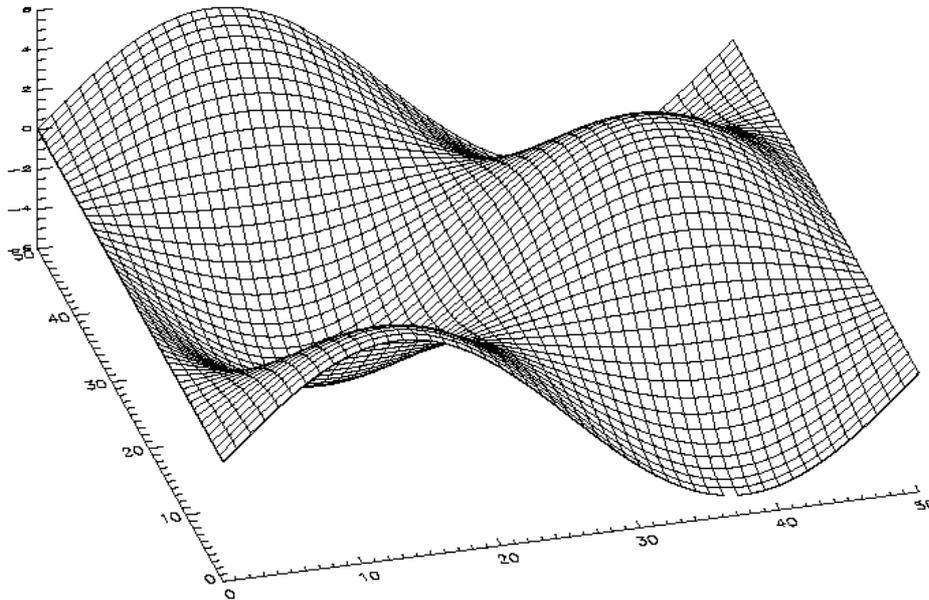


Abbildung 3-3: Distanzfehlerfunktion $r(\phi, \lambda)$ für eine typische Micro-Strip-Antenne

Die maximale Variation der Strecke für eine Antenne kann bis zu 5 cm betragen. Das bisher gezeigte Funktionalmodell für die Antennenphasenzentrumsvariation bezieht sich auf den Fall, dass nur eine Antenne verwendet wird. Für die interferometrische Messung muss die Differenz der Distanzfehlerfunktionen beider Antennen betrachtet werden. Unter der Voraussetzung, dass Antennen gleicher Bauart mit gleicher Orientierung a_0 und ähnlichem Fehlverhalten verwendet werden, ist zu erwarten dass die Fehler durch die Differenzbildung weitgehend eliminiert werden. Kritischer ist zu bewerten wenn heterogene Empfängerkombinationen mit unterschiedlichen Antennen für die Neigungsbestimmung verwendet werden, oder wenn die Antennen gleicher Bauart in azimuthaler Richtung nicht gleich ausgerichtet sind. In diesen Fällen kann nicht davon ausgegangen werden, dass die Antennenphasenzentrumsvariationen durch die Differenzbildung eliminiert wird. Bei der GPS-Neigungsmessung ist daher strengstens darauf zu achten, dass baugleiche Antennen verwendet werden sollten und dass die azimuthale Orientierung der Antennen gleich ist. Darüber hinaus erfordern die hohen Genauigkeitsanforderungen bei der GPS-Neigungsmessung eine hohe mechanische und elektrische Qualitätskontrolle.

3.3.9 MEHRWEGEINFLÜSSE (MULTIPATH)

Unter einem Mehrwegesignal versteht man den Anteil eines GPS-Signals, der nicht den direkten Weg vom Satelliten zum Empfänger zurückgelegt hat, sondern entlang des Ausbreitungsweges reflektiert oder gestreut wurde. Bei der Messung überlagern sich das direkte Signal und die Mehrwegesignale, sodass das gemessene Gesamtsignal fehlerbehaftet ist. Die Mehrwegesignale bewirken eine Signal-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

verzögerung und eine Änderung der Signalstärke (siehe z.B. Becker [1994], Gregoriadou/Kleusberg [1988]). Die unterschiedlichen Weglängen resultieren aus einer Reflexion des Signals entweder am Satelliten ("Satellite Multipath") oder in der Umgebung des Empfängers ("Receiver Multipath"). Für differenzielle Positionierung mit kurzen Basislinien und damit auch für die Neigungsbestimmung mit GPS heben sich die Effekte der Satellitenmehrwege durch die Differenzbildung heraus (Young et al. [1985]). Deshalb beziehen sich von nun an sämtliche Betrachtungen auf Mehrwegeeffekte am Empfänger. Die Gestalt und die Größe der Mehrwegeeffekte hängen von verschiedenen Faktoren ab. Dies sind u.a. (Becker [1994]):

- das Material und die Oberflächenbeschaffenheit des Reflektors
- die Form des Reflektors
- der Einfallswinkel des Satellitensignals
- das Antennendiagramm der Empfangsantenne

Diese Faktoren sind überwiegend in der unmittelbaren Nähe der Empfangsantenne wirksam, weswegen die räumliche Korrelation des Mehrwegesignals sehr schnell abklingt. Für die GPS-Neigungsmessung bedeutet dies, dass Mehrwegeeffekte durch die Messung der Differenzphase in der Regel nicht eliminiert werden können, da die Reflektivität der Antennenumgebungen des Interferometers unterschiedlich ist. Eine genaue Betrachtung des Mehrwegempfangs ist daher für die GPS-Neigungsbestimmung von besonderer Bedeutung.

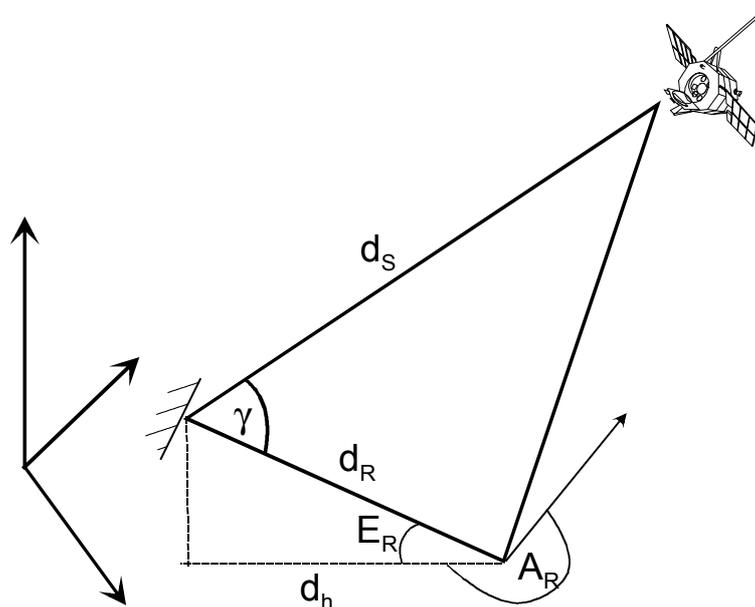


Abbildung 3-4: Geometrie des Mehrwegempfangs

Der Weglängenunterschied Δr zwischen dem direkten Signal und dem reflektierten Signal kann mit Hilfe des Vektors zwischen dem Reflektor und dem Empfänger d_R und dem Winkel γ im Dreieck Empfänger, Reflektor und Satellit ausgedrückt werden (siehe Abbildung 3-4 und Becker et al. [1994]):

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

$$\Delta r = |d_R| + |d_S| \cos(\gamma) \quad \mathbf{3-30}$$

Wenn nun der Vektor \mathbf{d}_R und der Winkel γ als Funktion der Elevation, der Horizontalstrecke zwischen Empfänger und Reflektor und Azimut des Reflektors dargestellt werden, kann der Streckenfehler Δr aus 3-30 umgeschrieben werden zu:

$$\cos \gamma = \frac{\mathbf{d}_R \mathbf{d}_S}{|\mathbf{d}_R| |\mathbf{d}_S|} = \frac{\Delta X_R \Delta X_S + \Delta Y_R \Delta Y_S + \Delta Z_R \Delta Z_S}{|\mathbf{d}_R| |\mathbf{d}_S|}$$

mit:

$$\Delta X_R = d_h \cos(A_R) \quad \Delta Y_R = d_h \sin(A_R) \quad \Delta Z_R = d_h \tan E_R \quad |d_R| = \frac{d_h}{\cos E_R}$$

und:

3-31

$$a = \frac{\Delta X_S}{|\mathbf{d}_S|} \quad b = \frac{\Delta Y_S}{|\mathbf{d}_S|} \quad c = \frac{\Delta Z_S}{|\mathbf{d}_S|}$$

folgt:

$$\Delta r = d_h \left[\frac{1}{\cos(E_R)} + a \cos(A_R) + b \sin(A_R) + c \tan(E_R) \right]$$

Die Mehrwegstrecke ergibt sich mit Hilfe der Wellenlänge des Signals zu einer Phasenmessung ϕ_m des Mehrwegsignals:

$$\phi_m = N_m \frac{2\pi}{\lambda} + (\Delta r - N_m \lambda) \frac{2\pi}{\lambda} - \phi_m (\Delta r - N_m \lambda) \frac{2\pi}{\lambda} \quad \mathbf{3-32}$$

mit N_m :

$$N_m = \text{integer} \left(\frac{\Delta r}{\lambda} \right) \quad \mathbf{3-33}$$

Der Intergeranteil kann dabei vernachlässigt werden, da die Phasenmessung nur innerhalb einer Wellenlänge eindeutig ist. Die Phase ϕ_m , die sich durch den Signalumweg ergeben hat, wird nun mit dem direkten Signal im Empfänger superponiert. Somit kann das gemessene Signal dargestellt werden durch:

$$\phi_{\text{gemessen}} = \phi_{\text{direkt}} + \psi(\phi_m) \quad \mathbf{3-34}$$

mit dem Phasenfehler ψ (siehe Becker et al. [1994]):

$$\psi = \arctan \left(\frac{\alpha \sin(\phi_m)}{1 + \alpha \cos(\phi_m)} \right) \quad \mathbf{3-35}$$

α ist der Reflexionsfaktor, der die Stärke des Mehrwegsignals charakterisiert. In der Regel ist das reflektierte Signal schwächer als das direkte, sodass α größer als 0 und kleiner als eins ist ($\alpha \in [0, 1]$). Für ein gegebenes α kann mit Hilfe der Gleichung 3-35 der maximal mögliche Phasenfehler $\psi(\max)$ abgeschätzt werden. Der Phasenfehler ψ ist maximal wenn $\alpha = 1$ ist und das Argument der Arcustangensfunktion gegen Unendlich wächst. Wenn $\phi = \pi$ wird der Quotient zu 0 dividiert durch 0. Der Grenzwert der Funktion kann jedoch abgeschätzt werden zu:

$$\lim_{\phi \rightarrow \pi} \frac{\sin \phi}{1 + \cos \phi} = \lim_{\phi \rightarrow \pi} \frac{\cos \phi}{-\sin \phi} = \frac{1}{0} = \infty \quad \mathbf{3-36}$$

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

Wenn das Funktionsargument gegen Unendlich geht wird $\psi(\max) = 90^\circ$ und der maximale Fehler der Phasenmessung auf dem GPS L1 Signal (1.57542 Ghz) kann damit 4.8 cm werden. Abbildung 3-5 zeigt den theoretischen Verlauf des Phasenfehlers durch Multipath für einen Reflektor mit dem Reflexionsfaktor ($\alpha=0.5$), der 5 m entfernt ist und oberhalb des Empfängers ($E_R=15^\circ$, $A_R=0^\circ$) liegt.

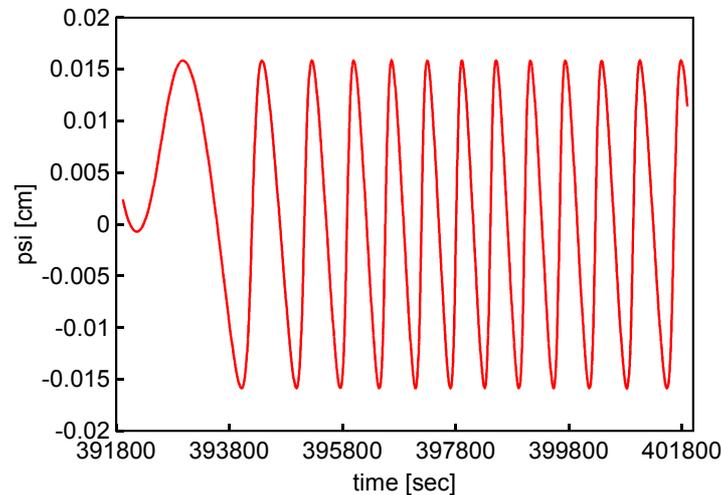


Abbildung 3-5: Typischer Fehler durch Multipath

Bei den sehr kurzen Basislinien, die zur GPS-Neigungsmessung verwendet werden, wirken sich Fehler dieser Größenordnung erheblich auf die Genauigkeit der zu bestimmenden Winkel aus. Es ist daher unbedingt notwendig, die Position der Antenne so zu wählen, dass keine oder möglichst geringe Mehrwegeinflüsse auftreten. Eine weitere Reduktion von Mehrwegeinflüssen kann durch die Verwendung von speziellen Antennen erreicht werden. In statischen Anwendungen können z.B. Choking-Antennen mit einer speziell ausgeformten, zur Reduktion von Multipath dienenden Bodenplatte verwendet werden. Diese Antennenbodenplatten sind jedoch sehr groß, sodass ein Einsatz auf dem Flugzeug selten möglich ist. Eine weitere Möglichkeit zur Reduktion von Mehrwegeinflüssen sind Richtantennen, da durch eine spezielle Auslegung des Antennen-Gain-Patterns nur Signale aus der expliziten Richtung eines Satelliten empfangen werden. Eine genaue Steuerung und der schnelle Wechsel der Apertur der Antennen ist bei der Herstellung bisher nur bedingt möglich, weshalb Richtantennen in der Praxis bisher nur eine geringe Verbreitung finden. Über die Reduktion von Mehrwegeinflüssen hinaus kann durch die optimierte Auslegung des Antennen Gain Patterns bei Richtantennen eine Verbesserung des Signal/Rausch Verhältnisses und somit eine höhere Beobachtungsgenauigkeit erreicht werden (siehe Abbildung 3-6).

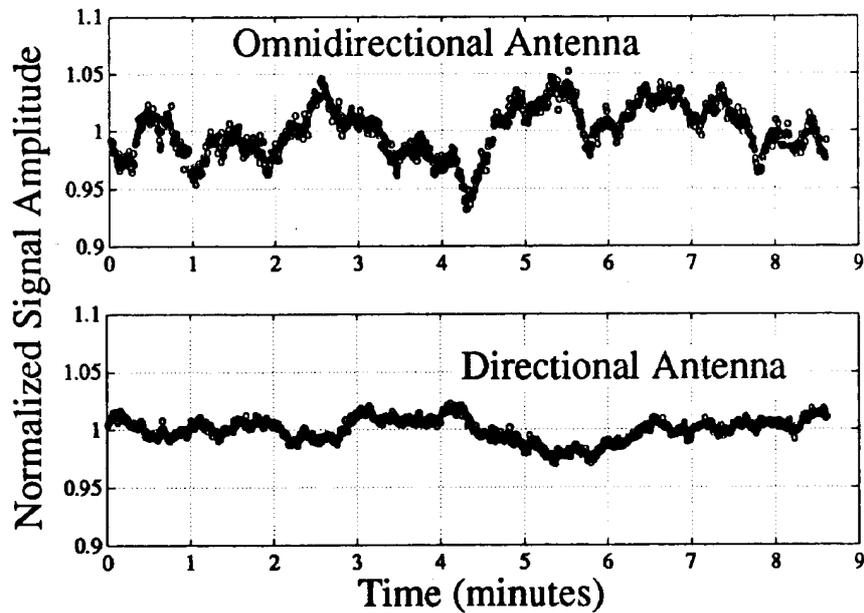


Abbildung 3-6: Vergleich zwischen Richtantennen und omnidirektionalen Antennen (aus Cohen/Parkinson [1991])

Für die rechnerische Korrektur von Mehrwegeinflüssen über kurze Basislinien wurden verschiedene Verfahren vorgeschlagen, welche die Residuen der Phasenbeobachtungen bzw. das Signal/Rausch Verhalten analysieren (Becker et al. [1994], Becker [1995], Axelrad et al. [1994], Cohen/Parkinson [1991a], Cohen/Parkinson [1991b]). Bei den Verfahren, welche die Phasenresiduen verwenden, wird davon ausgegangen, dass durch die Differenzbildung die meisten der konventionellen Fehlereinflüsse eliminiert werden. Der resultierende Phasenfehler kann daher voll Mehrwegeinflüssen zugeordnet werden. Da sich die Geometrie und die Reflektivität zwischen Empfänger und Reflektor üblicherweise nicht ändert, können die Basislinienkomponenten (d_h , E_R , A_R) des Vektors zwischen dem Empfänger und dem Reflektor sowie der Reflexionsfaktor aus den Residuen der Phasenbeobachtungen geschätzt werden. Für die Kleinste-Quadrate-Schätzung der Basislinienkomponenten werden Beobachtungsgleichungen aus 3-37 gebildet. Die linearisierten Fehlergleichungen ergeben sich zu:

$$\delta = \frac{\partial \psi}{\partial d_h} \partial d_h + \frac{\partial \psi}{\partial E_R} \partial E_R + \frac{\partial \psi}{\partial A_R} \partial A_R + \frac{\partial \psi}{\partial \alpha} \partial \alpha - (\psi_{obs} - \psi_0) \quad \mathbf{3-37}$$

was der generellen Form der vermittelnden Ausgleichung entspricht. Die partiellen Ableitungen der Funktion ψ nach den Basislinienkomponenten und dem Reflexionsfaktor lauten:

$$\frac{\partial \psi}{\partial \alpha} = \frac{\cos^2 \psi \sin \phi}{(1 + \alpha \cos \phi)^2}$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial d_h} = \frac{\cos^2 \psi \alpha (\cos \phi + \alpha)}{(1 + \alpha \cos \phi)^2} \frac{\partial \phi}{\partial d_h} = \frac{\cos^2 \psi \alpha (\cos \phi + \alpha)}{(1 + \alpha \cos \phi)^2} \left[\frac{1}{\cos E_R} + a \cos A_R + b \sin A_R + c \tan E_R \right]$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial E_R} = \frac{\cos^2 \psi \alpha (\cos \phi + \alpha)}{(1 + \alpha \cos \phi)^2} d_h \left[\frac{-\tan E_R}{\cos E_R} + \frac{c}{\cos^2 E_R} \right]$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial A_R} = \frac{\cos^2 \psi \alpha (\cos \phi + \alpha)}{(1 + \alpha \cos \phi)^2} d_h [-a \sin A_R + b \cos A_R]$$
3-38

Unter Verwendung der Beziehungen 3-37 und 3-38 können somit die Parameter für das Mehrwegekorrekturmodell geschätzt werden. Eine empirische Analyse über das Verhalten der Mehrwegekorrekturmodelle mit realen Daten wird in Kapitel 4.2.3 dargelegt.

3.3.10 STRUKTURELLE DEFORMATIONEN DES FLUGZEUGKÖRPERS

Bei den bisherigen Betrachtungen der GPS-Neigungsmessung wurde davon ausgegangen, dass die Koordinaten der Empfängerantennen im körperfesten Koordinatensystem bekannt und zeitinvariant sind. Diese Annahme kann unter realen Bedingungen jedoch nur selten strikt eingehalten werden, da die Antennen auf deformierbare Körper montiert sind. Speziell bei flugzeuggetragenen Anwendungen wirken während der Befliegung aerodynamische Kräfte auf den Flugzeugrumpf und die Flügel. Durch die Krafteinwirkung wird die Flugzeugstruktur im Vergleich zur Ruhelage deformiert. Speziell die Flugzeugflügel sind durch eine direkte Krafteinwirkung leicht deformierbar. Die relativen Positionen der Antennen im körperfesten Koordinatensystem werden in einer Kalibrierungsmessung bestimmt, in der sich das Flugzeug in der Ruhelage befindet, weshalb nur das Eigengewicht als Flügellast auftritt. Während der Befliegung treten durch die wirkenden aerodynamischen Kräfte permanent Änderungen in der Antennenkonfiguration auf. Die Größe der Deformation hängt von der Elastizität des Flügelmaterials, der Flügellänge, dem Flügelquerschnitt und der Lastverteilung auf dem Flügel ab. Elastizität, Länge und Querschnitt des Flügels sind nur von dem verwendeten Flugzeugtyp abhängig und bleiben während der gesamten Befliegung konstant. Die ausschlaggebende Größe für die Deformation ist demnach die Flügellast. In der Aerodynamik werden für die Berechnungen der Deformation vereinfachte Modelle für die Lastverteilung verwendet. Als Modell gilt in erster Näherung ein gleichmäßig umströmter, spiegelsymmetrischer Flugzeugkörper unter windstillen Bedingungen (Kutter [1983], Eberhardt [1927]). Für eine auf den Flügeln gleich verteilte Last berechnet sich die Größe der Deformation aus (Kutter [1983]):

$$f = \frac{q l^4}{8EI}$$
3-39

q ist die Flügellast, l die Länge des Flügels, E ist das vom Flügelmaterial abhängige Elastizitätsmodul und I das vom Flügelquerschnitt abhängige Trägheitsmoment des Flügels. Die Größe der Flügellast q wird in erster Näherung von der Flugzeuggeschwindigkeit und dem bestehenden Luftdruck (Flughö-

Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung

he) bestimmt. Da es sich bei den Flugzeugen um spiegelsymmetrische Körper handelt und die Last auf beiden Flügeln gleich verteilt ist, sind die Deformationen im idealisierten Fall an beiden Flügeln gleich. Eigenschwingungen z.B. durch Propellervibration sind aufgrund der speziellen Flügelform und der daraus resultierenden Dämpfungseigenschaften der Flügel vernachlässigbar gering.

Die Flügeldeformation wird ein Anheben der Flügel gegenüber der Ruhelage sein, da die Flügel - um Auftrieb zu erreichen - Druck von unten benötigen. Es ist daher möglich, die Deformation als zusätzliche Unbekannte in der Transformation zwischen dem körperfesten Koordinatensystem und dem WGS 84 zu schätzen. Die Fehlergleichungen für die Koordinatenkomponenten der Flügelantennen erweitern sich unter Berücksichtigung des zusätzlichen Offsets ($wf = \text{"Wing Flex"}$). Als Unbekannte der Transformation werden die Winkelkomponenten α , β , γ und die Flügeldeformation wf geschätzt (siehe auch Cannon et al [1994] und Cohen/Parkinson [1992], Cohen et al. [1994]):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS84} = \mathbf{R}(\alpha, \beta, \gamma) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z + wf \end{bmatrix}_{BF} \quad \mathbf{3-40}$$

Das Modell des gleichmäßig umströmten, spiegelsymmetrischen Körpers unter windstillen Bedingungen, für den die oben stehenden Betrachtungen zutreffen, ist in der Praxis häufig jedoch nicht korrekt. Speziell die Bedingung der Windstille und die Annahme, dass der Windvektor frontal auf die Flügel angreift, ist meist nicht gerechtfertigt. In Realität setzt sich der auf die Flügel wirkende aktuelle Windvektor aus einer Komponente in Flugrichtung und einer Komponente des wetterbedingten Windvektors zusammen. Das Flugzeug ist daher nicht gleichmäßig umströmt und die Flügeldeformation wird an beiden Flügelantennen unterschiedlich sein. Durch Böen und Turbulenzen wird sich die Richtung des wetterbedingten Windvektors schnell ändern und kann deswegen nicht mit einfachen Modellen beschrieben werden. Eine vollständige Modellierung der Flügellast ist daher nur möglich, wenn der Betrag und die Richtung des wetterbedingten Windvektors und der augenblickliche Luftdruck zum Zeitpunkt der Neigungsbestimmung bekannt sind. Im Prinzip ist eine Messung dieser Größen zwar möglich, sie erfordert jedoch einen beträchtlichen technischen Aufwand, weshalb die direkte Messung des wetterbedingten Windvektors in der Praxis nur sehr schwer umsetzbar sein wird.

3.3.11 GENAUIGKEITSVERLUST DURCH DIE BEOBACHTUNGSGEOMETRIE

Wie bei der GPS-Positionierung spielt die Geometrie zwischen Satellit und Antennenbasis zum Zeitpunkt der Messung bei der erreichbaren Neigungsgenauigkeit eine wesentliche Rolle. Jurgens/Rodgers [1991] berichten von Ergebnissen verschiedener Satellitenkonstellationen, bei denen die erreichte Neigungsgenauigkeit um einen Faktor 7-10 streut.

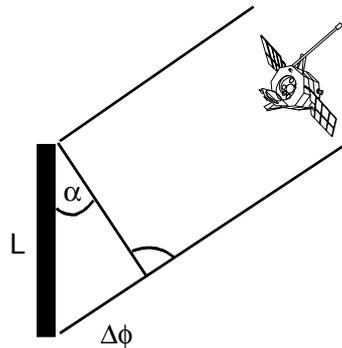


Abbildung 3-7: 2-D Beziehung zwischen Differenzphase und Raumwinkel

Zur Veranschaulichung soll das Problem des Konstellationseinflusses in zweidimensionaler Darstellung betrachtet werden. Für die Beziehung zwischen der gemessenen Phasendifferenz und dem Winkel zwischen Basislinie und Satellit gilt:

$$\Delta\phi = L \sin(\alpha) \quad \mathbf{3-41}$$

mit:

- L = Basislänge
- α = Winkel zwischen Satellit und Basislinie
- $\Delta\phi$ = Gemessene Phasendifferenz

Wenn ein Fehler in der gemessenen Phasendifferenz vorliegt, gilt nach dem Fehlerfortpflanzungsgesetz:

$$\partial\alpha = \frac{1}{L} \frac{1}{\cos\alpha} \partial\Delta\phi \quad \mathbf{3-42}$$

Für die Abschätzung des Einflusses der Beobachtungsgeometrie kann davon ausgegangen werden, dass die Basislinienlänge L konstant bleibt. Da in der Regel die gemessenen Phasendifferenzen nicht fehlerfrei sind, wirken sich diese Fehler offensichtlich am stärksten aus wenn α gegen 90° geht. Es ist daher wünschenswert Satellitenkonstellationen zu wählen, die mit der Basislinie möglichst geringe Winkel α bilden.

Bei der Positionierung mit GPS wird die Qualität der Satellitenkonstellation durch die DOP-("Dilution of Precision") Wertzahlen beurteilt. Der gebräuchlichste DOP-Wert ist die Geometric Dilution of Precision (GDOP), die sich aus den Hauptdiagonalelementen der Inversen der Normalgleichungsmatrix der Positionslösung berechnet (Milliken/Zoller [1980]). Obwohl wie bereits erwähnt die Neigungen auch aus Positionsdifferenzen berechnet werden können, hat der GDOP nur bedingt Aussagekraft über die Güte der Neigungsbestimmung, da die Orientierung der Basislinie nicht in die Genauigkeitsbetrachtung einbezogen wird. Aus diesem Grunde führen Brown/Evans [1990] die Azimuth Dilution of Precision (AZDOP) ein:

$$AZDOP = \sqrt{\cos^2(\alpha_B)Q_{xx} + \sin^2(\alpha_B)Q_{yy}}$$

α_B ist das Azimut der Basislinie und Q_{xx} , Q_{yy} sind die Elemente der Hauptdiagonalen der Inversen der Normalgleichungsmatrix aus der differentiellen Positionsbestimmung. Bei den heute kommerziell erhältlichen Multi-Antennen-Empfängern sind häufig weniger Beobachtungskanäle verfügbar als tatsächlich beobachtbare Satelliten. Eine sorgfältige Auswahl der optimalen Untermenge der zu beobachtenden Satelliten hat daher einen wesentlichen Einfluss auf die erreichbare Neigungsgenauigkeit. Zur Veranschaulichung wurden die AZDOP-Werte von zwei möglichen Satellitenkonstellationen einer Beobachtungssequenz berechnet. Bei dieser Beobachtungssequenz waren durchschnittlich 8 Satelliten gleichzeitig beobachtbar. Da mit kommerziellen Empfängern (wie z.B. ASHTECH 3DF) häufig nur 6 Satelliten simultan beobachtet werden können, wurden für die Neigungsbestimmung im gleichen Zeitraum zwei mögliche Untermengen gewählt:

- Konstellation 1: PRN 14, 15, 18, 19, 27, 29
- Konstellation 2: PRN 14, 15, 18, 19, 7, 13

Abbildung 3-8 zeigt die berechneten AZDOP-Werte für die zwei gewählten Satellitenkonstellationen. Durch den Wechsel von Satelliten 27 und 29 zu den Satelliten 7 und 13 konnte eine Verringerung des AZDOPs um den Faktor 10 erreicht werden. Ähnliche Beziehungen wie die für den AZDOP können für die Genauigkeitsprädiktion des Roll- und des Pitch Winkels aus interferometrischen GPS-Beobachtungen hergeleitet werden (Jurgens/Rodgers [1991]). Es ist dabei wichtig festzustellen, dass für die Bestimmung der einzelnen Winkelkomponenten unter Umständen verschiedene Satellitenkonstellationen optimal sein können.

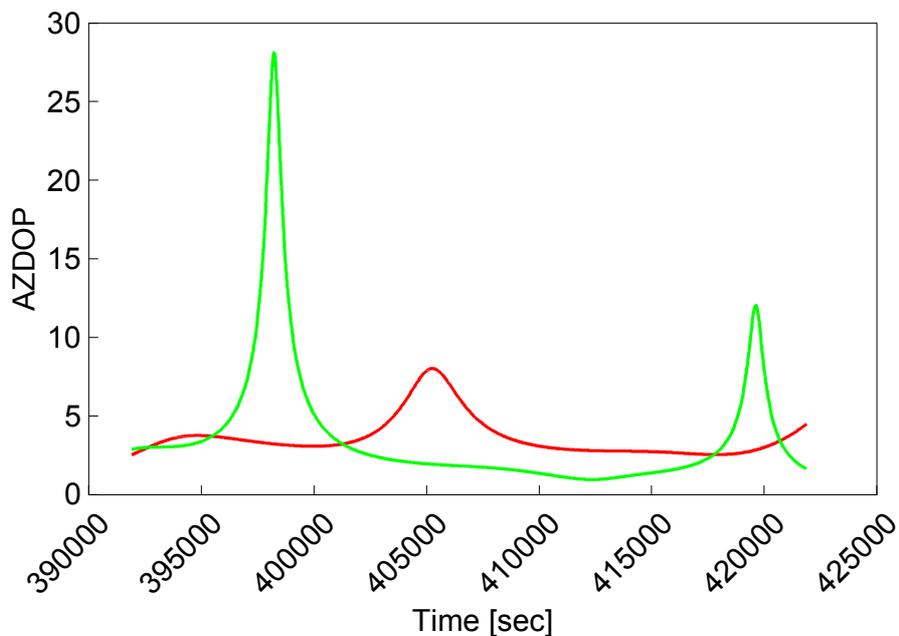


Abbildung 3-8: AZDOP Verlauf für zwei mögliche Satellitenkonstellationen

3.4 ZUSAMMENFASSUNG DES ERWEITERTEN FUNKTIONALMODELLES

In diesem Kapitel wurden die Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung theoretisch untersucht. Für die wesentlichen, bekannten Fehlereinflüsse wurden Funktionalmodelle aufgestellt und Abschätzungen über die Größe des zu erwartenden Restfehlers durchgeführt. Dabei wurde offensichtlich, dass bei den in der Photogrammetrie auftretenden kurzen Basislinien, speziell die Fehlereigenschaften kritisch sind, die keine oder nur eine geringe räumliche Korrelation aufweisen. Bei sehr langen Basislinien (> 100 km) können natürlich auch andere Fehlereigenschaften durch das Abklingen der räumlichen Korrelation stärkere Bedeutung erlangen. In photogrammetrischen Anwendungen werden aber Mehrwegempfang, Antennenphasenzentrumsvariationen und Änderungen der Antennenkonfiguration die maßgebenden Faktoren sein, welche die Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung bestimmen.

Unter der Annahme, dass nur kurze Basislinien auftreten (< 30 m) lautet die funktionale Beziehung zwischen dem körperfesten Koordinatensystem und dem WGS 84:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS} = \mathbf{R}(\alpha, \beta, \gamma) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z + wf \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} MP_\alpha \\ MP_\beta \\ MP_\gamma \end{bmatrix} + d_{APZ} + \varepsilon \quad \mathbf{3-44}$$

Die Neigungskomponenten werden in zwei Ausgleichungsschritten berechnet. Zunächst werden die Korrekturparameter für den Mehrwegempfang aus den Residuen der Phasenbeobachtungen geschätzt. Die Phasenbeobachtungen werden korrigiert und mit den korrigierten Werten werden die Antennenpositionen im WGS 84 bestimmt. Aus den körperfesten Koordinaten und den WGS 84-Koordinaten der Antennen werden dann im zweiten Ausgleichungsschritt die Eulerwinkel α, β, γ und die Flügeldeformation wf berechnet. Die Antennenphasenzentrumsvariationen werden durch eine sorgfältige Ausrichtung der Antennen und die Wahl gleicher Antennen minimiert.

4 EXPERIMENTELLE ANALYSE DER KINEMATISCHEN NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT GPS

4.1 BESCHREIBUNG DER TESTDATENSÄTZE

Die in der vorliegenden Arbeit verwendeten Datensätze lassen sich grundsätzlich in zwei Gruppen einteilen. Die erste Gruppe enthält stationäre Datensätze die epochenweise prozessiert wurden (Datensätze 1-3), und die zweite Gruppe besteht aus kinematischen Datensätzen, die durch photogrammetrische Verfahren kontrolliert wurden. In Tabelle 4-1 werden die Datensätze mit der jeweiligen Anzahl von Beobachtungen n_B und der durchschnittlich beobachteten Anzahl von Satelliten n_S zusammengefaßt.

N r.	Datensatz	Datum	Be-ginn	Ende	Da-tenra-te	n_B	n_S	Receiver
1	Dach 1	19.10.93	13.57	16.20	1Hz	8536	5-6	Ashtech 3DF
2	Dach 2	28.10.93	12.47	13.46	1 Hz	3559	5-6	Ashtech 3DF
3	Dach 3	29.10.93	12.36	13.37	1 Hz	3661	5-6	Ashtech 3DF
4	Sophienhöhe 1	15.12.92	12.47	13.21	1 Hz	2039	1-5	Ashtech 3DF
5	Sophienhöhe 2	18.4.94	12.06	13.54	1 Hz	6478	4-6	Ashtech 3DF

Tabelle 4-1: Beschreibung der Testdatensätze

Alle vorgestellten Datensätze wurden mit der im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Software zur Neigungsbestimmung aus GPS-Rohdaten prozessiert. Zur Berechnung der Satellitenkoordinaten wurden soweit möglich präzise Ephemeriden des National Geodetic Service (NGS) (Remondi [1991]) verwendet. Die Verfahren zur absichtlichen Verschlechterung der Satellitensignale (Selective Availability) waren während sämtlicher Tests vom GPS-Kontrollsegment eingeschaltet.

(1) Die Datensätze Dach 1-3 wurden auf dem Dach des Institutsgebäudes des Photogrammetrischen Instituts der Universität Stuttgart (damals das Kollegengebäude I) aufgezeichnet. Es handelt sich hierbei um stationäre Datensätze unter kontrollierten Laborbedingungen. Der Zweck dieser Datensätze war in erster Linie die Untersuchung der inneren Genauigkeit der gemessenen Differenzphasen, die kontrollierte Analyse von Mehrwegeeffekten und eine Studie des Konvergenzverhaltens bei der Schätzung von Phasenvieldeutigkeiten. Für die Beobachtungen wurde ein ASHTECH-3DF-Empfänger des DFG-Sonderforschungsbereiches 228 der Universität Stuttgart verwendet. Die Roh-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

daten auf der L1-Frequenz konnten auf Speicherbausteinen im Empfänger aufgezeichnet werden. Die Antennen des Empfängers waren auf einen festen, nahezu rechtwinkligen Rahmen montiert, und die relativen Positionen der Antennen wurden aus stationären GPS Beobachtungen bestimmt. Tabelle 4-2 gibt die Koordinaten (X,Y,Z) der Interferometerantennen im körperfesten Koordinatensystem und die Länge der einzelnen Basislinien wieder.

Nr.	X (m)	Y (m)	Z (m)	B (m)
1	0.00	0.00	0.00	--
2	2.00	0.00	0.00	2.000
3	0.00	-1.00	0.01	1.000
4	2.00	-1.00	-0.02	2.236

Tabelle 4-2: Antennenpositionen der Beobachtungsdatensätze Dach 1-3

Zur Untersuchung von Mehrwegeinflüssen wurde für die Datensätze Dach 2 und Dach 3 in der Nähe des Interferometers ein Reflektor angebracht, dessen Position und Lage bezüglich der Antennen eingemessen wurde. Neben dem Interferometer wurden radiofrequenzabsorbierende Matten angebracht, sodass davon ausgegangen werden kann, dass die Mehrwegeinflüsse dieses einen Reflektors dominant sind. Für die Genauigkeitsuntersuchungen wurden die statischen Datensätze epochenweise prozessiert, um die Rahmenbedingungen eines kinematischen Falls zu simulieren. Die verwendeten Satellitenkonstellationen sind für alle 3 Datensätze sehr ähnlich, da die Beobachtungen sehr kurzfristig nacheinander erfolgten.

(2) Bei dem Datensatz Sophienhöhe 1 handelt es sich um einen Flugtest, der in Kooperation mit der Rheinbraun AG im Gebiet des Braunkohle Tagebaus Sophienhöhe durchgeführt wurde. Eine einmotorige Partenavia PN 18/60 wurde mit einem ASHTECH-3DF-Empfänger und einer ZEISS RMK-TOP Kamera ausgestattet. Zwei Antennen wurden auf den Flugzeugrumpf montiert und zwei auf die Tragflächen. Bei der PN 18/60 handelt es sich um ein Tiefdecker-Flugzeug, sodass die Antennen auf den Tragflächen im Hinblick auf Mehrwegereflectionen vom Flugzeugrumpf nicht ideal platziert sind. Die geometrische Konfiguration der Antennen wurde in einer statischen GPS-Beobachtungssequenz bestimmt und kann aus Abbildung 4-1 ersehen werden.

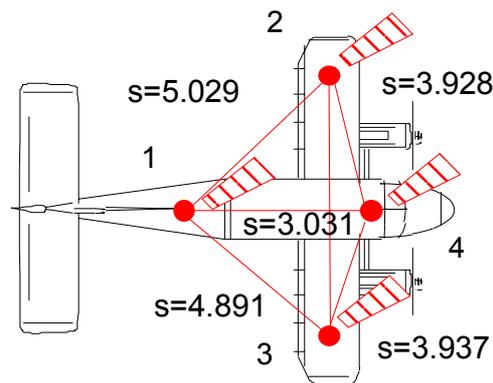


Abbildung 4-1: Geom. Konfiguration der Antennen beim Testflug Sophienhöhe 1

Für eine verbesserte Positionsbestimmung des Flugzeuges wurde ein zweiter stationärer GPS-Empfänger auf einer Referenzstation im Testgebiet betrieben. Die relative Orientierung des durch die Antennen definierten körperfesten Interferometerkoordinatensystems zu dem Bildkoordinatensystem der Kamera wurde mit terrestrisch-geodätischen Messverfahren gemessen. Die Kamera war mit dem GPS-Empfänger über den Kamera-Shutterimpuls und der Zeitzeichenschnittstelle des Empfängers zeitsynchronisiert. Während der Befliegung wurden insgesamt ca. eine Stunde Phasen und Pseudorangeohdaten auf der L1-Frequenz sowohl im Flugzeug als auch auf der Referenzstation aufgezeichnet. Parallel dazu wurden insgesamt 69 Luftbilder in 4 Streifen mit 90% (Streifen 1) bzw. 60% (Streifen 3,4,5) Längsüberdeckung und 20% Querüberdeckung aufgenommen. Der Bildmaßstab lag bei 1:5000, und die Flughöhe betrug ca. 750 m ($f=0.153\text{m}$) über Grund. Die Kamera war während der Befliegung fest mit dem Flugzeug verbunden, sodass die relative Orientierung des Bildkoordinatensystems und des körperfesten Koordinatensystems konstant blieben. Da das Bildmaterial über einem dicht signalisierten Testfeld mit 28 Lage- und 128 Höhenpaßpunkten aufgenommen wurde, konnte über inverse photogrammetrische Verfahren die äußere Orientierung der Bilder mit hoher Präzision berechnet werden.

(3) Der Datensatz Sophienhöhe 2 wurde etwa 12 Jahre nach der ersten Befliegung über dem gleichen Testgebiet aufgenommen. Zur Befliegung stand diesmal eine Partenavia P 68 zur Verfügung. Die P 68 ist im Gegensatz zur PN 18/60 ein Hochdecker, sodass Mehrwegeinflüsse während der Befliegung weitgehend minimiert werden konnten. Es wurden ebenfalls 4 Antennen auf dem Flugzeug montiert und statisch eingemessen (siehe Tabelle 4-3).

Nr.	X (m)	Y (m)	Z (m)	B (m)
1	0.00	0.00	0.00	--
2	1.808	4.899	0.267	5.229
3	1.521	-4.886	0.254	5.124
4	2.304	0.000	0.145	2.309

Tabelle 4-3: Antennenpositionen des Testfluges Sophienhöhe 2

Insgesamt wurden ca. 2 Stunden GPS-Daten im Flugzeug und auf einer Referenzstation im Befliegungsgebiet aufgezeichnet. In dem Meßzeitraum konnten durchschnittlich 8-9 Satelliten mit einem Cutoff-Winkel von 10^0 auf der Referenzstation beobachtet werden. Im Flugzeug sind die Beobachtungsbedingungen durch die kinematische Umgebung und Abschattungen im Kurvenflug nicht so günstig. Zusätzlich ist der ASHTECH-3DF-Empfänger, der in diesem Test verwendet wurde, auf 6 Kanäle pro Antenne limitiert, sodass im Flugzeug innerhalb der Streifen nur 4-5 Satelliten auf allen 4 Antennen kontinuierlich beobachtet werden konnten.

Neben den GPS-Beobachtungen wurden insgesamt 161 Bilder in einem Bildmaßstab von 1:5000 aufgenommen. Die Bilder waren auf 12 Streifen mit einer durchschnittlichen Länge von 1.5 km in Nord-Süd-Richtung und 5 Streifen mit einer durchschnittlichen Länge von 3.5 km in Ost-West Richtung aufgeteilt. Es wurde mit 60% Längsüberdeckung und 20 % Querüberdeckung der Bilder befliegen. In der Blockausgleichung standen 20 horizontale und 73 vertikale Paßpunkte zur Bestimmung der Orientierungsparameter zur Verfügung. Abbildung 4-2 zeigt den Flugweg und den durch die Aerotriangulation kontrollierten Bereich des Testfluges.

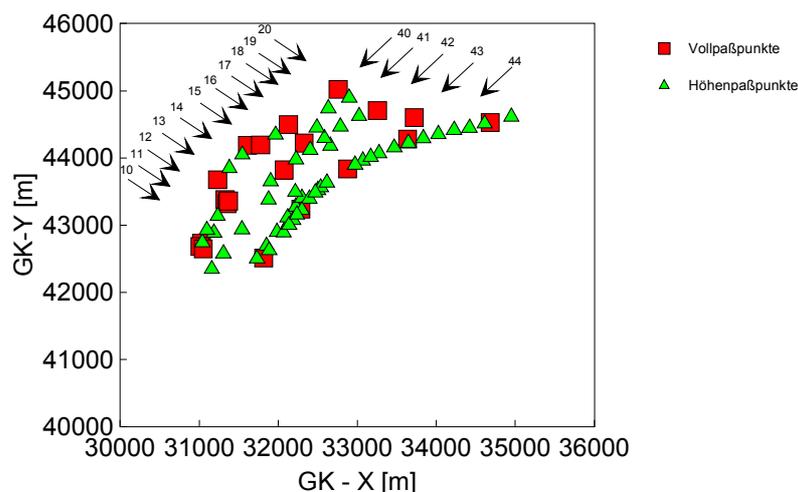


Abbildung 4-2: Flugweg und Triangulationsgebiet des Testfluges Sophienhöhe 2

4.2 UNTERSUCHUNGEN DER STATIONÄR BEOBACHTETEN

INTERFEROMETERDATEN

4.2.1 GENAUIGKEITSANALYSE DER DIFFERENZPHASENMESSUNG

Da die Neigungsbestimmung mit GPS auf gemessenen Phasendifferenzen basiert, ist die maximal erreichbare Genauigkeit durch die Messgenauigkeit der erhältlichen Empfänger limitiert. Um einen Eindruck der Messgenauigkeit moderner kommerzieller Empfänger zu erhalten, sollen zunächst die stochastischen Eigenschaften der beobachteten Phasendifferenzen analysiert werden. Für die Analyse werden die Varianzen und Kovarianzen der ursprünglichen Beobachtungen empirisch geschätzt. Die ursprünglichen Beobachtungen werden als unkorrelierte, gleichgenaue, normalverteilte Zufallsgrößen angenommen:

$$\begin{aligned} \mathbf{I} &\sim N(\mathbf{A}(\mathbf{x}), \mathbf{D}(\mathbf{x})) \\ \boldsymbol{\varepsilon} &\sim N(\mathbf{0}, \mathbf{D}(\mathbf{x})) \\ \mathbf{D}(\mathbf{x}) &= \sigma_1^2 \mathbf{I} =: \mathbf{C}_{\varepsilon\varepsilon} \end{aligned} \quad 4-1$$

mit:

- \mathbf{I} = Zufallsvektor der Beobachtungen
- $\boldsymbol{\varepsilon}$ = Zufallsvektor der Beobachtungsfehler
- $\mathbf{D}(\mathbf{x})$ = Dispersionsmatrix der Beobachtungsfehler
- σ_1^2 = Varianz der Beobachtungen

Die Schätzung der Dispersionsmatrix bedarf der Elimination des Trendanteils (\mathbf{Ax}) in den Beobachtungen (Rummel [1975]). Zur Generierung von trendbereinigten Beobachtungen kann durch die Bildung i-ter Differenzen der Funktionalanteil der Beobachtungen abgespaltet werden. Die trendbereinigten Beobachtungen \mathbf{I}_D erhält man durch:

$$\mathbf{I}_D = \mathbf{D}_i \mathbf{I} = \boldsymbol{\varepsilon}_D \quad 4-2$$

mit:

$$\begin{aligned} \mathbf{I}_D &= \boldsymbol{\varepsilon}_D \sim N(0, \mathbf{C}_{DD}) \\ \mathbf{C}_{DD} &= \mathbf{D}_i \mathbf{C}_{\varepsilon\varepsilon} \mathbf{D}_i^T \end{aligned} \quad 4-3$$

\mathbf{D}_i ist die Matrix zur Bildung i-ter Differenzen und \mathbf{C}_{DD} ist Varianz/Kovarianzmatrix der trendbereinigten Beobachtungen. Die Varianz σ_D^2 der trendbereinigten Beobachtungen kann aus der Quadratsumme der Beobachtungen berechnet werden (Gotthardt [1978]) (E ist der Erwartungswert):

$$\sigma_D^2 = E[\varepsilon_D^2] = \frac{1}{n-1} \sum_1^n \varepsilon_D^2 \quad 4-4$$

Aus der Varianz der trendfreien Beobachtungen lässt sich die Genauigkeit der ursprünglichen Beobachtungen mit:

$$\sigma_i^2 = \frac{1}{k} \sigma_D^2 \quad \mathbf{4-5}$$

$$k = C_{DD}(i, i)$$

berechnen. Der Faktor k ist der Betrag des Hauptdiagonalelementes der C_{DD} -Matrix. Die stochastische Unabhängigkeit der Beobachtungen wird über den Korrelationskoeffizienten überprüft. Er berechnet sich aus (z.B. Sachs [1974]):

$$r_{xy} = \frac{\sum(x_i - x_0)(y_i - y_0)}{\sqrt{\sum(x_i - x_0)^2 \sum(y_i - y_0)^2}} \quad \mathbf{4-6}$$

Zur Untersuchung der stochastischen Eigenschaften der beobachteten Phasendifferenzen wurden die stationären Datensätze Dach 1 - Dach 3 herangezogen. Zur Abspaltung des Funktionalanteils in den Beobachtungen wurden die 3. Differenzen der Beobachtungen nach 4-2 gebildet. Der Faktor k ist im Falle der dritten Differenzen $k=20$.

Die Annahme, dass nach der Differenzbildung die trendbereinigten Beobachtungen normalverteilt sind, kann durch den Vergleich der aktuellen Verteilung mit der theoretischen Normalverteilung überprüft werden. Dazu werden die beobachteten ε_D in insgesamt 13 Klassen eingeteilt und deren Zugehörigkeitshäufigkeit B zu den Klassen gezählt. Die Klassenmitten werden auf die Werte $i\sigma/2$ festgelegt, wobei $i = [-6, -5, -4, \dots, 0, \dots, 4, 5, 6]$. Die Klassen haben somit die Klassenbreite $\sigma/2$. Bei den Randklassen mit den Klassenmitten $\forall 3\sigma$ werden die Klassenbreiten nach $\forall 4$ aufgeweitet. Mit den so definierten Klassenbreiten und der Anzahl der Beobachtungen kann für jede Klasse der theoretische Erwartungswert E berechnet werden. Aus der tatsächlichen Klassenstärke B und dem theoretischen Wert E kann mit einem χ^2 -Test überprüft werden, ob eine Normalverteilung vorliegt. Es gilt (siehe Kreyszig [1965]):

$$I_D \sim N(0, C_D, C_D) \text{ wenn } \chi_{v, 1-\alpha}^2 > \sum_{k=0}^n \frac{(E_k - B_k)^2}{E_k} \quad \mathbf{4-7}$$

Abbildung 4-3 zeigt für einen typischen Datensatz die theoretischen und die realen Beobachtungshäufigkeiten in den Klassen. Der theoretische Wert der χ^2 -Verteilung liegt mit 10 Freiheitsgraden und 5% Fehlerwahrscheinlichkeit bei $\chi^2 = 18.31$ - der empirisch ermittelte Wert aus 4-7 lag bei 13.2. Ähnliche Ergebnisse wurden für alle Datensätze erzielt, sodass davon ausgegangen werden kann, dass die trendbereinigten Beobachtungen normalverteilt sind.

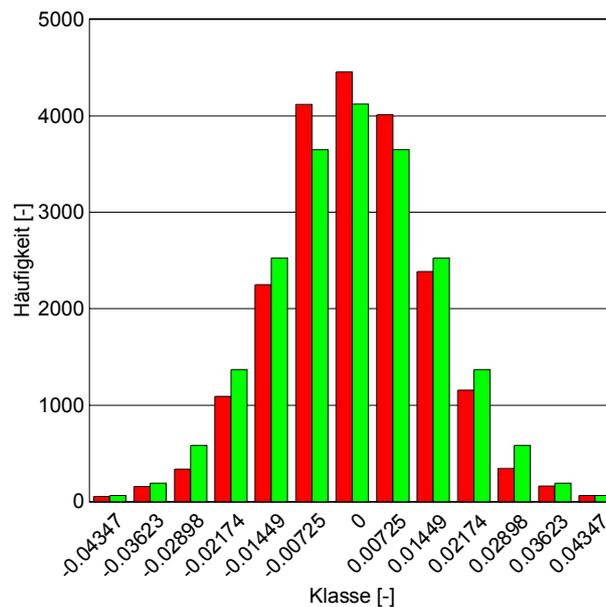


Abbildung 4-3: Theoretische und reale Verteilung der trendfreien Beobachtungen (Datensatz Dach 3)

Die Mittelwerte und Varianzen der trendbereinigten Beobachtungen und die Varianzen der Originalbeobachtungen sind in Tabelle 4-4 zusammengefaßt.

Datensatz	n_B	Mittelwert		σ_D		σ_l	
		[cycles]	[mm]	[cycles]	[mm]	[cycles]	[mm]
Dach 1	48457	0.00	0.00	0.01446	2.75	0.0007	0.13
Dach 2	20477	0.00	0.00	0.01523	2.90	0.0007	0.14
Dach 3	21230	0.00	0.00	0.01449	2.75	0.0007	0.13

Tabelle 4-4: Innere Genauigkeit der beobachteten Phasendifferenzen

Die geschätzten Standardabweichungen σ_l der ursprünglichen Phasendifferenzbeobachtungen liegen im Bereich von 0.15 mm für die L1-Trägerfrequenz. Die erreichbare Auflösung von 0.1 % der Wellenlänge zeigt, dass durch die Messung der Phasendifferenz kein wesentlicher Genauigkeitsverlust gegenüber der Messung der undifferenzierten Phase (z.B. Brown/Wolt [1993], Becker et al. [1993]) hervorgerufen wird. Die erreichte Genauigkeit von 0.1 % der L1-Wellenlänge zeigt ebenfalls, dass die verwendeten Phasenmessverfahren dem augenblicklichen Stand der Technik entsprechen.

Bei den trendbereinigten Beobachtungen wird angenommen, dass sie neben der durch die Differenzbildung hervorgerufenen mathematischen Korrelation keine physikalische Korrelation besitzen. Zur Überprüfung der stochastischen Unabhängigkeit der Beobachtungen wird der empirische Korrelationskoeffizient nach 4-6 berechnet. Die Korrelationsberechnungen können sowohl zeitlich als auch räumlich durchgeführt werden. Bei der Untersuchung der räumlichen Korrelation werden die Korrela-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

tionskoeffizienten zwischen verschiedenen Satelliten ($i, i+1, i+2, i+3 \dots$) berechnet. Im Gegensatz zur Korrelation der Beobachtungen des gleichen Satelliten bei zwei benachbarten Empfängern werden hier die Beobachtungen zu verschiedenen Satelliten untersucht. Bei der zeitlichen Untersuchung werden die trendfreien Beobachtungen eines Satelliten zu verschiedenen Zeitpunkten ($t, t+1, t+2, t+3$) analysiert. Durch die Differenzbildung ist bei der zeitlichen Untersuchung eine theoretische mathematische Korrelation von -0.75 für den Zeitpunkt $t+1$, 0.30 für den Zeitpunkt $t+2$ und -0.05 für den Zeitpunkt $t+3$ zu erwarten. Bei der Untersuchung zwischen verschiedenen Satelliten sind keine mathematischen Korrelationen vorhanden, sodass der Erwartungswert für diese Korrelationskoeffizienten bei 0 liegt. Die berechneten empirischen räumlichen und zeitlichen Korrelationskoeffizienten sind in Tabelle 4-5 und Tabelle 4-6 zusammengestellt.

Datensatz	r_{t+1}	R_{t+2}	r_{t+3}
Dach 1	-0.7066	0.3038	-0.0013
Dach 2	-0.7225	0.2857	-0.0068
Dach 3	-0.7481	0.2953	-0.0455

Tabelle 4-5: Zeitliche Korrelation der Beobachtungen

Datensatz	R_{i+1}	R_{i+2}	r_{i+3}
Dach 1	-0.0031	-0.0122	-0.0041
Dach 2	0.0052	-0.0336	0.0027
Dach 3	-0.0108	-0.0418	0.0310

Tabelle 4-6: Räumliche Korrelation der Beobachtungen

Die berechneten empirischen Korrelationskoeffizienten variieren gegenüber den theoretisch erwarteten Werten um maximal ± 0.05 . Es kann daher davon ausgegangen werden, dass die ursprünglichen Beobachtungen bei korrekter Modellierung sowohl räumlich zwischen verschiedenen Satelliten als auch zeitlich als voneinander unabhängig betrachtet werden können.

4.2.2 AUSWERTUNG STATIONÄRER DATEN IN KINEMATISCHEM MODUS

Basis dieser Untersuchungen sind die Datensätze Dach 1-3. Die epochenweise Prozessierung dieser Daten sollen einen ersten Aufschluss über die zu erreichende Genauigkeit der kinematischen Neigungsmessung mit GPS geben. Bei der Prozessierung wurden keine Korrekturmodelle für Mehrwegempfang und strukturelle Deformationen des Interferometersystems verwendet und die erreichte Genauigkeit basiert daher auf der Meßgenauigkeit der Phasendifferenzen und vorhandenen nicht model-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

lierten Fehlereffekten. Die Abbildung 4-4 bis Abbildung 4-6 zeigen die berechneten Roll, Pitch und Heading Winkel für die drei Datensätze.

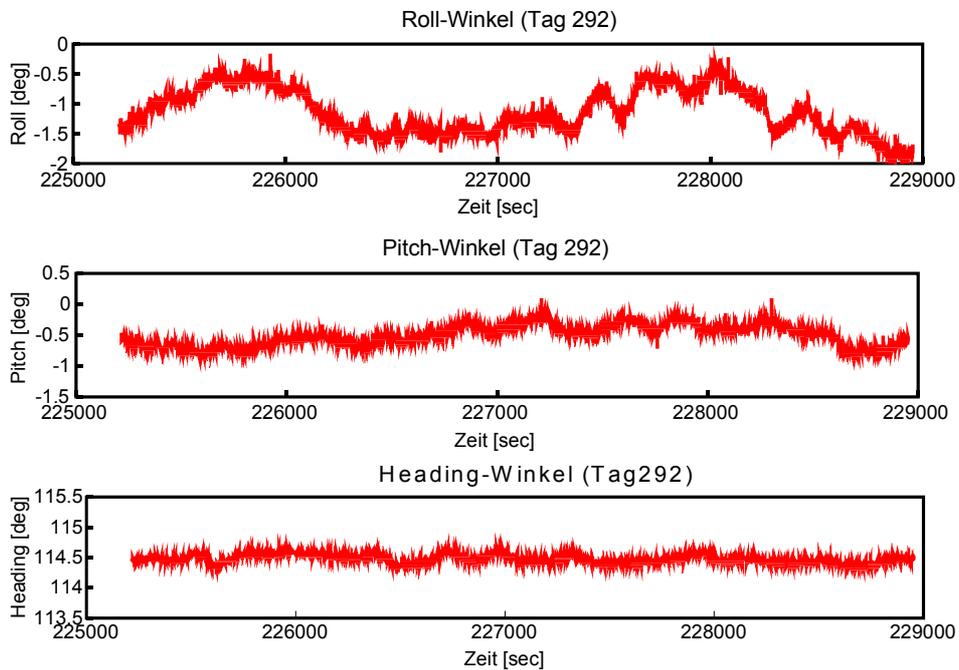


Abbildung 4-4: Beobachtete Winkel Tag 292

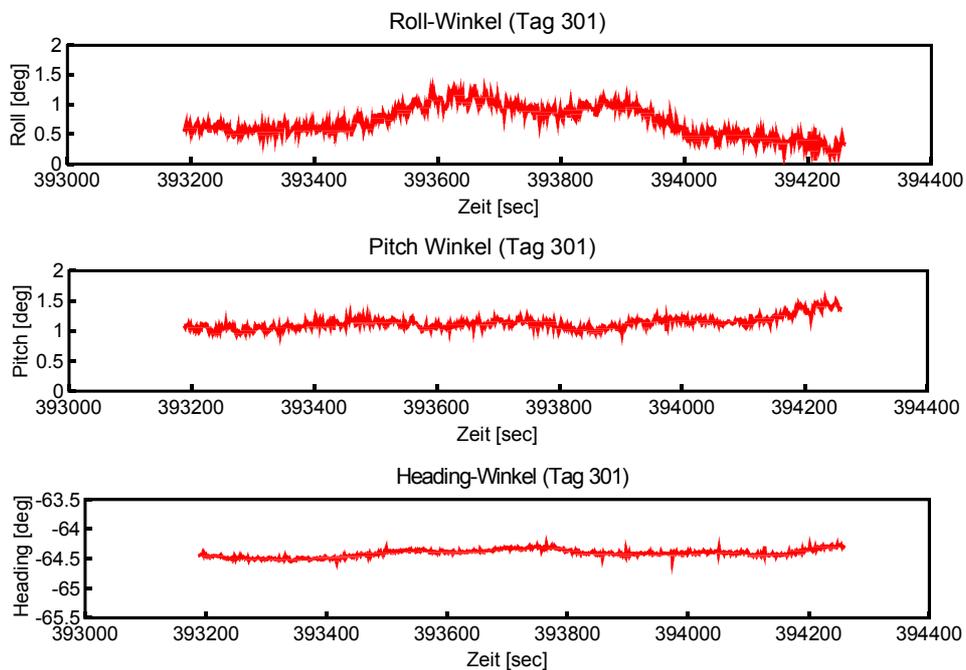


Abbildung 4-5: Beobachtete Winkel Tag 301

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

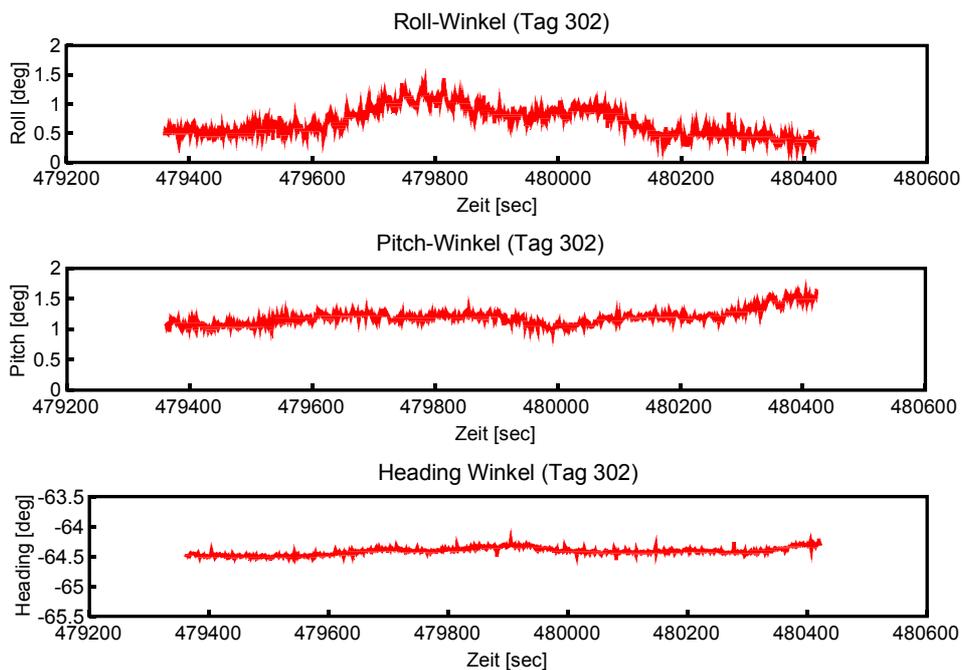


Abbildung 4-6: Beobachtete Winkel Tag 302

Die Mittelwerte und die R.M.S. Werte der berechneten Winkel sind in Tabelle 4-7 zusammengefasst. Aus den R.M.S.-Werten der Winkelkomponenten ist ersichtlich, dass die Heading- und Pitch-

Datensatz	Roll Winkel		Pitch Winkel		Heading Winkel	
	μ_R	R.M.S. _R	μ_P	R.M.S. _P	μ_H	R.M.S. _H
Dach 1	-1.125	0.380	-0.502	0.163	114.479	0.064
Dach 2	0.715	0.250	1.136	0.100	-64.403	0.060
Dach 3	0.696	0.234	1.199	0.121	-64.420	0.057

Tabelle 4-7: Mittelwerte und Genauigkeiten der statischen Winkelmessungen in [°]

Komponenten um einen Faktor 3-6 besser bestimmbar waren als die Roll-Komponente. Da die Beobachtungen aller drei Datensätze innerhalb weniger Tage mit ähnlicher Satellitenkonstellation erfolgten und die Orientierung des Interferometers zumindest an den Tagen 2 und 3 nicht wesentlich verändert wurde, ist die Beobachtungsgeometrie für die Beobachtungssequenzen nahezu identisch. Unterschiede in den Genauigkeiten der einzelnen Winkel können daher durch die unterschiedliche Beobachtungsgeometrie für die Bestimmung der Winkelkomponenten erklärt werden. Zur Verifizierung dieses Sachverhaltes wurde die Orientierung des Interferometers in einem zweiten Berechnungsfall um 90° gedreht, sodass der Pitch-Winkel mit dem Roll-Winkel der ersten Berechnung zusammenfällt. Durch die Änderung der Beobachtungsgeometrie ist zu erwarten, dass im zweiten Berechnungsfall die Genauigkeit des Pitch Winkels und die Genauigkeit des Roll-Winkels gerade vertauscht sind. Im Berechnungsfall mit der veränderten Beobachtungsgeometrie ergaben sich R.M.S.-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

Werte für den Roll-Winkel von 0.134^0 und für den Pitch-Winkel von 0.632^0 , sodass die Genauigkeitsunterschiede durch die Beobachtungsgeometrie erklärbar sind.

Neben den durch die Beobachtungsgeometrie bedingten Genauigkeitsunterschieden sind in den Abbildungen auch niederfrequente Variationen der Winkelkomponenten erkennbar. Zu einer genaueren Analyse dieser Schwingungen wird die durch die Zeitreihe definierte Funktion mit einer Fourier-Transformation in ihre Frequenzkomponenten zerlegt. Die hier angewendete diskrete Fourier-Transformation berechnet sich aus (z.B. Gonzales/Wintz [1977], Albertz/Kreiling [1989]):

$$F(u) = \frac{1}{N} \sum_{x=0}^{N-1} f(x) e^{-i2\pi ux/N} \quad 4-8$$

Die berechneten Spektraldichten für die einzelnen Frequenzen sind beispielhaft für die Rollkomponenten der Datensätze Dach 2 und Dach 3 in Abbildung 4-7 dargestellt. Da die Datensätze mit 1 Hz anfallen, können bei der Frequenzanalyse aufgrund des Nyquist-Abtasttheorems maximal Frequenzen bis 0.5 Hz rekonstruiert werden.

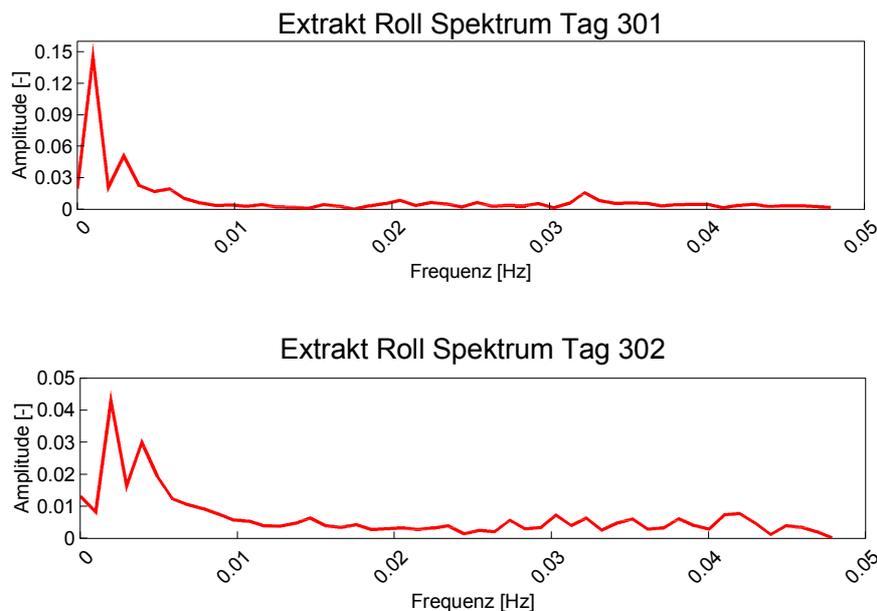


Abbildung 4-7: Frequenzanalyse der Datensätze Dach 2 und Dach 3

Die Frequenzcharakteristik, wie sie sich in Abbildung 4-7 zeigt, ist für alle beobachteten Datensätze sehr ähnlich. Es zeigt sich, dass speziell niedrige Frequenzen in den Bereichen von 0 Hz bis 0.01 Hz auftreten. Höhere Frequenzen (>0.01 Hz) sind in dem Frequenzspektrum nicht vorhanden, sodass davon ausgegangen werden kann, dass das Verhalten der Winkelkomponenten nach der Elimination der niedrigen Frequenzanteile nur noch weißes Rauschen ist. Die Ursache der niedrigen Frequenzanteile in den berechneten Winkelkomponenten können nur langsam variierende physikalische Fehlerinflüsse auf den Phasenbeobachtungen sein. Nachdem Variationen in der Troposphäre, Ionosphäre, Selective Availability, Orbit- und Uhrparameter durch die Differenzbildung eliminiert werden, sind die Winkelvariationen durch Änderungen der Beobachtungsgeometrie oder durch Mehrwegeinflüsse am

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

wahrscheinlichsten. Eine genaue Analyse der Ursache dieser niederfrequenten Winkelvariationen wird im Zusammenhang mit der experimentellen Verifikation der Mehrwegausbreitung im nachfolgenden Kapitel durchgeführt.

4.2.3 EXPERIMENTELLE VERIFIKATION DER MEHRWEGAUSBREITUNG

Mehrwegeinflüsse werden bei der GPS-Neigungsmessung als einen der limitierenden Genauigkeitsfaktoren angesehen. Der Fehler der gemessenen Differenzphase, der durch Mehrwegeinflüsse hervorgerufen wird, ist im Wesentlichen abhängig von der Beobachtungsgeometrie und von der Reflektivität der Antennenumgebung. Unter der Annahme, dass sich die Umgebungsreflektivität und die Satellitengeometrie nicht wesentlich ändert, ist der Fehler reproduzierbar. Die Satellitenkonstellationen und somit die Beobachtungsgeometrie wiederholen sich an zwei aufeinanderfolgenden Tagen mit einer Verschiebung von 4 Minuten. Wenn nun eine Antenne an zwei aufeinanderfolgenden Tagen am selben Ort und zur selben Zeit aufgebaut wird, sollte das Fehlerverhalten der Phasenbeobachtungen an beiden Tagen mit der Verschiebung von 4 Minuten identisch sein. Zur Untersuchung dieses Sachverhaltes wurden die Residuen der Phasenbeobachtungen für die Datensätze Dach 2 und Dach 3 mit der identischen Beobachtungsgeometrie berechnet.

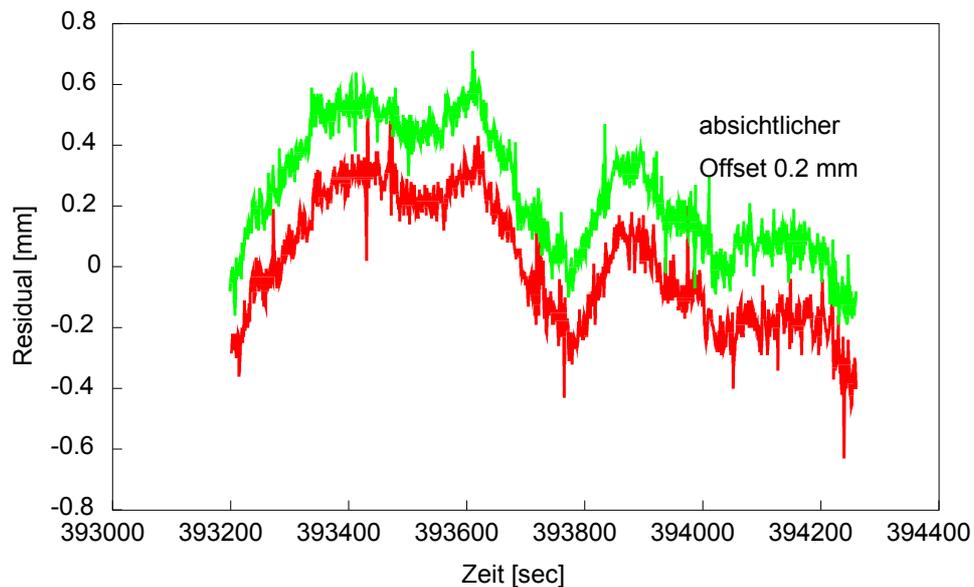


Abbildung 4-8: Phasenresiduen Satellit 14 an den Tagen 301 und 302

Abbildung 4-8 zeigt exemplarisch die beobachteten Residuen des Satelliten 14. Die Fehlercharakteristik der beiden Tage ist offensichtlich sehr ähnlich, was sich auch in der empirischen Korrelation der beiden Zeitreihen absehen lässt. Tabelle 4-8 stellt die Korrelationskoeffizienten der Phasenresiduen für alle Satelliten, die in beiden Datensätzen beobachtet wurden, zusammen. Die Korrelation der Zeitreihen ist stark ausgeprägt und liegt im Bereich von 83% - 94%, sodass davon ausgegangen werden

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

muss, dass die berechneten Phasenresiduen stark von der vorhandenen Beobachtungsgeometrie abhängig sind.

Sat.Nr	14	7	18	29	25
Korrelationskoeffizient r_{xy}	0.94	0.83	0.79	0.91	0.87

Tabelle 4-8: Korrelation der Phasenresiduen an den Tagen 301 und 302

Die starke Korrelation der Residuen und die Abhängigkeit der Ergebnisse von der Beobachtungsgeometrie weisen darauf hin, dass die Beobachtungen durch Mehrwegeinflüsse verfälscht sind. Aus den Residuen der Beobachtungen wurde daher versucht, für die beiden Datensätze mit Hilfe des in Kapitel 3.3.9 vorgestellten Verfahrens, die Position und Lage sowie die Reflektivität des Signalreflektors zu schätzen. Für die Berechnungen wurde angenommen, dass nur ein Reflektor existiert, durch den der gesamte Mehrwegeinfluss hervorgerufen wird.

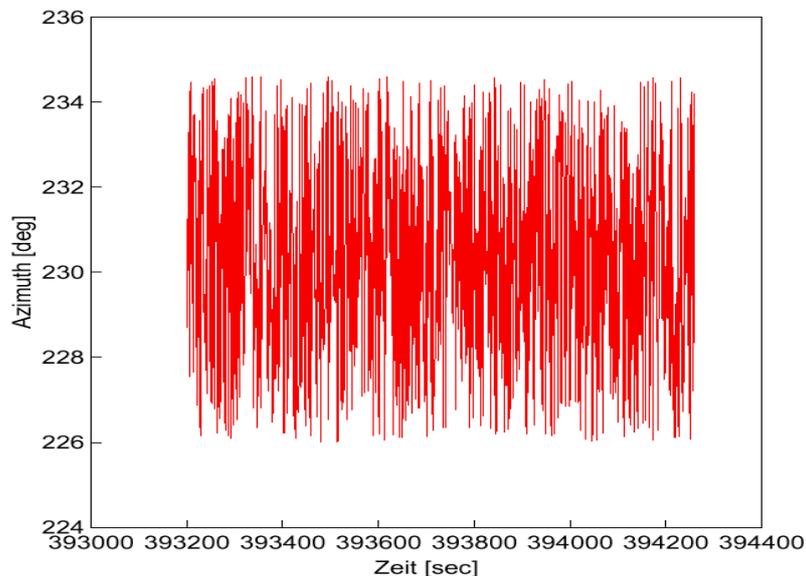


Abbildung 4-9: Azimutbeobachtung eines stationären Datensatzes mit starkem Mehrwegsempfang

Abbildung 4-9 zeigt das geschätzte Azimut des Reflektors für die gesamte Beobachtungssequenz des Datensatzes Dach 2. Die Streuung des geschätzten Azimuts liegt bei $\approx 4^\circ$. Ähnliche Ergebnisse wurden für die Bestimmung des Elevationswinkels und die Distanz zu dem Reflektorpunkt erreicht (siehe Tabelle 4-9). Beim Testaufbau wurde, wie bereits erwähnt, absichtlich ein dominanter Reflektor angebracht, dessen terrestrisch gemessene Position ebenfalls in Tabelle 4-9 angegeben ist. Die a priori Position des Reflektors wurde auch als Näherungswert für die Schätzung des Reflektorpunktes verwendet.

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

	Azimut in [°]		Elevation in [°]		Distanz in [m]	
	Mittelwert	Streuung	Mittelwert	Streuung	Mittelwert	Streuung
Datensatz Tag 301	230.2	3.7	36.5	2.9	2.4	0.9
Datensatz Tag 302	229.9	4.4	35.4	4.2	2.7	1.2
Terrestrisch gemessene Position	230.4	--	35.5	--	2.3	

Tabelle 4-9: Streuung der Azimutbeobachtungen und geschätzte Reflektorposition Tag 301 und 302

Obwohl für diesen Fall die Schätzung des Reflektorpunktes sehr nahe an dem tatsächlich gemessenen Wert liegt, haben sich Probleme bei der Konvergenz des Verfahrens ergeben. Nur bei äußerst guten Näherungswerten für den Reflektionspunkt ($\leq 2^\circ$ für Elevation und Azimut und 0.5 m für Horizontaldistanz) konvergiert die Kleinste-Quadrate-Schätzung zu sinnvollen Ergebnissen. Für den gegebenen Fall unter Laborbedingungen konnten die Näherungswerte aus der Einmessung des Reflektors bereitgestellt werden. Die Anwendbarkeit dieses Verfahrens auf praktische, kinematische Bedingungen ist nicht unmittelbar gegeben. Die grundlegende Annahme, dass nur ein Reflektionspunkt mit näherungsweise bekannter Position vorhanden ist, trifft in der Praxis meist nicht zu. Versuche zur Schätzung von Mehrwegeinflüssen mit den restlichen Datensätzen sind aus den zuvor beschriebenen Gründen gescheitert. Trotz dieser Einschränkungen scheint das Verfahren zur Modellierung von Mehrwegeinflüssen prinzipiell geeignet zu sein. Für den Datensatz ergaben sich Verbesserungen in den beobachteten Phasenresiduen von bis zu 40 % (siehe Abbildung 4-10).

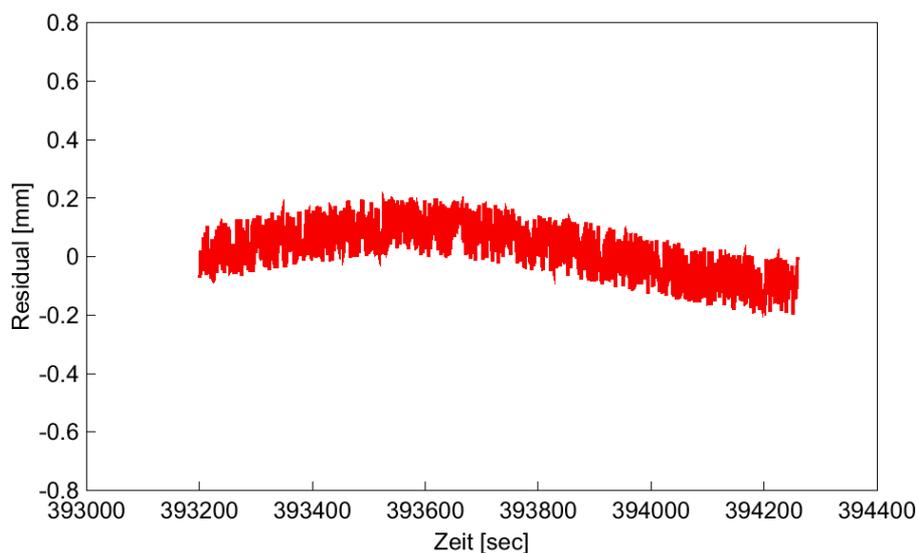


Abbildung 4-10: Phasenresiduen des Satelliten 14 am Tag 301 nach Korrektur des Mehrwegempfangs

4.2.4 KONVERGENZVERHALTEN BEI DER SCHÄTZUNG DER PHASENVIELDEUTIGKEITEN

Um die höchstmögliche Genauigkeit bei der Neigungsbestimmung mit GPS zu erreichen ist es zwingend notwendig, die Phasenvieldeutigkeiten korrekt zu lösen. Obwohl im Prinzip die Neigungsbestimmung als relative Positionsbestimmung angesehen werden kann, sind die Voraussetzungen für die Selektion des korrekten Satzes von Phasenvieldeutigkeiten für die Neigungsbestimmung erheblich besser. Die in einem gewissen Rahmen bekannte Länge der Basislinie reduziert die Anzahl aller potentiellen Integer-Kandidaten substantiell, sodass im Vergleich zur herkömmlichen Basislinienbestimmung die Lösung der Phasenvieldeutigkeiten schneller und zuverlässiger möglich sein müsste. Im Kapitel 3.3.1 wurde vorgestellt, mit welchen Verfahren und Testkriterien die Unterscheidung zwischen den korrekten und falschen Phasenvieldeutigkeiten durchgeführt wird. Der Erfolg bei der Unterscheidung stützt sich wesentlich darauf, dass die Schranken der Testkriterien so gewählt werden, damit sie der gegebenen Beobachtungsgenauigkeit entsprechen. Die Geschwindigkeit der Festlegung der Phasenvieldeutigkeiten ist stark von diesen Schranken abhängig. Je kleiner die Schranken der Tests gewählt werden, umso schneller wird die Lösung konvergieren. Werden die Schranken jedoch zu eng gesetzt, leidet die Zuverlässigkeit und es kann keine oder möglicherweise eine falsche Lösung als korrekt angesehen werden. Als Testkriterien werden in dieser Arbeit folgende Größen herangezogen:

- die Güte der PseudorangeLösung für die Festlegung des Suchradius für potentielle Lösungen
- die Genauigkeit der a priori bestimmten Strecken zwischen den Interferometerantennen
- die signifikante Unterscheidbarkeit der a posteriori Varianz der Transformation zwischen dem körperfesten Koordinatensystem und dem GPS-Koordinatensystem

Die Güte der PseudorangeMessungen und damit die Qualität der Näherungsposition kann aus den Residuen der Pseudorange-PositionsLösung geschätzt werden. Für die Festlegung des Suchradius wird dann das Fehlerellipsoid der Näherungsposition berechnet, welches den Suchradius für die potentiellen Integer-Lösungen definiert. Im Rahmen dieser Arbeit wurde das Fehlerellipsoid noch um einen Faktor 3 skaliert und somit der Suchradius absichtlich vergrößert, um eine höhere Zuverlässigkeit der Schätzung zu erreichen.

Die Genauigkeit der a priori Streckenmessung zwischen den Interferometerantennen ist hauptsächlich abhängig von dem verwendeten Messgerät. Üblicherweise werden die relativen Positionen der Antennen über eine statische GPS-Basislinienbestimmung berechnet, sodass die Qualität der relativen Positionen aus der Güte der Phasenbeobachtungen berechnet werden kann. Da es sich nur um sehr kurze Basislinien handelt, wird die statische, relative Positionsbestimmung bei durchschnittlicher bis guter Satellitenkonstellation immer im Bereich von nur wenigen Millimetern liegen.

Neben der Streckenunsicherheit bei der ursprünglichen statischen Bestimmung muss bei flugzeuggetragenen Anwendungen berücksichtigt werden, dass sich die Streckenlänge durch die aeroelastische Deformation des Interferometers ändern kann. Die Deformationen sind, wie bereits erwähnt, haupt-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

sächlich in der z- Komponente der Flügelantennen zu erwarten. Für eine Abschätzung der maximalen Streckenänderung kann davon ausgegangen werden, dass sich die Antenne linear in z-Richtung verschiebt. Der Betrag der Verschiebung Δz ist von der Flügellänge, der Elastizität des Flügels und der aerodynamischen Last abhängig. Wenn Last und E-Modul gleichbleiben, wird für kurze Flügelspannweiten die Deformation kleiner sein als für lange Spannweiten. Die Streckenänderung Δs gegenüber der Ruhelage b berechnet sich damit näherungsweise aus:

$$\Delta s = \frac{b}{\cos(\arctan(\frac{\Delta z}{b}))} - b \quad \mathbf{4-9}$$

Für die in der Photogrammetrie typischen Flugzeuge mit einer durchschnittlichen Spannweite von 10-20 m, liegt der Betrag der maximalen Verschiebung Δz selbst bei einer extremen Schätzung unter 30 cm. Der Betrag der maximalen Streckenänderung berechnet sich damit aus 4-9 zu 4 mm. Die Gesamtunsicherheit der Strecken setzt sich demnach zusammen aus der ursprünglichen Meßunsicherheit und der Streckenänderung durch die Interferometerdeformation. Da aus der Sicht des Endbenutzers die Zuverlässigkeit der Schätzung und nicht die Rechengeschwindigkeit im Vordergrund stehen sollte, wurde für Untersuchungen die Genauigkeit der Streckenbestimmung auf 3 cm festgelegt.

Obwohl im Vergleich zur Positionsbestimmung die zuvor genannten Restriktionen den Suchraum für die potenziellen Phasenvieldeutigkeiten extrem einschränken, kann es vorkommen, dass mehrere Integer-Kombinationen die Testkriterien 3-8 bis 3-10 aus Kapitel 3.3.1 erfüllen. Es ist daher häufig notwendig, mehr als nur eine Epoche zur Selektion der korrekten Phasenvieldeutigkeiten zu verwenden. Dabei ist es wichtig, dass keine Phasensprünge ("*Cycle Slips*") oder Signalverluste in der Beobachtungszeitreihe auftreten. Als Indikator für die Qualität eines potentiellen Lösungssatzes wird die Genauigkeit der Phasenbeobachtungen und die Genauigkeit der Strecken zwischen den Interferometerantennen über den vorhandenen Beobachtungszeitraum herangezogen. Da sich die Beobachtungsgeometrie durch die Bewegung des Flugzeuges und der Satelliten permanent ändert, wird auf Dauer nur die korrekte Lösung akzeptable Resultate über den gesamten Zeitraum liefern. Als Testkriterium wird die Güte der besten Lösung mit der zweitbesten Lösung verglichen. Nur wenn die beste Lösung statistisch signifikant besser ist als die zweitbeste Lösung kann davon ausgegangen werden, dass die korrekte Lösung selektiert wurde. In der Praxis ist die zuverlässige Bestimmung der Phasenvieldeutigkeiten von zentraler Bedeutung. Es ist daher bei der Planung von Flügen wichtig zu wissen, wieviele Beobachtungsepochen mindestens vorliegen müssen, um die korrekte Lösung zuverlässig zu bestimmen. Abbildung 4-11 zeigt das akkumulierte Genauigkeitsverhalten der beiden besten Phasenvieldeutigkeitslösungen für den Datensatz Dach 2.

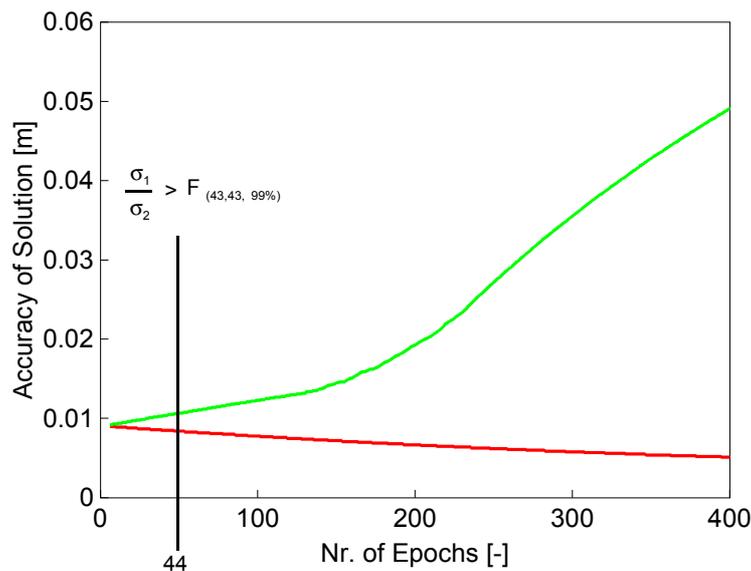


Abbildung 4-11: Divergenzverhalten der besten und zweitbesten Phasenvieldeutigkeitslösung

In dem hier vorliegenden Fall konnte nach 44 Beobachtungsepochen aufgrund des F-Testes signifikant zwischen der besten und der zweitbesten Lösung unterschieden werden. Dieses Ergebnis wurde durch alle anderen getesteten Datensätze bestätigt, bei denen die Phasenvieldeutigkeiten nach minimal 5 und maximal 53 Beobachtungsepochen erfolgreich festgelegt werden konnten.

In Euler [1995] wird darauf hingewiesen, dass sogar eine instantane Lösung mit nur einer Beobachtungsepochen möglich ist, wenn Zweifrequenzdaten (Bildern der Wide-Lane Ambiguities) vorliegen, oder wenn der Suchraum über Beschränkungen der maximal auftretenden Winkeldrehraten und der möglichen Winkellagen (das Flugzeug fliegt nicht auf dem Kopf) weiter eingeschränkt wird. Eine andere Möglichkeit zur Einschränkung des Suchraums schlagen El-Mowafy/Schwarz [1994] vor, die eine spezielle Hardwareanordnung verwenden, um direkt die korrekte Lösung herzuleiten. Es werden 3 Antennen kollinear angeordnet, bei denen der Abstand der ersten beiden Antennen kleiner als eine Wellenlänge (< 19 cm auf der L1-Frequenz) ist. Durch den kurzen Abstand der beiden Antennen ist die Differenzphasenbeobachtung vieldeutigkeitsfrei und die Orientierung der Linie kann direkt berechnet werden. Diese Orientierung kann jedoch aufgrund der sehr kurzen Basislinie nur von geringer Qualität sein. Diese Näherungsorientierung wird verwendet, um mit der bekannten Basislinienlänge die Position der dritten kollinearen Antenne berechnet. Diese Näherungsposition wird dann in der Regel so gut sein, dass nur noch eine mögliche Integerkombination in Betracht zu ziehen ist. Für die praktische Flugplanung sollte jedoch empfohlen werden, dass mindestens 30 - 50 kontinuierliche Beobachtungsepochen zur statistisch zuverlässigen Schätzung der Phasenvieldeutigkeiten vorliegen sollten.

4.3 AUSWERTUNG DER TESTFLÜGE SOPHIENHÖHE 1 UND SOPHIENHÖHE 2

Die nachfolgenden Untersuchungen zur kinematischen Neigungsbestimmung mit GPS basieren auf den Daten der Testflüge Sophienhöhe 1 und 2. Primäres Ziel dieser Testflüge ist die empirische Genauigkeitsuntersuchung der GPS-Neigungsmessung unter flugzeuggetragenen Bedingungen. Die Kontrolle der GPS-Neigungsmessung erfolgt mit inversen photogrammetrischen Verfahren. Die Genauigkeitsanalyse beruht auf dem Vergleich der GPS-Neigungen mit den aus der Blocktriangulation bestimmbaren Kameraneigungen. Die Bündelblockausgleichung dient in diesem Zusammenhang nur zum Zweck der Beschaffung von Vergleichswerten, weshalb keinerlei GPS-Beobachtungen für die Berechnung des photogrammetrischen Blockes herangezogen wurden.

4.3.1 GPS-AUSWERTUNG

Die Auswertung der GPS-Beobachtungen beider Flugtage wurde mit dem in dieser Arbeit entwickelten Softwarepaket zur GPS-Neigungsbestimmung durchgeführt. Die Eingangsdaten für das Programmpaket sind:

- die Beobachtungsrohdaten (L1-Phase, Pseudorange, Beobachtungszeitpunkt) für jeden beobachteten Satelliten mit 1 Hz Datenrate
- die präzisen Ephemeriden im EF18-Format des National Geodetic Service (siehe Remondi [1991])
- die Auslösezeitpunkte der Luftbildkamera
- die Näherungskordinaten des Flugzeugstartpunktes (± 300 km), die bekannten Koordinaten der Referenzstation, und die Koordinaten des körperfesten Antennenkoordinatensystems aus der Antenneneinmessung

Zunächst wurden die beobachteten Satellitenkonstellationen näher analysiert, um Bereiche mit unzureichender Satellitengeometrie ausfindig zu machen. Die Abbildung 4-12 zeigt die Anzahl der beobachteten Satelliten für die beiden Flugdatensätze.

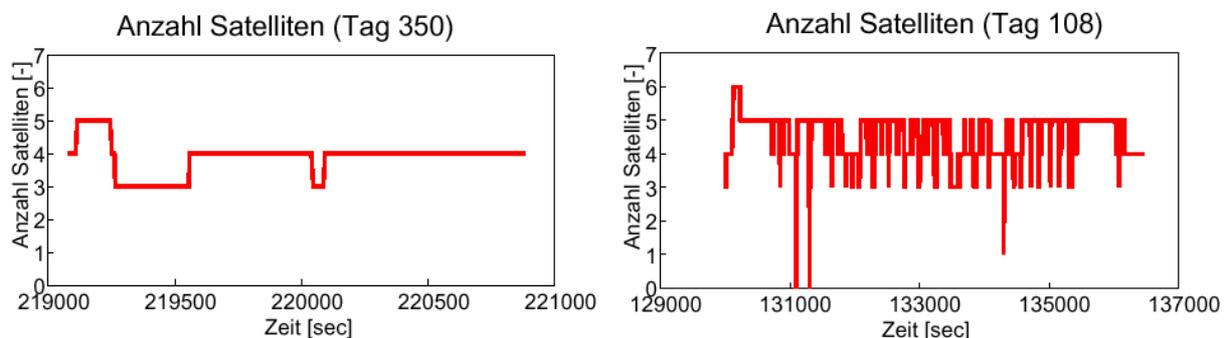


Abbildung 4-12: Satellitenkonstellationen der Testflüge Sophienhöhe 1 und 2

Wie aus der Abbildung 4-12 ersehen werden kann, sind speziell bei dem ersten Datensatz unzureichende Konstellationen, mit 4 oder weniger Satelliten über längere Zeiträume, aufgetreten. Beim Da-

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

tensatz Sophienhöhe 2 kommt erschwerend hinzu, dass der Satellit 6 fast während der gesamten Flugzeit beobachtet wurde, obwohl der Status des Satelliten in den Ephemeriden auf unbrauchbar gesetzt war. Dadurch wurde auf allen Antennen einer der Beobachtungskanäle mit diesem Satelliten blockiert, sodass fast durchgängig nur maximal 5 verwendbare Satelliten beobachtet wurden. Bei einer genaueren Analyse der beobachteten Satellitenkonstellationen ist zu erkennen, dass speziell in den Kurvenflügen häufig eine schlechte Beobachtungsgeometrie vorlag. Während des Kurvenfluges ergibt sich in der Regel automatisch eine schlechtere Beobachtungsgeometrie, da durch die Schräglage des Flugzeuges nur Satelliten aus einer bestimmten Richtung beobachtet werden können. Da bei der Befliegung innerhalb des Streifens versucht wird, das Flugzeug horizontal zu halten, sind in der Regel die Konstellationen während der photogrammetrischen Streifens ausreichend. Deshalb wurden die Datensätze der beiden Befliegungen in die einzelnen Aerotriangulationsstreifen unterteilt und streifenweise prozessiert. Im praktischen Fall bedeutet die Restriktion der Datenprozessierung auf die Streifen keine wesentliche Einschränkung, da die Neigungskomponenten für den flugzeuggetragenen Sensor ohnehin nur in den Streifenbereichen benötigt werden. Da die Satellitenkonstellation des Datensatzes Sophienhöhe 2 deutlich besser als bei der ersten Befliegung war, konzentrieren sich die nachfolgenden Untersuchungen hauptsächlich auf diese Daten. In Tabelle 4-10 sind die GDOP-Werte für die in der Auswertung berücksichtigten Streifen des Datensatzes Sophienhöhe 2 zusammengefasst. Gute bis brauchbare Satellitenkonstellationen haben normalerweise DOP-Werte zwischen 2 und 10, und nur in Ausnahmefällen sollten für die Prozessierung Streifen mit höheren DOP Werten verwendet werden. Die vorhandenen DOP-Werte liegen im Bereich von 5-18. Für die Auswertung der Daten und für eine Genauigkeitsanalyse bieten sich demnach speziell die Streifen 40 - 44 an, bei denen der DOP-Wert bei 5-6 liegt.

Streifen - Nr.	14	15	16	17	18	19	40	41	42	43	44
Dauer [sec]	75	90	78	75	83	62	196	83	115	128	116
GDOP	18	11	11	11	11	11	6	6	5	5	5

Tabelle 4-10: GDOP Werte für die Streifen des Flugtest Sophienhöhe 2

Jeder Streifen wurde nachfolgend mit den in den Kapiteln 2 und 3 vorgestellten Verfahren prozessiert. Die berechneten Winkelkomponenten in Heading, Pitch und Roll sind beispielhaft für den Streifen 43 in Abbildung 4-13 dargestellt.

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

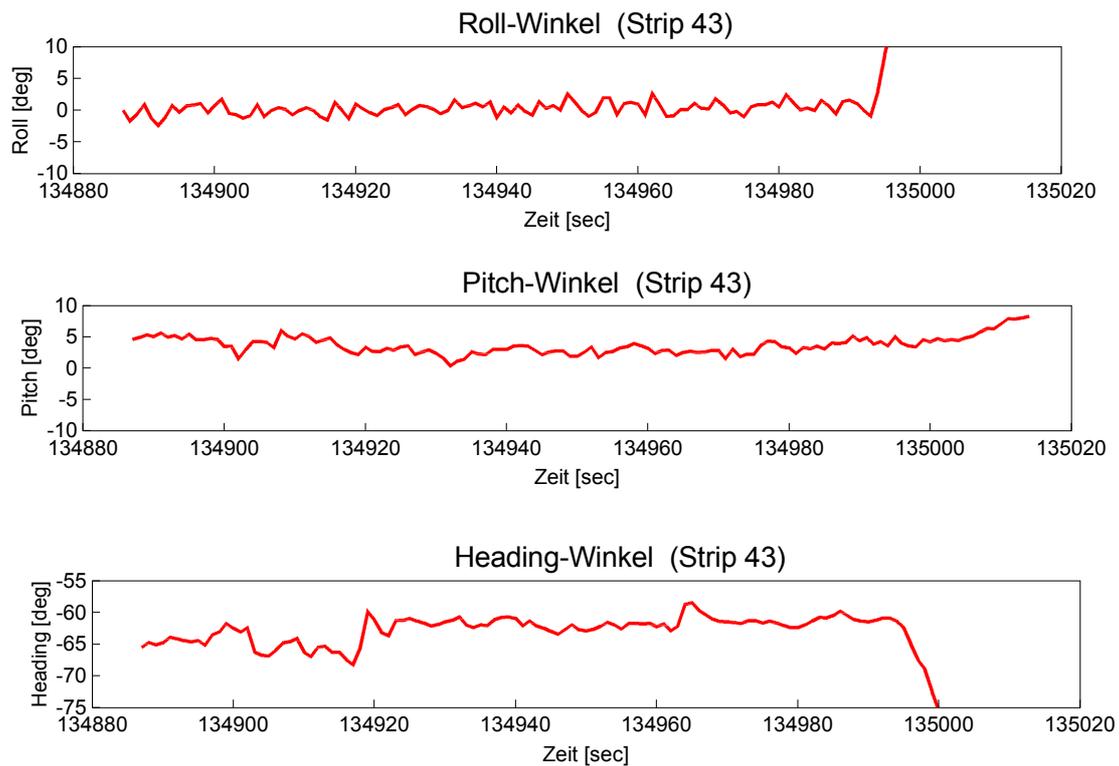


Abbildung 4-13: Winkelbeobachtungen im Streifen 43

4.3.2 INTERPOLATION DER GPS - NEIGUNGEN AUF DIE KAMERABELICHTUNGSZEITPUNKTE

Kommerziell erhältliche GPS-Empfänger liefern heute in der Regel Rohdatensätze mit einer festgelegten Meßfrequenz (z.B. 1 Hz). Wenn die Luftbildkamera nicht hardwarenah mit dem GPS-Empfänger synchronisiert ist, werden die GPS-Beobachtungen und die Belichtung des Filmes normalerweise nicht simultan erfolgen. Durch die asynchrone Auslösung der Luftbildkamera werden die Kamerabelichtungszeitpunkte zwischen den einzelnen GPS-Beobachtungen liegen. Da die Orientierungsparameter für die Kamerabelichtungszeitpunkte vorliegen müssen, ist es notwendig, die GPS-Winkelbeobachtungen auf die Kamerabelichtungszeitpunkte zu interpolieren. Für die Interpolation stehen als einfachstes Verfahren Polynomansätze verschiedenen Grades zur Verfügung. Im typischen Fall nähern Polynomansätze die Werte eines bestimmten Bereiches einer Zeitreihe als Kurve in Abhängigkeit von der Zeit an und überführen so die diskrete Darstellung in eine kontinuierliche. Die Polynomansätze lassen sich allgemein durch den von Lagrange formulierten formalen Zusammenhang beschreiben (Press et al. [1988]):

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

$$\begin{aligned}
 p(x) &= \frac{(x-x_2)(x-x_3)\dots(x-x_N)}{(x_1-x_2)(x_1-x_3)\dots(x_1-x_N)} y_1 + \frac{(x-x_1)(x-x_3)\dots(x-x_N)}{(x_2-x_1)(x_2-x_3)\dots(x_2-x_N)} y_2 + \dots \\
 &\dots + \frac{(x-x_1)(x-x_2)\dots(x-x_{N-1})}{(x_N-x_1)(x_N-x_2)\dots(x_N-x_{N-1})} y_N \\
 &= a_1 y_1 + a_2 y_2 + \dots + a_{N-1} y_{N-1} + a_N y_N
 \end{aligned}
 \tag{4-10}$$

mit:

- N Grad des Polynoms
- x_i Zeitpunkt der Beobachtung i
- y_i Beobachtung zum Zeitpunkt i
- $p(x)$ die zu interpolierende Beobachtung zum Zeitpunkt x
- a_i Polynomkoeffizienten (Gewicht der Beobachtung i)

Neben den zuvor vorgestellten einfachen Polynomen hat sich gezeigt, dass die stückweise Approximation der Zeitreihe durch einfache Funktionen mit Stetigkeitsbedingungen an den Funktionsübergängen hervorragend für Interpolationszwecke verwendet werden kann. Speziell kubische Splines eignen sich für die Interpolation, da sie tridiagonale Eigenschaften haben und damit sehr einfach programmierbar und schnell in der Ausführung sind (siehe z.B. Forsythe et al. [1977]). Kubische Splines sind wie folgt definiert (siehe z.B. Fritsch [1991] für die Herleitung):

$$y = Ay_i + B y_{i+1}'' + Cy_i'' + Dy_{i+1}'' \tag{4-11}$$

y_i'' bzw. y_{i+1}'' sind die zweiten Ableitungen des Splines an der Stelle i und A und B und berechnen sich in Analogie zur linearen Lagrange Interpolation aus:

$$A = \frac{x_{j+1} - x}{x_{j+1} - x_j} \quad B = \frac{x - x_j}{x_{j+1} - x_j} = 1 - A \tag{4-12}$$

wobei der zu interpolierende Funktionswert zwischen den Werten j und j+1 liegen muß ($x_j < x < x_{j+1}$). Mit den bekannten A und B berechnen sich die Koeffizienten C und D der zweiten Ableitungen aus:

$$C = \frac{1}{6}(A^3 - A)(x_{j+1} - x_j)^2 \quad D = \frac{1}{6}(B^3 - B)(x_{j+1} - x_j)^2 \tag{4-13}$$

Die beiden besprochenen Funktionstypen wurden für die Untersuchungen der Interpolationseigenschaften herangezogen. Aufgrund der Annahme, dass die Winkeländerungen hochfrequent sind und die Meßwerte nur mit 1 Hz vorliegen, ist zu erwarten, dass speziell Funktionen mit niedrigem Polynomgrad die tatsächlichen Werte am besten annähern. Bei den gemessenen Winkeln handelt es sich auch nicht um sehr glatte Kurven die durch hochgradige Polynome beschrieben werden könnten. Um zu untersuchen, welches die günstigste Interpolationsvorschrift ist, wurden in den längeren Streifen 41, 42 und 43 die Winkel der einzelnen Meßzeitpunkte abhängig vom Polynomgrad aus den vorhergehenden und nachfolgenden Beobachtungen berechnet. Zum Beispiel wird bei der linearen Interpolation die Beobachtung t_i aus den Beobachtungen der Zeitpunkte t_{i-1} und t_{i+1} ermittelt. Für die quadratische Interpolation würde dann die Beobachtung t_i aus den Beobachtungen t_{i-2} , t_{i-1} und t_{i+1} berechnet.

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

Aus der Differenz der interpolierten Beobachtung und der tatsächlich gemessenen Beobachtung wird dann eine Standardabweichung für den Roll-, Pitch- und Heading- Winkel berechnet (siehe Tabelle 4-11).

Wie zu erwarten, bewirken die Polynome ersten bis dritten Grades geringere Interpolationsfehler als die höhergradigen Interpolationsvorschriften. Es ist dabei unbedeutend, ob Polynome ersten, zweiten oder dritten Grades verwendet werden. Es zeigt sich jedoch deutlich, dass Polynome ab dem Grad 5 aufgrund eines ungewünschten Ausschwingverhaltens für die Beschreibung der Winkelzeitreihe ungeeignet sind. Mit einem mittleren Interpolationsfehler von 0.43° liefert die stückweise Approximation der Kurve mit kubischen Splines die besten Ergebnisse. Allgemein lässt sich feststellen, dass die erreichten Interpolationsgenauigkeiten im Bereich der zu erwartenden Winkelgenauigkeiten liegen und somit die erreichbare Genauigkeit in diesem Fall nicht erheblich verschlechtern

Datenfile	Streifen 41			Streifen 42			Streifen 43			Mittel
Winkeltyp	roll	Pitch	head	Roll	Pitch	head	Roll	Pitch	head	
Polynom-grad										
1	0.64	0.50	0.35	0.59	0.48	0.38	0.62	0.41	0.33	0.48
2	0.63	0.47	0.38	0.58	0.52	0.36	0.62	0.51	0.29	0.48
3	0.59	0.41	0.34	0.59	0.47	0.31	0.64	0.43	0.31	0.45
4	0.70	0.53	0.36	0.64	0.49	0.35	0.66	0.48	0.36	0.50
5	0.74	0.58	0.41	0.74	0.56	0.38	0.76	0.60	0.38	0.57
6	0.90	0.63	0.61	0.83	0.75	0.52	0.94	0.80	0.51	0.72
Kubischer Spline	0.53	0.38	0.31	0.58	0.49	0.31	0.59	0.44	0.29	0.43

Tabelle 4-11: Genauigkeit der Interpolationsfunktionen in $[\text{°}]$

Im praktischen Fall ist zu erwarten, dass die Interpolationsfehler geringer werden, da der Kamerabelichtungszeitpunkt zwischen die in gleichem Zeitabstand gemessenen GPS-Beobachtungen fallen wird. Im Gegensatz zu dem hier durchgeführten Test bei dem die Interpolationsspanne bei ≤ 1 Sekunde liegt wird der Abstand des zu interpolierenden Wertes zur nächsten Stützstelle immer kleiner als 0.5 Sekunde sein.

4.3.3 AEROTRIANGULATION

Die photogrammetrische Auswertung der Bilder von beiden Testflügen wurde am Institut für Photogrammetrie der Universität Stuttgart durchgeführt. Da sich die Auswertungen überwiegend auf die Befliegung Sophienhöhe 2 beziehen, wird die Datenauswertung nur für diesen Fall vorgestellt. Die technischen Daten und die Auswerteverfahren der ersten Befliegung sind aber nahezu identisch.

(1) Die Blockparameter können wie folgt zusammengefasst werden:

Befliegung durch	: Rheinbraun AG
Blockgröße	: 2.5 km x 4.5 km
Bildmaterial:	: s/w Originalnegative
Aufnahmekamera	: ZEISS RMK-TOP
Brennweite	: f = 153.833 mm
Längsüberdeckung:	: 60 %
Querüberdeckung	: 20 %
Streifenanzahl	: 16 (11 in Nord Süd Richtung und 5 in Ost-West Richtung)
Flughöhe	: 750 m
Bildmaßstab	: 1 : 5000
Paßpunkte	: 20 horizontal, 73 vertikal

Zur Verknüpfung der Bilder wurden Punkte mit dem Zeiss PM 1 künstlich markiert. Insgesamt wurden ca. 3500 Bildpunkte gemessen, die zur Orientierung von 157 Bildern dienten. Die Messungen der Bildkoordinaten erfolgten an einem Monokomparator PK 1. Die Passpunkte sind mit geodätischen Mitteln kurz vor der Befliegung eingemessen worden und waren während der Befliegung signalisiert.

(2) Die durchgeführte Aerotriangulation erfolgte mit der Bündelmethode und Selbstkalibrierung zur Erfassung systematischer Bildfehler. Keinerlei GPS-Beobachtungen wurden für die Aerotriangulation herangezogen, sodass die erreichte Genauigkeit allein auf konventionellen photogrammetrischen Verfahren beruht. Die a priori Standardabweichung der Passpunkte konnte aus der geodätischen Netzausgleichung abgeleitet werden und wurde für alle Punkte in Lage und Höhe auf 3 cm festgelegt. Bei der durchgeführten robusten Ausgleichung konnten keine groben Fehler entdeckt werden, und die Verbesserungen nach der Ausgleichung lagen im Bereich von ≤ 1.7 cm. Durch die künstlich markierte Verknüpfung und dadurch, dass sehr viele signalisierte Passpunkte zur Verfügung standen, konnte eine a posteriori Varianz der Bildkoordinaten σ_0 von 3 μ m erreicht werden.

(3) Das für die Genauigkeitsuntersuchung wichtigste Ergebnis der Blockausgleichung sind die aus der Photogrammetrie abgeleiteten Neigungen der Bilder gegenüber dem Koordinatensystem der Blockausgleichung. Die theoretische Genauigkeit der photogrammetrischen Neigungsbestimmung sind den

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

Hauptdiagonalelementen der inversen Normalgleichungsmatrix zu entnehmen. Die berechneten Genauigkeiten der Winkelkomponenten liegen im Mittel bei 2-3 mgon. Die maximale Standardabweichung für eine Winkelkomponente wurde für die Rollkomponente am Blockrand mit 10 mgon erreicht. Die Genauigkeit der Koordinaten der Projektionszentren oder der Geländepunkte lagen im Bereich von 1-3 cm. Sie sind im Zusammenhang mit der Genauigkeitsuntersuchung der GPS-Neigungsmessung jedoch nur von untergeordneter Bedeutung und werden deshalb nicht weiter analysiert

4.3.4 EXPERIMENTELLE VERIFIKATION DER INTERFEROMETERDEFORMATIONEN

Die Berechnung der Interferometerneigungen basiert auf der Beziehung zwischen dem körperfesten Interferometerkoordinatensystem und dem WGS-84. Wie in Kapitel 3.3.10 angedeutet, wird sich das Interferometerkoordinatensystem durch die aeroelastische Deformation des Flugzeuges zeitlich ändern. Zur Modellierung der Deformation wird angenommen, dass sich die Flügelantennen während der Befliegung im Vergleich zur Ruhelage symmetrisch linear nach oben bewegen (siehe Abbildung 4-14).

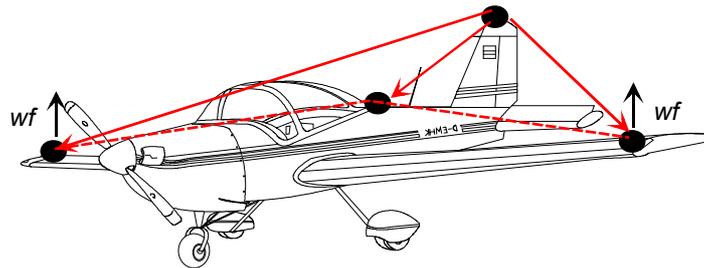


Abbildung 4-14: Aeroelastische Deformation des Flugzeugkörpers

Die Größe der Bewegung ist abhängig von Einflußfaktoren wie der Fluggeschwindigkeit, dem Flugzeuggewicht, der Flugzeuggröße, dem Elastizitätsmodul des Flügelmaterials, der Flügelstellung und atmosphärischen Bedingungen (Luftdruck, Windrichtung und Windstärke). Innerhalb eines Streifens sollten sich die zuvor genannten Bedingungen, mit Ausnahme der Windrichtung und der Windstärke) nicht wesentlich ändern. Da die Befliegung Sophienhöhe 2 unter relativ windstillen Bedingungen durchgeführt wurde, ist zu erwarten, dass die Deformation innerhalb des Streifens konstant bleibt. Abbildung 4-15 zeigt die geschätzte Flügeldeformation für die 126 Beobachtungen des Streifens 44.

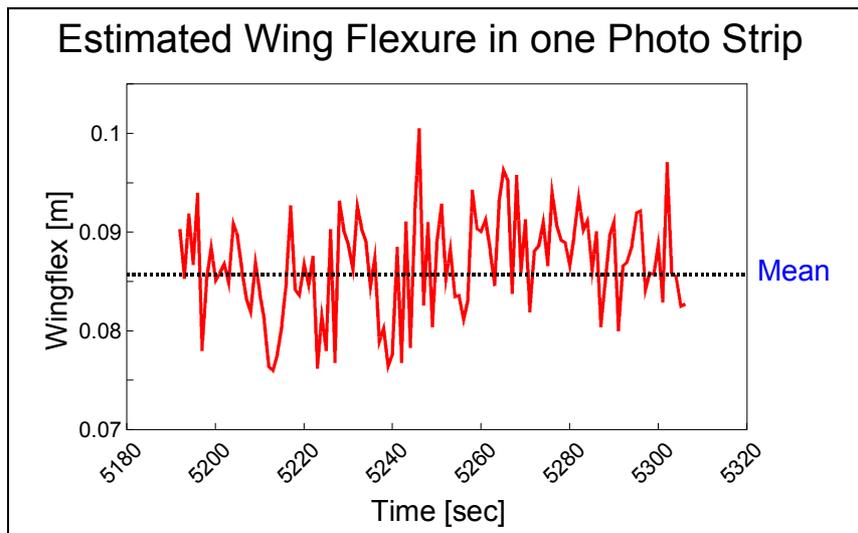


Abbildung 4-15: Berechnete Aeroelastische Verformung

Die Deformation liegt bei einem Mittelwert von 8.6 cm und zeigt eine relativ hohe Konstanz mit einer Standardabweichung $\sigma_{\text{FLEX}} = 0.4$ cm. Die Größe der berechneten Deformation stimmt auch mit einer groben analytischen Schätzung der Deformation aus aerodynamischen Modellen und den technischen Daten des verwendeten Flugzeugtyps (siehe technische Spezifikationen Partenavia [1995]) überein. Stark vereinfachend sind mit den in Tabelle 4-12 angegebenen technischen Werten Deformationen im Bereich von 7-9 cm für die Antennenpositionen berechnet worden.

Fügelform	NACA 63A515
Flügelmaterial	2024 T3 Metallegierung
Gewicht des Flugzeuges	1890 kg
"Angle of Attack" bei gleichbleibender Flughöhe	2.5 ⁰
Spannweite bis Antenne	8 m
Luftdruck	1000 mbar
Windgeschwindigkeit	0 km/h

Tabelle 4-12: Physikalische Parameter der Partenavia P 68

Ein weiterer Indikator für die Existenz und Größe der Flügeldeformation sind die Residuen der z-Koordinaten der Flügelantennen, die bei der Transformation zwischen Interferometersystem und GPS-System berechnet werden. Wenn der Flugzeugkörper gleichmäßig umströmt ist, wird der auf den Flügeln lastende Aufwinddruck und somit die Deformation primär von der Fluggeschwindigkeit abhängen. Die z-Residuen der Flügelantennen sollten bei stetigem Flug etwa gleich groß und von der Fluggeschwindigkeit abhängig sein. Abbildung 4-16 zeigt die geschätzten z-Residuen der beiden Flügelantennen und die Fluggeschwindigkeit während des Landeanfluges auf den Flughafen.

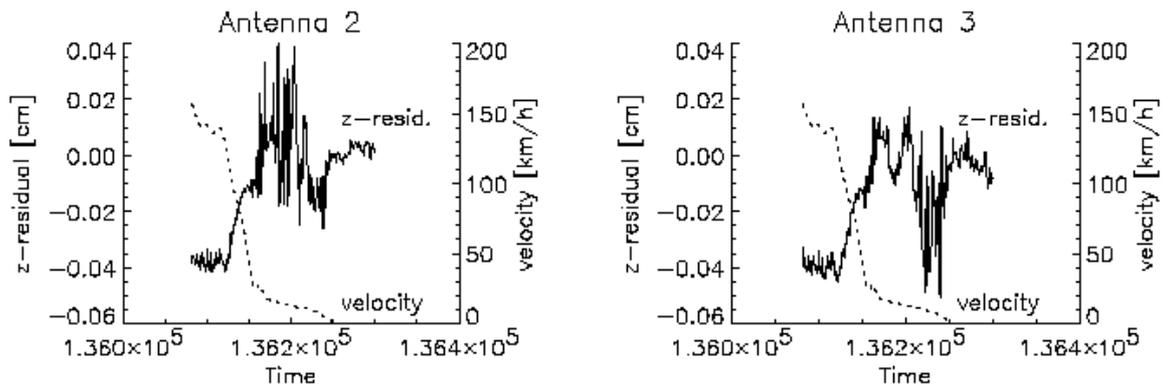


Abbildung 4-16: z-Residuen der Flügelantennen in Abhängigkeit von der Flugzeuggeschwindigkeit

Solange sich das Flugzeug bei gleichbleibender Geschwindigkeit im Gleitflug befindet, sind die z-Residuen beider Antennen konstant bei -4 cm. Die Landung selbst ist bei einer Geschwindigkeit von ca. 120 km/h. Von dort an wird das Flugzeug stark abgebremst bis zu einer Geschwindigkeit von ca. 30-40 km/h, wo größere Variationen in den Residuen auftreten. Eine Erklärung dafür sind Vibrationen durch Unebenheiten der Landebahn, gleichzeitig nimmt die Aussteifung der Flügel durch den nachlassenden Winddruck ab. Wenn das Flugzeug zum Stand kommt, werden die Flügel in die durch das Eigengewicht verursachte Stellung gebracht und die Residuen werden im Mittel zu Null.

Die hier gezeigten Ergebnisse werden durch die von Cohen/Parkinson [1992] und Cohen et al. [1994] getätigten Versuche bestätigt. In zwei Flugtests wurde die GPS-Neigungsmessung mit Ergebnissen eines qualitativ hochwertigen Inertialnavigationssystems verglichen. Während der Befliegung wurden verschiedene "pull up" und "push down" Manöver geflogen. Bei diesen Manövern treten schnelle Änderungen des Pitch-Winkels auf, und da Änderungen des Pitch-Winkels einer vertikalen Beschleunigung entsprechen, wird die Flügeldeformation mit dem Pitch-Winkel variieren. Um die Auswirkung der Flügeldeformation auf die GPS-Neigungsgenauigkeit zu analysieren wurden die Differenzen zwischen den GPS-Neigungen und den INS-Neigungen berechnet. Ohne Modellierung der Flügeldeformation lag der R.M.S.- Wert der Differenzen zwischen GPS und INS bei 0.2° . Durch die Schätzung der Flügeldeformationen bei der Neigungsberechnung konnte die GPS-Neigungsgenauigkeit um einen Faktor 2 auf 0.09° verbessert werden. Die hier beschriebenen Genauigkeiten beziehen sich auf Basislinienlängen von 8-26 m mit einem zweimotorigen turboprop Transportflugzeug der NASA (King Air 200).

4.3.5 VERGLEICH DER GPS-NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT DER PHOTOGRAMMETRISCHEN NEIGUNGSBESTIMMUNG

Eine empirische Untersuchung der gesamthaften Fehlereigenschaften der GPS-gestützten Neigungsbestimmung unter praktischen Bedingungen kann durch den Vergleich der mit GPS berechneten Neigungen mit den Neigungskomponenten aus einer konventionellen Aerotriangulation durchgeführt werden. Die aus der Photogrammetrie bestimmten Winkel können dabei als "fehlerfreie" Referenzwerte betrachtet werden, da deren Genauigkeit etwa 5-10 mal besser als die zu erwartenden GPS-Genauigkeiten sind. Für den Vergleich der GPS-Neigungen mit den photogrammetrisch bestimmten Neigungen wurde das in Abbildung 4-17 gezeigte Verfahren verwendet.

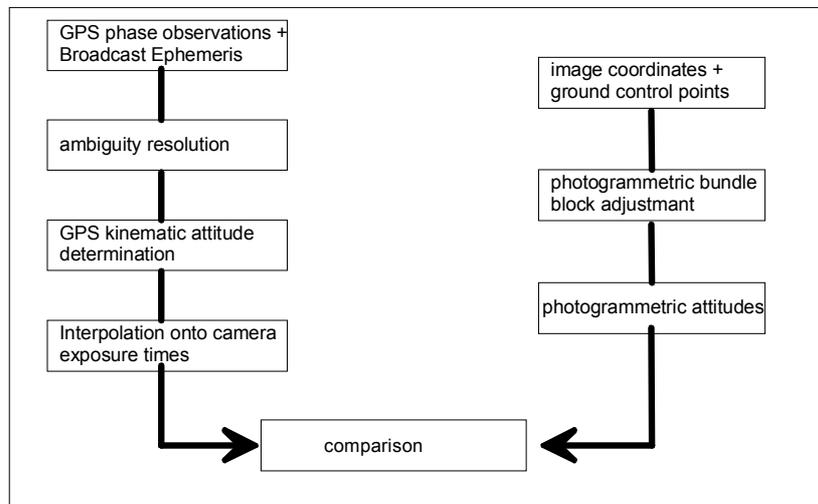


Abbildung 4-17: Vergleichsverfahren für die GPS - und die photogrammetrischen Neigungen

Die berechneten Differenzen aus GPS- und photogrammetrischen Neigungen enthalten demnach alle nicht modellierten zufälligen und systematischen Fehler. Da die physikalische Umgebung zum Zeitpunkt der Messungen in ihrer Gesamtheit nicht modellhaft beschrieben werden kann, ist die erreichte Genauigkeit das Ergebnis aus den Messfehlern der Hardware und eventuell noch bestehenden Resteffekten, die bei der Modellierung der GPS-Beobachtungen nicht berücksichtigt worden sind. In der Abbildung 4-18 und der Abbildung 4-19 sind die Differenzen zwischen den photogrammetrisch bestimmten Neigungen und den GPS-Neigungen für die Befliegungen Sophienhöhe 1 und Sophienhöhe 2 dargestellt.

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

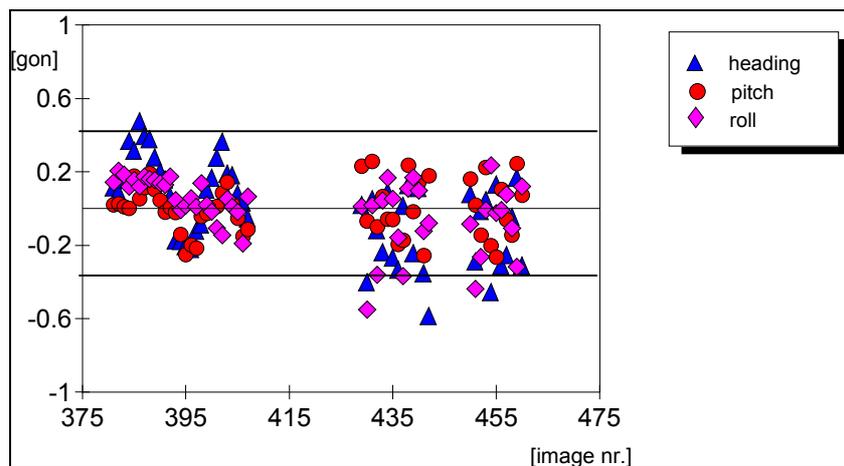


Abbildung 4-18: Differenzen zwischen photogrammetrisch bestimmten Neigungswinkel und GPS - Neigungen Testflug Sophienhöhe 1

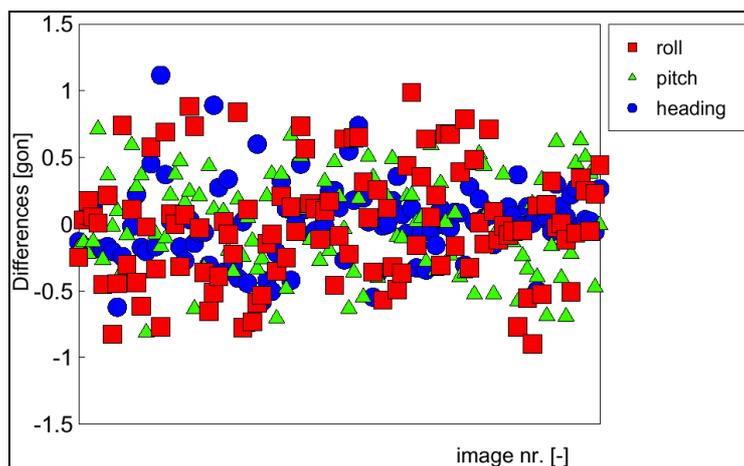


Abbildung 4-19: Differenzen zwischen photogrammetrisch bestimmten Neigungswinkel und GPS - Neigungen Testflug Sophienhöhe 2

In beiden Versuchsdatensätzen wurden durchschnittliche Streuungen für die GPS-Neigungsmessung von $\sigma_{\omega\phi\kappa} \approx 0.15 - 0.54$ Grad erreicht. In Tabelle 4-13 sind die erreichten Streuungen für die einzelnen Winkelkomponenten der beiden Datensätze zusammengefasst.

Experimentelle Analyse der GPS-Neigungsmessung

Datensatz	Winkel	Mittelwert (gon)	R.M.S(gon)
Sophienhöhe 1	Heading	-0.01	0.19
	Pitch	0.00	0.14
	Roll	0.01	0.21
Sophienhöhe 2	Heading	0.02	0.27
	Pitch	0.01	0.42
	Roll	-0.03	0.53

Tabelle 4-13: Mittelwerte und Streuung der Winkeldifferenzen

Die etwas geringeren Genauigkeiten der Roll- und Pitchwinkel lassen sich darauf zurückführen, dass diese Winkelkomponenten primär von den z-Komponenten der relativen Antennenpositionen abhängen. Die z-Komponenten werden aber aufgrund der aeroelastischen Deformation der Flügel deutlich schlechter bestimmt als die planaren Komponenten. Darüber hinaus sind die z-Komponenten aufgrund der schlechteren Schnittgeometrie der GPS-Satelliten ohnehin meist nur mit geringerer Genauigkeit bestimmbar.

Eine Spektralanalyse der Winkeldifferenzen lässt auch über längere Zeiträume kein systematisches Fehlverhalten erkennen. Die hier erreichten Ergebnisse zeigen ein etwas geringeres Genauigkeitsniveau im Vergleich zu den in dieser Arbeit gezeigten stationären Datensätzen und früher durchgeführten kinematischen Experimenten in mariner Umgebung (Lu et al. [1993]). Diese geringere Genauigkeit kann durch die ungünstige Beobachtungsgeometrie und mögliche Interpolationsungenauigkeiten unter diesen kritischen Bedingungen mit hoher Bewegungsdynamik erklärt werden.

5 ALTERNATIVE VERFAHREN ZUR NEIGUNGSBESTIMMUNG IN DER PHOTOGRAMMETRIE

5.1 NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT INERTIALNAVIGATIONSSYSTEMEN

Bereits zu Beginn des zweiten Weltkrieges haben Dock/Killian [1939] die Verwendung von Kreiselssystemen zur Bestimmung der Lageparameter von Luftbildkammern vorgeschlagen. Seit dieser Zeit sind Kreiselssysteme zur Bestimmung der äußeren Orientierung immer wieder Gegenstand photogrammetrischer Forschung gewesen (Simon [1943], Killian[1954], Draper [1962]). Trotz der im Laufe der Zeit stark gestiegenen Genauigkeit und der besseren Verfügbarkeit konnten sich die Inertialsysteme nicht in der Praxis durchsetzen. Die wesentlichen Gründe dafür waren die extrem hohen Anschaffungskosten und die auf den Messdaten vorhandenen systematischen Fehler. In den letzten Jahren sind aufgrund der höheren Stückzahlen von Inertialkomponenten und neuer Technologien sowohl in der Inertialtechnologie als auch durch die Verfügbarkeit von GPS die Preise für Inertialsysteme stark gefallen. Daher wird die Inertialtechnik zur Zeit wieder erneut für photogrammetrische Anwendungen diskutiert. Die Positions- und Neigungsbestimmung mit einem integrierten GPS/INS System (Cannon[1992], Schwarz et al. [1993]) zeigen bereits Genauigkeiten im Bereich von wenigen Dezimetern in der Position und wenigen Hundertstel Grad für die Lagewinkel. Bei den hier zitierten Tests sind jedoch qualitativ sehr hochwertige Inertialsysteme zum Einsatz gekommen, die aufgrund der hohen Kosten für die photogrammetrische Praxis nur schwer durchzusetzen sind. Im Gegensatz zur digitalen Bildverarbeitung sind die Prinzipien der Inertialvermessung in der Photogrammetrie nicht sehr weit verbreitet. Daher sollen hier kurz das Prinzip der Neigungsbestimmung mit Kreiselkomponenten und die augenblicklich erhältlichen Hardwarerealisierungen vorgestellt werden.

5.1.1 HARDWAREREALISIERUNGEN VON INERTIALSYSTEMEN UND DEREN KREISELKOMPONENTEN

Generell werden drei Arten von Inertialen Meßsystemen (INS) unterschieden (Farkas-Jandl [1983] und Röhrich [1993]):

- raumfeste Systeme (space stable)
- geographische Systeme (local-level)
- trägerorientierte Systeme (strapdown)

Bei den raumfesten Systemen werden die 3 Achsen der Messvorrichtung über eine Kardanaufhängung nach dem raumfesten Koordinatensystem ausgerichtet, welches annähernd einem Inertialsystem entspricht. Die Ausrichtung des Messsystems wird während der Messung durch die physikalische Drehimpulserhaltung beibehalten. Bei den geographischen Systemen werden die Systemachsen durch den Schwerevektor und die Nordrichtung definiert. Auch hier wird die Ausrichtung des Systems mit Hilfe eines Kardanrahmens bei Bewegungen des Trägers (Flugzeug) nachgeführt. Die trä-

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

gerorientierten INS sind fest mit dem Träger verbunden und unterliegen somit sämtlichen Bewegungen, die der Träger durchführt. Dadurch ändert sich permanent die Orientierung des Sensorpaketes gegenüber dem Koordinatensystem, in dem die Orientierung gefordert ist. Es ist somit erforderlich, die Messungen des Strapdown-Systems permanent in das Koordinatensystem der Orientierung zu transformieren. Der Nachteil dieses höheren Berechnungsaufwandes gegenüber den kardanisch aufgehängten Systemen wird aber durch die geringere mechanische Komplexität des INS kompensiert, da keine kardanische Aufhängung benötigt wird. Durch die einfacheren Sensorkonzepte und den geringeren Wartungsaufwand sind die trägerorientierten Systeme in den meisten Fällen auch preislich günstiger.

Die für die Neigungsbestimmung wichtigste Komponente eines INS sind die Kreisel (Gyros). Heute gibt es im wesentlichen 4 Hardwarerealisierungen von INS-Kreisel (siehe Savage [1978]):

- Floated Rate Integrating Gyro
- Tuned Rotor Gyro
- Electrostatic Gyro
- Ring Laser Gyro

Der Floated Rate Integrating Gyro ist der Kreisel mit der längsten Tradition und wurde bisher meist in den hochgenauen, kardanisch aufgehängten INS verwendet. Der Kreisel besteht aus einer zylindrischen hermetisch verschlossenen Schwungrad/Motor Kombination (Float), welche wiederum in einem hermetisch verschlossenen zylinderförmigen Gehäuse liegt. Das Float-Element ist mit dem Gehäuse so verbunden, dass entlang der Zylinderachse eine Rotationsbewegung „reibunglos“ möglich ist. Quer zur Zylinderachse ist das Element fest. Zwischen dem Float-Element und dem Gehäuse ist in der Regel eine Flüssigkeit, die zwei Bedeutungen hat: zum einen hält sie das Float-Element in einem neutralen Auftriebsgleichgewicht und sie wirkt als viskose Dämpfung. Wenn nun Drehraten entlang der Sensorachse vorliegen, entwickelt das Float-Element eine Präzessionsbewegung, welche gemessen werden kann.

Der Tuned-Rotor-Gyro ist eine einfachere Variante des oben beschriebenen Prinzips. Das Schwungrad ist ein Rotor, welcher kardanisch aufgehängt und mit einem Drehmotor verbunden ist. Der Drehmotor ist mit dem Gehäuse fest verbunden. Wenn sich das Gehäuse nun dreht, kann am Motor die Drehrate gemessen werden. Beide Kreiselvarianten, die auf dem Schwungradprinzip beruhen, werden bereits seit sehr langer Zeit hergestellt, und deren Einschränkungen und Stärken sind bekannt. Die Schwächen dieses Prinzips sind bis heute der sehr große feinmechanische Aufwand, die beschränkte Meßsbandbreite, die Empfindlichkeit auf laterale (Schwere-) Beschleunigungen und die Vibrationsanfälligkeit.

Der Electrostatic-Gyro ist ebenfalls ein Schwungradkreisel. Der Rotor ist jedoch nicht fest mit dem Gehäuse verbunden, sondern wird durch elektrostatische Felder in einem luftleeren Raum gehalten.

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

Der Rotor wird in einer Initialisierungsphase einmal in Rotation versetzt und kann danach frei und reibungslos rotieren. Die Winkelmessungen werden meist auf optischem Wege mit Encodern gemacht, wobei die Lage des Rotors im Bezug auf das Gehäuse bestimmt wird.

Der heute am weitesten verbreitete Sensor ist der Ring-Laser-Gyro (RLG), der auf den relativistischen Eigenschaften des Lichtes beruht. Ein Laserstrahl wird getrennt und durchläuft einen klar definierten, geschlossenen Weg im und gegen den Uhrzeigersinn. Wenn nun eine Drehrate am Ring-Laser-Gyro anliegt, wird einer der beiden Lichtstrahlen länger brauchen und der andere kürzer, was sich in einer Frequenzverschiebung auswirkt, die gemessen werden kann. Die Frequenzdifferenz ist proportional zu der anliegenden Drehrate und ist daher die wesentliche Meßgröße. Die Ring-Laser-Gyros sind ideal für Strapdown-Anwendungen geeignet, da sie keinerlei Beschränkungen in der Messbandbreite unterliegen. Darüber hinaus sind RLGs nicht gegenüber Vibration und dem Erdschwerefeld empfindlich. Der größte Nachteil der RLGs ist nach wie vor die erforderliche Baugröße, wenn hohe Messgenauigkeiten gefordert sind.

5.1.2 DATENPROZESSIERUNG VON KREISELDATEN

Da die Prozessierung von Kreiseldaten aus Inertialnavigationssystemen aufgrund der vielen vorhandenen Fehlereinflüsse und Modellparameter relativ komplex ist, sollen im Rahmen dieser Arbeit nur die Grundzüge der Kreiseldatenprozessierung aufgezeigt werden. Eine vollständige Einführung in die Problemstellung kann z.B. bei Britting [1971] oder Savage [1978] gefunden werden.

Die Grundlage für die Neigungsmessung mit Inertialnavigationssystemen ist Newtons zweites Gesetz zur Bewegung von Partikeln in einem Schwerfeld:

$$f_i = a_i - g_i \quad \text{5-1}$$

wobei folgende Notation gilt:

f_i : gemessenen Beschleunigungen

a_i : tatsächliche Beschleunigung des Partikels

g_i : Gravitationsbeschleunigung

Wie im vorhergehenden Kapitel beschrieben, misst das Inertialnavigationssystem die Drehraten und Beschleunigungen eines Trägerfahrzeuges. Durch die zweifache Integration der Beschleunigungen und die einfache Integration der Rotationsraten können die Position und die Orientierung des Systems bezüglich eines inertialen Koordinatensystems abgeleitet werden. Da die Orientierung des Systems üblicherweise nicht in einem inertialen Koordinatensystem erforderlich ist, wird häufig die folgende Darstellung der Meßgrößen in einem erdfesten, geozentrischen Koordinatensystem gewählt (siehe z.B. Wei/Schwarz [1990]):

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

$$\begin{bmatrix} \dot{r}^e \\ \dot{v}^e \\ \dot{R}_b^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v^e \\ R_b^e f_b - 2\Omega_{ie}^e v^e + \gamma^e \\ R_b^e \Omega_{eb}^b \end{bmatrix} \quad 5-2$$

mit:

r Positionsvektor der Inertialplattform im geozentrischen Koordinatensystem

v Geschwindigkeitsvektor der Inertialplattform im geozentrischen Koordinatensystem

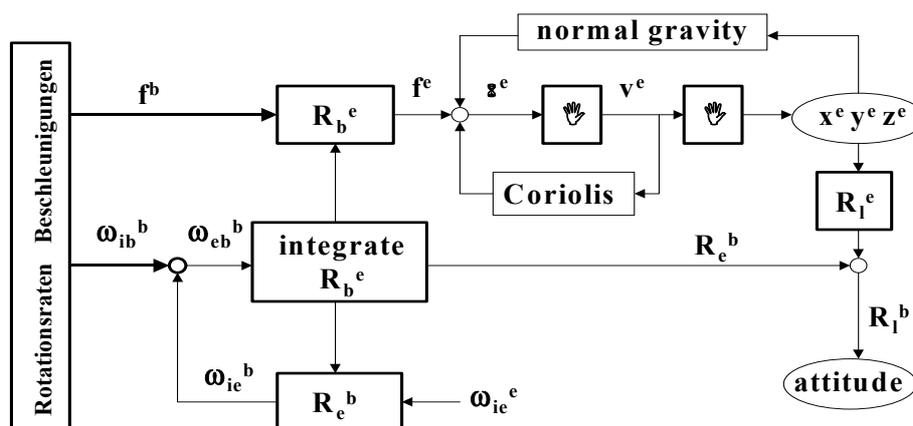
f gemessene Plattformbeschleunigungen

R_b^e Transformationsmatrix vom körperfesten Plattformsystem zum geozentrischen Koordinatensystem

Ω_{eb}^b schiefssymmetrische Matrix der Rotationsgeschwindigkeiten des körperfesten Koordinatensystems im geozentrischen Koordinatensystem dargestellt.

Ω_{ie}^e schiefssymmetrische Matrix der Erdrotationswinkelgeschwindigkeiten im inertialen Koordinatensystem dargestellt.

Wenn die Anfangsorientierung des Systems gegeben ist, kann durch die numerische Integration der dritten Komponente aus 5-2 die Transformationsmatrix zwischen dem körperfesten Koordinatensystem der Inertialplattform und dem geozentrischen Koordinatensystem bestimmt werden. Diese Transformationsmatrix wird dann dazu verwendet, die gemessenen Beschleunigungen in das geozentrische System zu transformieren (siehe 2. Teil von 5-2). Die gemessenen Beschleunigungen müssen für die Coriolisbeschleunigung und die Gravitationsbeschleunigung korrigiert werden, bevor durch die numerische Integration die Geschwindigkeitskomponenten der Inertialplattform bestimmt werden können. Die Position der Plattform ist dann durch die Integration der Geschwindigkeiten über die Zeit zu erhalten.



Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

Abbildung 5-1: Mechanisierung eines Inertialnavigationssystems (siehe Skaloud 1995)

In Analogie zur Bestimmung von Neigungen aus GPS-Beobachtungen (siehe Kapitel 2.3) handelt es sich bei der Rotationsmatrix \mathbf{R}_b^e ebenfalls um eine Rotation eines körperfesten Koordinatensystems in ein Referenzkoordinatensystem. Die Neigungswinkel der Inertialplattform gegenüber dem Referenzkoordinatensystem können daher aus der Rotationsmatrix \mathbf{R}_b^e über die beiden folgenden Beziehungen abgeleitet werden:

$$\mathbf{R}_b^e = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix}$$

5-3

$$= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \sin \theta \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi & -\cos \theta \sin \psi \\ -\cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi & \sin \theta \\ \sin \psi \cos \phi + \sin \theta \cos \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \phi - \sin \theta \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix}$$

und damit:

$$\sin \theta = A_{23} = i_{Yb} i_{Zu} + k_{Yb} k_{Zu} + j_{Yb} j_{Zu}$$

$$-\tan \phi = \frac{A_{21}}{A_{22}} = \frac{i_{Yb} i_{Xu} + k_{Yb} k_{Xu} + j_{Yb} j_{Xu}}{i_{Yb} i_{Yu} + k_{Yb} k_{Yu} + j_{Yb} j_{Yu}}$$

5-4

$$-\tan \psi = \frac{A_{13}}{A_{33}} = \frac{i_{Xb} i_{Zu} + k_{Xb} k_{Zu} + j_{Xb} j_{Zu}}{i_{Zb} i_{Zu} + k_{Zb} k_{Zu} + j_{Zb} j_{Zu}}$$

Die für die Neigungsbestimmung grundlegenden Meßgrößen sind die von den Gyros gemessenen Winkelgeschwindigkeiten. Da die Winkel aus einer fortlaufenden Integration der Winkelgeschwindigkeiten berechnet werden, muss zunächst die Integrationskonstante (Anfangsorientierung der Plattform) bestimmt werden. Typischerweise geschieht dies in einem statischen Kalibrierungsprozess zu Beginn jeder Messsequenz (Initial Alignment). Der Kalibrierungsprozess geschieht in der Regel in zwei Schritten: der Grob- und der Feinorientierung (Skaloud [1995]). Bei der Groborientierung wird davon ausgegangen, dass auf die Inertialplattform nur die Schwerebeschleunigung und die Erdrotationswinkelgeschwindigkeiten wirken. Diese beiden Beschleunigungen lassen sich am einfachsten in einem topozentrischen Koordinatensystem ausdrücken, sodass sich die Rotationsmatrix \mathbf{R}_b^e aus dem Matrixprodukt

$$\mathbf{R}_b^e = \mathbf{R}_b^I \mathbf{R}_I^e$$

5-5

berechnen lässt. Die Rotationsmatrix \mathbf{R}_b^I beschreibt dabei die Rotation zwischen dem körperfesten Koordinatensystem und dem topozentrischen System, und die Rotationsmatrix \mathbf{R}_I^e definiert die Rotation zwischen dem topozentrischen System und dem erdfesten System.

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

In der Groborientierung werden die Erdrotationswinkelgeschwindigkeiten mit der Inertialplattform gemessen, sodass sich das Azimut α der Inertialplattform aus folgender Beziehung ableiten lässt:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{\omega_{ie,north}^I}{\omega_{ie,east}^I}\right) \quad 5-6$$

mit

$$\omega_{ie}^I = \mathbf{R}_b^I \omega_{ie}^b = \begin{bmatrix} \omega_{ie} \sin \alpha \cos \phi \\ \omega_{ie} \cos \alpha \cos \phi \\ \omega_{ie} \sin \phi \end{bmatrix} \quad 5-7$$

wobei mit ω_{ie} die Erdrotationswinkelgeschwindigkeit und mit ϕ die geographische Breite bezeichnet ist.

Die Roll- und Pitchwinkel (β und κ) der Inertialplattform lassen sich danach aus den gemessenen Beschleunigungen wie folgt ableiten.

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v^{north}}{\gamma \Delta t}\right)$$
$$\kappa = \arcsin\left(\frac{v^{east}}{\gamma \Delta t}\right) \quad 5-8$$

γ ist die Schwerebeschleunigung der Erde und v^{north} und v^{east} sind die gemessenen Geschwindigkeiten der Inertialplattform im topozentrischen System. Die Genauigkeit dieser Groborientierung ist im Wesentlichen von der Genauigkeit der verwendeten Gyros und Beschleunigungsmesser abhängig und beträgt normalerweise einige zehntel Grad in Pitch und Roll und einige Grad im Azimut.

Nach der Groborientierung des Systems wird eine Feinorientierung durchgeführt, welche die gemessenen Winkel durch Kalibrierungsdaten der INS-Sensoren weiter verbessert. In einem Kalman Filter werden die Gyro-Driften und die Beschleunigungsmesserfehler gemeinsam mit den Fehlern der Näherungsposition und der Geschwindigkeiten modelliert. Die Information, dass das System statisch ist („Zero Velocity Updates“) wird dabei in dem Filter als Bedingung verarbeitet. Durch dieses Verfahren können unter Laborbedingungen die Genauigkeiten der Anfangsorientierung auf wenige Winkelsekunden in Pitch und Roll und auf einige Winkelminuten im Azimut verbessert werden (Liu [1992]). Unter praktischen Bedingungen sind die zu erreichenden Genauigkeiten aufgrund von Störeinflüssen (z.B. Fahrzeug - Vibrationen) meist geringer.

Aus der berechneten Anfangsorientierung kann dann durch die Integration der gemessenen Winkelgeschwindigkeiten die Änderung der Plattformorientierung fortlaufend überwacht werden.

5.1.3 GENAUIGKEITSEIGENSCHAFTEN DER NEIGUNGSBESTIMMUNG MIT INERTIALNAVIGATIONSSYSTEMEN

Die Genauigkeit der Neigungsbestimmung mit Inertialnavigationssystemen wird durch die Präsenz von einigen systematischen und zufälligen Fehlern signifikant beeinflusst. Die Genauigkeit der berechneten Winkel ist hauptsächlich abhängig von:

- der Genauigkeit der Anfangsorientierung
- der Präsenz von systematischen und zufälligen Fehlern in den Gyros und Beschleunigungsmessern
- der Präsenz von Fehlern in der Hardwareintegration

Speziell systematische Fehler in den Gyromessungen wirken sich unvorteilhaft auf die zu erwartende Genauigkeit der Neigungsbestimmung aus, da die Winkel durch eine fortlaufende Integration der Gyro-Drehraten gewonnen werden.

Das Fehlermodell eines Drehraten-Gyros kann nach Savage [1978] wie folgt beschrieben werden:

$$\omega_{out} = (1 + \varepsilon)(\omega_{in} + \gamma_x \omega_y - \gamma_y \omega_x) + d_\omega + \mu_\omega \quad \mathbf{5-9}$$

mit:

ω_{out}	Messsignal des Gyros
ω_{in}	Wahre Drehrate entlang der Gyro-Messachse
ε	Gyro Skalenfaktor
γ_x, γ_y	Gyro Achsenzentrrierfehler (Misalignment) (nicht - orthogonaler Einbau der Gyros)
ω_x, ω_y	Drehraten orthogonal zur Gyro-Messachse
d_ω	Gyro-Bias
μ_ω	zufällige Gyro Fehler

Generell werden sich der Skalenfaktor und die Achsenzentrrierfehler zwischen den einzelnen Beobachtungen zeitlich nicht wesentlich ändern und können daher in einem Kalibrierprozess a priori geschätzt werden. Als Modell für die zufälligen Gyrofehler kann ein weißes Rauschen verwendet werden und der Gyro-Bias ist durch einen Gauß-Markoff-Prozess erster Ordnung modellierbar (siehe Savage [1978]). Da die vorhandenen systematischen und zufälligen Fehler zeitabhängig sind, ist die Genauigkeit der Orientierung der Inertialplattform ebenfalls zeitabhängig. Um aus den Sensorfehlern die daraus resultierenden Neigungsfehler ableiten zu können, kann nach Schwarz/Wei [1994] folgende Differentialbeziehung verwendet werden:

$$\dot{\bar{\mathbf{R}}}_b^k = \bar{\mathbf{R}}_b^k \bar{\boldsymbol{\Omega}}_{kb}^b \quad \mathbf{5-10}$$

Die Rotationsmatrix $\bar{\mathbf{R}}_b^k$ transformiert einen Einheitsvektor aus dem körperfesten Koordinatensystem (b) in ein beliebiges Koordinatensystem (k). Sie ist fehlerbehaftet, da die gemessenen Drehraten, welche die Transformationsmatrix bestimmen, fehlerbehaftet sind. Die schiefsymmetrische Matrix

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

$\overline{\Omega}_{kb}^b$ beinhaltet die vom Inertialnavigationssystem gemessenen Drehraten ω_{kb}^b . Da die Rotationsmatrix $\overline{\mathbf{R}}_b^k$ fehlerbehaftet ist, kann sie nach Schwarz/Wei [1994] auch wie folgt dargestellt werden:

$$\overline{\mathbf{R}}_b^k = \mathbf{R}_b^k + \delta \mathbf{R}_b^k = (\mathbf{I} + \mathbf{E}^K) \mathbf{R}_b^k \quad 5-11$$

Wobei \mathbf{E}^K die schiefsymmetrische Matrix der kleinen Winkelfehler $\varepsilon^k = (\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z)$ ist. Die zeitliche Ableitung von 5-11 führt zu (Schwarz/Wei [1994]):

$$\dot{\overline{\mathbf{R}}}_b^k = \dot{\mathbf{R}}_b^k + \dot{\mathbf{E}}^K \mathbf{R}_b^k + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k \Omega_{kb}^b \quad 5-12$$

Andererseits kann 5-10 dargestellt werden als:

$$\begin{aligned} \dot{\overline{\mathbf{R}}}_b^k &= (\mathbf{R}_b^k + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k) (\Omega_{kb}^b + \delta \Omega_{kb}^b) \\ &= \mathbf{R}_b^k \Omega_{kb}^b + \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k \Omega_{kb}^b + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b \\ &= \dot{\mathbf{R}}_b^k + \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k \Omega_{kb}^b + \mathbf{E}^K \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b \end{aligned} \quad 5-13$$

Wenn in der dritten Zeile von 5-13 der Term zweiter Ordnung vernachlässigt wird, kann durch den Vergleich der von 5-13 und 5-12 folgende Analogie abgeleitet werden (Schwarz/Wei [1994]):

$$\dot{\mathbf{E}}^K \mathbf{R}_b^k = \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b \quad 5-14$$

und damit

$$\dot{\mathbf{E}}^K = \mathbf{R}_b^k \delta \Omega_{kb}^b \mathbf{R}_k^b \quad 5-15$$

Da $\dot{\mathbf{E}}^K$ und $\delta \Omega_{kb}^b$ zwei schiefsymmetrische Matrizen sind, kann 5-15 auch in vektorieller Form ausgedrückt werden:

$$\dot{\varepsilon}^k = \mathbf{R}_b^k \delta \omega_{kb}^b \quad 5-16$$

Da die Drehratenmessungen der Gyros normalerweise nicht als Drehraten des körperfesten Systems zum allgemeinen System vorliegen, sondern als Drehraten vom körperfesten System zu einem inertialen System, muss folgende Beziehung berücksichtigt werden:

$$\overline{\omega}_{kb}^b = \overline{\omega}_{ib}^b - \overline{\mathbf{R}}_k^b \omega_{ik}^k \quad 5-17$$

mit

$\overline{\omega}_{ib}^b$ gemessenen Drehraten im körperfesten Koordinatensystem

ω_{ik}^k berechnete Drehraten im beliebigen Koordinatensystem

Über die Fehlergleichung:

$$(\omega_{kb}^b + \delta \omega_{kb}^b) = (\overline{\omega}_{ib}^b + \delta \overline{\omega}_{ib}^b) - (\mathbf{R}_k^b + \delta \mathbf{R}_k^b) (\omega_{ik}^k + \delta \omega_{ik}^k) \quad 5-18$$

kann dann mit Hilfe von 5-17 folgende Äquivalenz gezeigt werden (siehe Schwarz/Wei [1994]):

$$\delta \omega_{kb}^b = \delta \overline{\omega}_{ib}^b - \mathbf{R}_k^b \delta \omega_{ik}^k - \mathbf{R}_k^b \Omega_{ik}^k \varepsilon^k \quad 5-19$$

Diese Beziehung kann nun in 5-16 eingesetzt werden und liefert somit die generelle Differentialgleichung für die Neigungsfehler:

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

$$\begin{aligned}\dot{\varepsilon}^k &= \mathbf{R}_b^k (\delta\omega_{ib}^b - \mathbf{R}_k^b \delta\omega_{ik}^k - \mathbf{R}_k^b \Omega_{ik}^k \varepsilon^k) \\ &= \mathbf{R}_b^k \delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{ik}^k - \Omega_{ik}^k \varepsilon^k\end{aligned}\quad \mathbf{5-20}$$

Die Differentialgleichung 5-20 zeigt, dass die Genauigkeit der Drehraten $\dot{\varepsilon}^k$ in einem beliebigen Koordinatensystem (K - System) im wesentlichen von drei Faktoren abhängt:

- den Meßfehlern der Gyros $\delta\omega_{ib}^b$
- den Winkelfehlern ε^k durch die Nicht-Orthogonalität der Gyro-Achsen
- und den Drehratenfehlern $\delta\omega_{ik}^k$ die durch die Transformation der Drehraten vom körperfesten Koordinatensystem in das K - System hervorgerufen werden (im wesentlichen Fehler in der Näherungsposition und der Näherungsgeschwindigkeit der Plattform)

In einem erdfesten, geozentrischen Koordinatensystem kann demnach 5-20 wie folgt ausgedrückt werden:

$$\dot{\varepsilon}^k = \mathbf{R}_b^e \delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{ie}^e - \Omega_{ie}^e \varepsilon^e \quad \mathbf{5-21}$$

Unter der Annahme, dass die Transformation zwischen dem körperfesten System und dem erdfesten, geozentrischen System mit ausreichender Genauigkeit bekannt ist, vereinfacht sich die Gleichung zu:

$$\dot{\varepsilon}^k = \mathbf{R}_b^e \delta\omega_{ib}^b - \Omega_{ie}^e \varepsilon^e \quad \mathbf{5-22}$$

Die tatsächlichen Winkelfehler der Inertialplattform zu einem beliebigen Zeitpunkt t können durch die Integration der Gleichung 5-22 berechnet werden (siehe Schwarz/Wei [1995]):

$$\varepsilon_t^e = \Phi(t, t_0) \varepsilon_0^e + \int_{t_0}^t \Phi(t, t_0) \mathbf{R}_b^e \delta\omega_{ib}^b dt \quad \mathbf{5-23}$$

wobei $\Phi(t, t_0)$ die Transitionsmatrix der Differentialgleichung 5-20 ist. Unter der Annahme, dass die Transitionsmatrix zeitinvariant ist, kann sie über inverse Laplace-Transformationen abgeleitet werden (siehe z.B. Skaloud [1995] und Schwarz/Wei [1995]). Zunächst soll dabei der erste Term von 5-23 näher betrachtet werden. Die Transitionsmatrix für die X-Komponente des Vektors ε_0^e ergibt sich nach Skaloud [1995] zu:

$$\Phi_x(t) = \left[\frac{\omega_x \omega_y + \omega_x \omega_z}{\omega^2} + \frac{\omega^2 - \omega_x^2 - \omega_x \omega_y - \omega_x \omega_z}{\omega^2} \cos \omega t + (\omega_z - \omega_y) \sin \omega t \right] \quad \mathbf{5-24}$$

wobei Φ_x die Transitionsmatrix für die x-Richtung darstellt, ω der Betrag der Winkelgeschwindigkeiten ist und $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ die Komponenten der Winkelgeschwindigkeiten in X, Y und Z Richtung sind. Die Transitionsmatrix für die anderen beiden Komponenten sind in ihrer Form analog. Die Struktur dieser Gleichung weist darauf hin, dass die Fehler durch die Nicht-Orthogonalität der Gyro-Achsen und Fehler in der Anfangsausrichtung ein periodisches Verhalten haben. Die induzierten Fehler sind jedoch nach oben begrenzt.

Der Einfachheit halber wird im zweiten Teil von 5-23 angenommen, dass die Gyro-Meßfehler nur aus einem konstanten Anteil (Gyro-Drift) und einem weißen Rauschen bestehen. Der dominante Anteil ist

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

dabei der konstante Gyro-Drift-Fehler. Der Winkelfehler in X-Richtung eines Koordinatensystems, der sich aus einer konstanten Gyro-Drift d_x ergibt, kann nach Skaloud [1995] wie folgt angenähert werden:

$$\varepsilon_x(t) = \left[\frac{\omega_x \omega_y + \omega_x \omega_z}{\omega^2} t + \frac{\omega^2 - \omega_x^2 - \omega_x \omega_y - \omega_x \omega_z}{\omega^2} \cos \omega t - (\omega_z - \omega_y) \sin \omega t \right] d_x \quad \mathbf{5-25}$$

Aus 5-25 lässt sich ersehen, dass der Winkelfehler, der durch eine konstante Gyro-Drift hervorgerufen wird, ein lineares, periodisches Verhalten zeigt und daher nicht nach oben begrenzt ist.

Die theoretischen Erkenntnisse aus 5-24 und 5-25 wurden in praktischen Versuchen unter Laborbedingungen nachgewiesen und zeigen das erwartete Fehlerverhalten (siehe Abbildung 5-2 aus Schwarz [1995]).

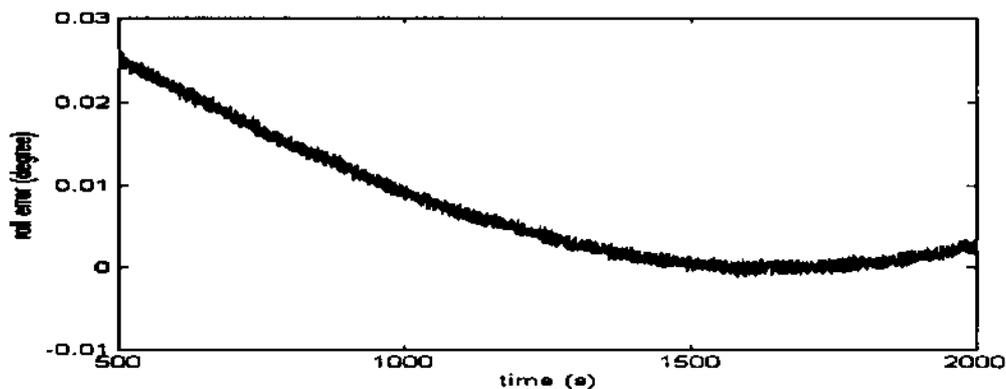


Abbildung 5-2: Fehlerverhalten eines INS ohne Stützung (Rollwinkel-Fehler eines LTN90-100)

Skaloud [1995] gruppiert die kommerziell erhältlichen Inertialnavigationssysteme nach Genauigkeit und Kosten in drei Klassen.

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

Performance Parameter	Genauigkeitsklasse		
	Billige Systeme (bis 20 Tsd US\$)	Mittlere Systeme (bis 80 Tsd US\$)	Teure Systeme (bis 150 Tsd US\$)
Gyro Drift ($^{\circ}/h$)	0.2	0.01	0.001
Gyro Scale Factor (ppm)	5	5	1
Nicht-Orthogonalität der Gyro Achsen (arcsec)	3	2	1
Gyro Random Walk ($^{\circ}/\sqrt{h}$)	0.03	0.002	0.0005
B-Messer Bias nach Kalibrierung (μgal)	40	40	10
B-Messer Skalenfaktor	200	100	50
Nicht-Orthogonalität der B-Messer Achsen (arcsec)	7	5	2

Tabelle 5-1: Performance Parameter von Inertialnavigationssystemen unterschiedlicher Genauigkeitsklasse

Das LTN 90-100 ist ein typisches Inertialnavigationssystem der mittleren Genauigkeitsklasse. Abbildung 5-3 zeigt die zu erwartende Winkelgenauigkeit von Inertialnavigationssystemen aller drei Genauigkeitsklassen über einen Zeitraum von einer Stunde.

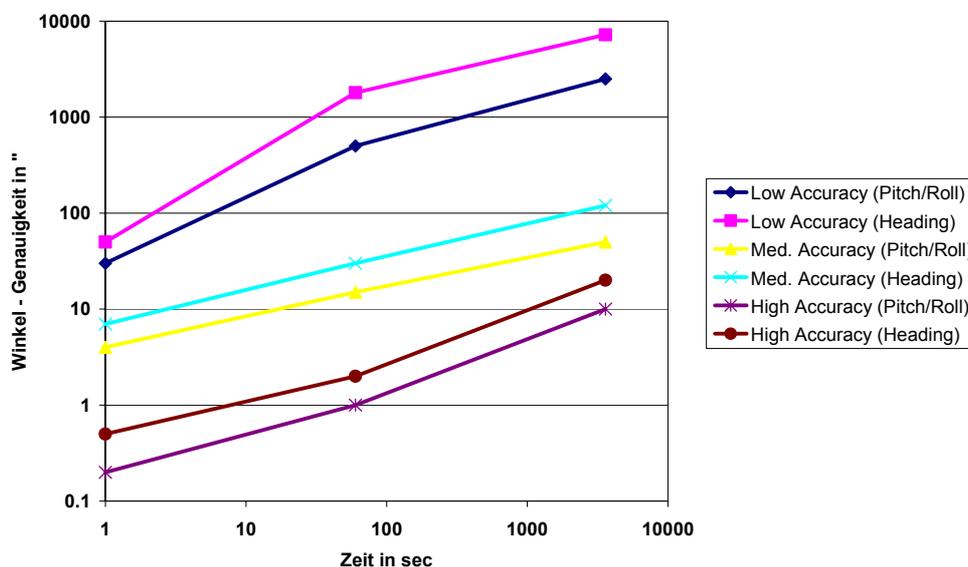


Abbildung 5-3: Winkelgenauigkeit von Inertialnavigationssystemen

Die theoretischen Untersuchungen und die praktischen Beispiele in diesem Kapitel zeigen, dass die Neigungsbestimmungen mit Inertialnavigationssystemen stark zeitabhängig sind. Bei einer für photogrammetrische Befliegungen typischen Flugdauer von mehreren Stunden können nur Inertialnavigati-

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

onssysteme mittlerer und hoher Genauigkeit eine zur GPS-Neigungsmessung vergleichbare Genauigkeit liefern. Der wesentliche Vorteil der Inertialnavigationssysteme liegt in der hohen inneren Genauigkeit, die über kurze Zeit bereits mit Systemen der niedrigen Genauigkeitsklassen erreicht werden kann. Neben dieser hohen Kurzzeitstabilität zeichnen sich die Inertialnavigationssysteme auch durch die sehr hohen Messfrequenzen aus, die speziell in photogrammetrischen Anwendungen mit hoher Bewegungsdynamik für Interpolationszwecke von Vorteil sind.

5.2 INTEGRIERTE GPS/INS SYSTEME

Im vorhergehenden Kapitel wurde gezeigt, dass Inertialnavigationssysteme über kürzere Zeiträume hochgenaue Neigungswinkel liefern können. Allerdings bewirken systematische Fehlereinflüsse in den Gyro-Messungen und in der Anfangsausrichtung der Inertialplattform eine starke Abnahme der Neigungsgenauigkeit über die Zeit. Es ist daher naheliegend, dass durch zusätzliche externe Messungen versucht werden könnte, das systematische Fehlerverhalten der Neigungen zu kontrollieren. Die gebräuchlichste Methoden zur Dämpfung von INS-Fehlern sind Messungen der Position und Geschwindigkeit der Inertialplattform. Die Anwendung dieser Koordinaten und Geschwindigkeits-Updates wird z.B. in Hug/Hermans [1985] beschrieben. Mit GPS steht heute eine Technologie zur Verfügung, mit der die Position und die Geschwindigkeit der Inertialplattform mit Genauigkeit (0.01m/s und 0.1-0.5 m) bestimmt werden kann. Mit einem integrierten GPS/INS-System sollte es daher möglich sein, die zu erwartenden Neigungsgenauigkeiten gegenüber dem Stand-Alone-INS zu steigern.

Die Grundzüge des Prinzips der Stützung mit extern gemessenen Geschwindigkeiten lassen sich nach Skaloud [1995] anhand von 5-26 erkennen:

$$\delta \dot{\mathbf{v}}^e = -\mathbf{F}^e \boldsymbol{\varepsilon}^e + \mathbf{R}_b^e \mathbf{b}^b \quad \text{5-26}$$

mit

$\delta \dot{\mathbf{v}}^e$ Vektor der zeitlichen Ableitungen der Geschwindigkeitsfehler

\mathbf{F}^e Schiefsymmetrische Matrix der gemessenen Inertialplattformbeschleunigungen

$\boldsymbol{\varepsilon}^e$ Winkelfehler der Inertialplattform

\mathbf{b}^b Fehler in den gemessenen Beschleunigungen in der Inertialplattform

Aus dieser Gleichung ist zu ersehen, dass die Geschwindigkeitsfehler von den Winkelfehlern und den Fehlern in den gemessenen Beschleunigungen abhängen. Für eine genauere Analyse wird 5-26 in ihren Komponenten dargestellt:

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_x &= f_z \varepsilon_y - f_y \varepsilon_z + b_x \\ \delta \dot{v}_y &= -f_z \varepsilon_x + f_x \varepsilon_z + b_y \\ \delta \dot{v}_z &= f_x \varepsilon_y - f_y \varepsilon_x + b_z \end{aligned} \quad \text{5-27}$$

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

Aufgrund der Schwerebeschleunigung hat f_z grundsätzlich einen großen Betrag und daher sind die Winkelfehler ε_x und ε_y (Roll und Pitch Fehler) durch gemessene externe Plattformgeschwindigkeiten gut zu kompensieren. Im Gegensatz dazu sind die Beschleunigungen f_x und f_y nur vorhanden, wenn die Plattform in horizontaler Richtung beschleunigt wird. Generell ist daher zu erwarten, dass die Stützung der Roll- und Pitch- Winkel aufgrund der vorhandenen Schwerebeschleunigung schneller und besser erfolgen kann. Die Qualität der Stützung des Azimut-Fehlers mit externen Plattformgeschwindigkeiten hängt demnach davon ab, mit welcher Häufigkeit und mit welchem Betrag Horizontalbeschleunigungen vorkommen (siehe Skaloud [1995]).

Die praktische Implementation eines integrierten GPS/INS geschieht meist über Kalman-Filter, in denen die Fehlerkomponenten der INS- und GPS-Systeme dezentral geschätzt werden. Die Fehlerkomponenten eines Systemes \mathbf{x}_k zum Zeitpunkt k und dessen zugehörige Kovarianzmatrix lassen sich dabei aus der Transitionsmatrix Φ_{k-1} und den Fehlerkomponenten des Zeitpunktes $k-1$ wie folgt präzisieren:

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_k &= \Phi_{k-1} \mathbf{x}_{k-1} \\ \mathbf{C}_k^x &= \Phi_{k-1} \mathbf{C}_{k-1}^x \Phi_{k-1}^T\end{aligned}\tag{5-28}$$

(Ein Beispiel für die Transitionsmatrix für die Winkelfehler kann in 5-23 gefunden werden). Wenn nun Beobachtungen \mathbf{l}_k :

$$\mathbf{l}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k\tag{5-29}$$

zum Zeitpunkt k vorliegen, dann kann der prädisierte Wert \mathbf{x}_k durch die Beobachtungen wie folgt verbessert werden:

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_k(+)&= \mathbf{x}_k(-) + \mathbf{K}_k [\mathbf{I} - \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k(-)] \\ \mathbf{C}_k^x(+)&= [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{A}_k] \mathbf{C}_k^x(-) \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{C}_k^x(-) \mathbf{A}_k^T [\mathbf{A}_k \mathbf{C}_k^x(-) \mathbf{A}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}\end{aligned}\tag{5-30}$$

Wobei die mit (-) bezeichneten Größen prädisiert und die mit (+) bezeichneten Größen durch Messungen verbessert worden sind. Abbildung 5-4 zeigt eine schematische Implementation eines integrierten GPS/INS-Systems (aus Skaloud [1995]).

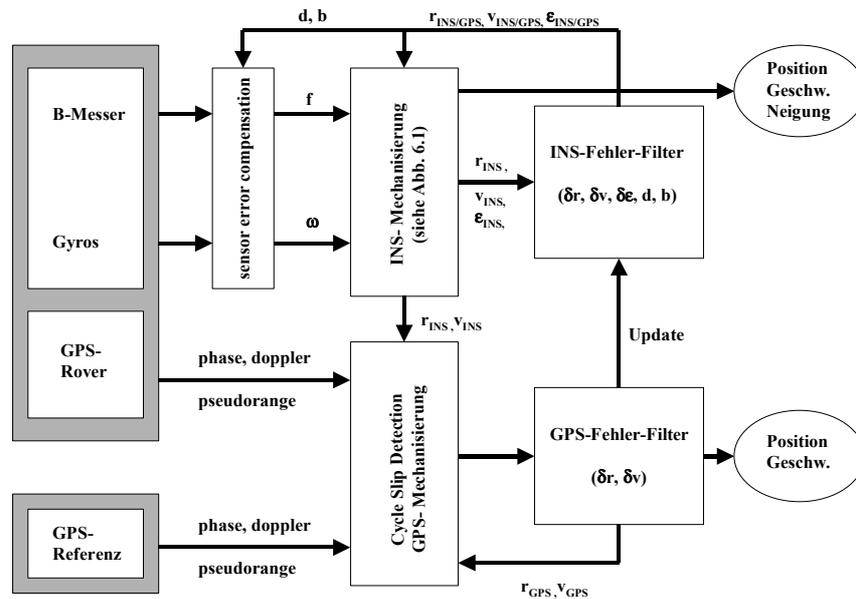


Abbildung 5-4: Integrationsschema für ein GPS/INS System (aus Skaloud [1995])

In dem hier vorgestellten Ansatz wird die Integration durch zwei dezentrale Filter bewirkt. Der GPS-Fehler-Filter arbeitet unabhängig von dem INS-Filter, und die Resultate des GPS-Filters werden dazu verwendet, um die im INS-Filter berechneten Fehler zu korrigieren. Die Genauigkeit der GPS-Updates wird durch die geschätzte GPS-Kovarianzmatrix charakterisiert und in dem INS-Updateprozess verwendet. Nachdem die INS-Fehler durch die GPS-Messungen aufdatiert wurden, können sie als Korrekturwerte für die gemessenen Beschleunigungen und Drehraten sowie in der INS-Datenprozessierung verwendet werden.

Praktische Untersuchungen und Simulationen zeigen, dass die langzeitige Winkelgenauigkeit, die durch die Integration der beiden Systeme erreicht werden kann, signifikant besser ist als die Winkelgenauigkeit eines Stand-Alone-INS-Systems (Zhang [1995], Skaloud [1995], Schwarz [1995]). Für ein Inertialnavigationssystem mittlerer Genauigkeit werden nach der Integration mit GPS, Winkelgenauigkeiten im Bereich von 15-30" über eine Stunde erreicht. Für Inertialnavigationssysteme niedriger Genauigkeit zeigt Zhang [1995], dass die zu erwartenden Winkelfehler eines integrierten GPS/INS-Systems über Zeiträume von einer Stunde im Bereich von 0.1 grad in Pitch und Roll und etwa 0.5 grad im Heading liegen (siehe Abbildung 5-5)

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

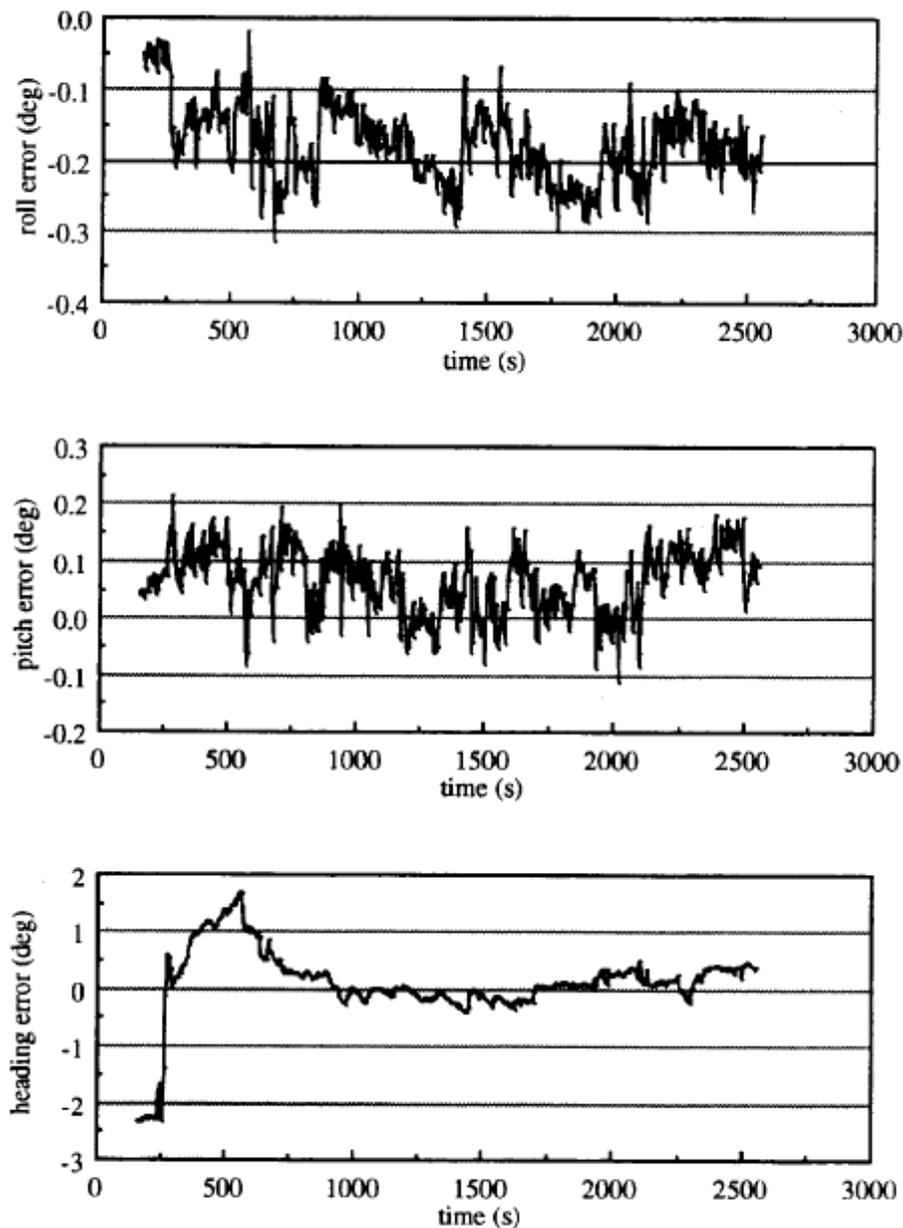


Abbildung 5-5: Winkelfehler eines GPS/low-cost INS System (aus Zhang [1995])

Bei der Integration von Inertialsystemen höherer Genauigkeit mit GPS sind speziell in der Heading-Komponente verbesserte Genauigkeiten erreichbar. Cramer et al [2000] zeigen in empirischen Untersuchungen Genauigkeiten mit einem POS/DG13 von Applanix Genauigkeiten im Bereich von einigen hunderstel Grad in heading, pitch und roll. Bei den Untersuchungen wurden die direkten Winkelbeobachtungen mit den Winkeln aus inversen photogrammetrischen Verfahren verglichen. Die erreichte Genauigkeit liegt bei einem Bildmaßstab von 1:6000 im Bereich von 0.04 grad und in einem Bildmaßstab 1:13000 von ca. 0.06 grad in allen Winkelkomponenten. Derartige Genauigkeiten sind jedoch nur nach einer sehr guten Systemkalibrierung erreichbar. Speziell die Fehler der Anfangsorientierung

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

und der linearen Sensordriften des Inertialnavigationssystems sind in der Prozessierung der Daten zu behandeln.

Die theoretischen Untersuchungen und die praktischen Beispiele in diesem Kapitel zeigen, dass die Neigungsbestimmung mit einem integrierten GPS/INS-System nicht die zeitabhängigen systematischen Fehler wie ein Stand-Alone-INS aufweisen. Die systematischen INS-Fehler können speziell in Pitch und Roll durch die GPS-Positionen und GPS-Geschwindigkeitsmessungen gestützt werden. Die Genauigkeit des Heading-Winkels ist stark von der Fahrzeugbewegung abhängig und erreicht meist die Genauigkeit von Roll und Pitch nicht. Wenn kombinierte Systeme zur direkten Orientierung von photogrammetrischen Sensoren eingesetzt werden sollten, sind für höhere Genauigkeitsanforderungen nur die teureren, hoch genauen Inertialsysteme zu verwenden.

5.3 NEIGUNGSBESTIMMUNG ÜBER INVERSE PHOTOGRAMMETRISCHE VERFAHREN

5.3.1 MATHEMATISCHES MODELL DER NEIGUNGSBESTIMMUNG ÜBER INVERSE PHOTOGRAMMETRISCHE VERFAHREN

Neben den vorgestellten Verfahren der Neigungsbestimmung mit GPS und INS ist es natürlich auch möglich, die Neigungsparameter einer photogrammetrischen Luftbildkamera über inverse photogrammetrische Verfahren zu bestimmen. Das Prinzip der Zuordnung von homologen Punkten in Bild und Gelände oder zwischen zwei Bildern bildet heute die Grundlage der photogrammetrischen Bildauswertung. Die Neigungswinkel eines photogrammetrischen Sensors gegenüber einem übergeordneten Landeskoordinatensystem werden dabei in einem Ausgleichsprozess aus den Bildkoordinaten und Geländekoordinaten homologer Bildpunkte geschätzt. Der funktionale Zusammenhang zwischen Bildkoordinaten und Geländekoordinaten lautet nach Kraus [1990] bei bekannter innerer Orientierung ($x_0=0, y_0=0, c=\text{const.}$):

$$\begin{aligned}x_i + v_{x_i} &= c \frac{a_{11}(X_i - X_0) + a_{21}(Y_i - Y_0) + a_{31}(Z_i - Z_0)}{a_{13}(X_i - X_0) + a_{23}(Y_i - Y_0) + a_{33}(Z_i - Z_0)} = c \frac{Z_x}{N} \\y_i + v_{y_i} &= c \frac{a_{12}(X_i - X_0) + a_{22}(Y_i - Y_0) + a_{32}(Z_i - Z_0)}{a_{13}(X_i - X_0) + a_{23}(Y_i - Y_0) + a_{33}(Z_i - Z_0)} = c \frac{Z_y}{N}\end{aligned}\tag{5-31}$$

wobei die folgende Notation gilt:

x_i, y_i	Koordinaten des Bildpunktes i im Bildkoordinatensystem
v_{x_i}, v_{y_i}	Verbesserungen der Koordinaten des Punktes i im Bildkoordinatensystem
X_i, Y_i, Z_i	Koordinaten des Objektpunktes i im übergeordneten Landeskoordinatensystem
X_0, Y_0, Z_0	Koordinaten des Projektionszentrums des photogrammetrischen Sensors im übergeordneten Landeskoordinatensystem

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

$a_{11} \dots a_{33}$ Elemente der Rotationsmatrix zwischen Bildkoordinatensystem und Landeskoordinatensystem, wobei $a_{11} \dots a_{33}$ Funktionen der drei unabhängigen Rotationswinkel ω , φ , κ sind

Bei zumindest 3 bekannten Geländepunkten lassen sich die unbekannt Rotationswinkel und Projektionszentrumskoordinaten eines Bildes in einer Kleinste-Quadrate-Ausgleichung schätzen. Nach Linearisierung von 5-31

$$\begin{aligned}v_{x_i} &= \frac{\partial x_i}{\partial \omega} d\omega + \frac{\partial x_i}{\partial \varphi} d\varphi + \frac{\partial x_i}{\partial \kappa} d\kappa + \frac{\partial x_i}{\partial X_0} dX_0 + \frac{\partial x_i}{\partial Y_0} dY_0 + \frac{\partial x_i}{\partial Z_0} dZ_0 + c \frac{Z_x}{N} - x_i \\v_{y_i} &= \frac{\partial y_i}{\partial \omega} d\omega + \frac{\partial y_i}{\partial \varphi} d\varphi + \frac{\partial y_i}{\partial \kappa} d\kappa + \frac{\partial y_i}{\partial X_0} dX_0 + \frac{\partial y_i}{\partial Y_0} dY_0 + \frac{\partial y_i}{\partial Z_0} dZ_0 + c \frac{Z_y}{N} - y_i\end{aligned} \quad \mathbf{5-32}$$
$$\mathbf{v} = \mathbf{A}\mathbf{x} - \mathbf{l}$$

ergeben sich die Unbekannten, unter der Annahme gleich genauer, unkorrelierter Beobachtungen, aus:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}} &= (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{l} \\ \mathbf{C}_{\mathbf{xx}} &= (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1}\end{aligned} \quad \mathbf{5-33}$$

Die Genauigkeit der Winkel aus einer Einzelbild-Orientierung ist aus den Hauptdiagonalelementen der Kovarianzmatrix $\mathbf{C}_{\mathbf{xx}}$ abzuleiten und liegt mit konventionellen photogrammetrischen Verfahren im Bereich von ca. 0.001 – 0.01 Grad für alle drei Winkelkomponenten.

Zur Orientierungsbestimmung einer Bildsequenz oder eines Bildverbandes kann das Verfahren der Punktübertragung zwischen den einzelnen Bildern angewandt werden, um die Anzahl der notwendigen Passpunkte für die Bildorientierung signifikant zu reduzieren. Die zu erwartende Genauigkeit der Winkelbestimmung ist dabei in erster Linie von der Passpunktverteilung und der vorhandenen Blockgeometrie abhängig. Nachfolgend sollen die Genauigkeitseigenschaften der Neigungsbestimmung für einige typische Konfigurationen von Blöcken und Streifen diskutiert werden.

5.3.2 GENAUIGKEITSEIGENSCHAFTEN DER NEIGUNGSBESTIMMUNG ÜBER INVERSE

PHOTOGRAMMETRISCHE VERFAHREN

Um die Genauigkeitseigenschaften der Neigungsbestimmung über inverse Photogrammetrie näher zu zeigen, wurden 4 typische Bildverbände in einem Bildmaßstab von 1:10000 simuliert. Es handelt sich hierbei um drei Streifen und einen Block mit unterschiedlichen Passpunktkonfigurationen. Die Streifenkonfigurationen wurden primär verwendet, da an ihnen sehr gut das Fehlerverhalten für die Orientierung mit verschiedenen Passpunktkonfigurationen über eine größere Bildanzahl gezeigt werden kann. Für die Simulation aller Bildverbände wurden folgende idealisierende Annahmen zugrunde gelegt:

- Ebenes Gelände mit $Z=0$ für alle Objektpunkte
- Regelmäßige Geländepunktverteilung mit einer quadratischen 3×3 Bildpunktverteilung

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

- Parameter der inneren Orientierung sind konstant und fehlerfrei bekannt
- Längsüberdeckung 60%, Querüberdeckung 20% (bei Blöcken)
- Genäherte Senkrechtaufnahmen
- Passpunktkoordinaten sind stochastisch unabhängig und normalverteilt mit einer Genauigkeit von $\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 0.1$ m
- Bildkoordinaten sind stochastisch unabhängig und normalverteilt mit einer Genauigkeit von $\sigma_x = \sigma_y = 5 \mu\text{m}$
- Kammerkonstante: 153 mm

Die Bildverbände sind wie folgt definiert:

1. Block 1: 8 Streifen mit je 17 Bildern, dichte Besetzung mit Vollpasspunkten am Blockrand und Höhenpasspunktketten nach je 6 Modellen
2. Streifen 1: 1 Streifen mit 20 Bildern, je 2 Vollpasspunkte am Streifenanfang und am Streifenende, Höhenpasspunkte am Bildrand jedes 3. Bildes
3. Streifen 2: 1 Streifen mit 20 Bildern, je 2 Vollpasspunkte am Streifenanfang und am Streifenende
4. Streifen 3: 1 Streifen mit 20 Bildern, 3 Vollpasspunkte am Streifenanfang

Die Simulationen wurden mit dem Programmsystem ORIMA-TB der Firma Leica Geosystems AG durchgeführt (Hinsken [1995]). Die aus den simulierten Blockkonfigurationen errechneten theoretischen Genauigkeiten der Orientierungsparameter sind in den folgenden Abbildungen dargestellt. Zur besseren Visualisierung wurden der Maßstab der Güte der Orientierungsparameter in der Blockvariante 3 mal größer gewählt als in den berechneten Streifenkonfigurationen.

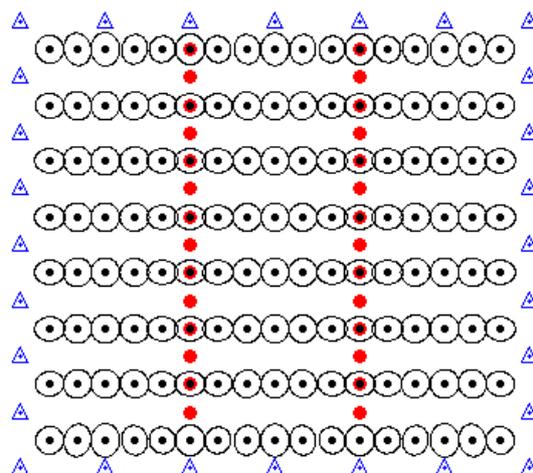


Abbildung 5-6: Genauigkeit der Orientierungsparameter für die Blockkonfiguration

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

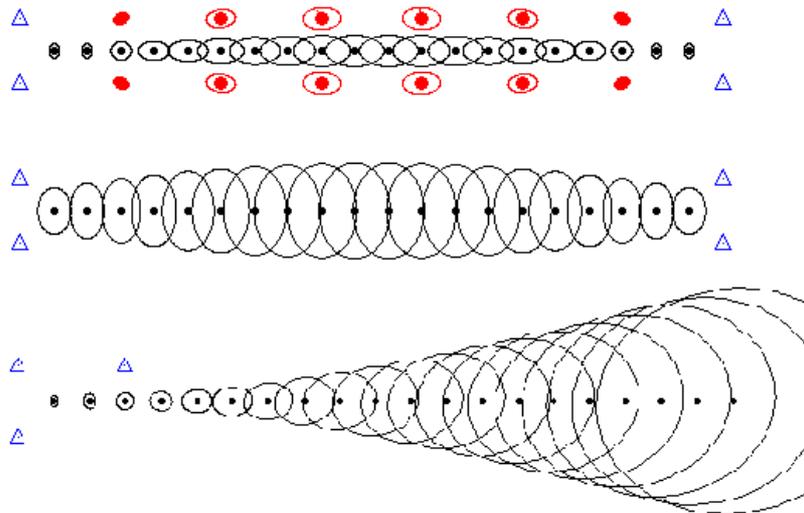


Abbildung 5-7: Genauigkeit der Orientierungsparameter für die Streifenkonfigurationen

In der konventionellen photogrammetrischen Blockkonfiguration mit einer dichten Besetzung von horizontalen Passpunkten am Blockrand und Höhenpasspunktketten nach jeweils 4-6 Modellen liefert die Blockausgleichung eine homogene Winkelgenauigkeit, die mit der Genauigkeit ($\sigma_{\omega\phi\kappa} = 0.0032$ Grad) einer Einzelbildorientierung vergleichbar ist. Dagegen werden wie erwartet die Winkelgenauigkeiten in den Streifenkonfigurationen deutlich schlechter, je mehr Bilder durch reine Punktübertragung überbrückt werden. Im Streifen 1 mit den Höhenpasspunkten nach jeweils drei Modellen lag die erreichte Genauigkeit der Winkelunbekannten bei $\sigma_{\omega\phi\kappa} = 0.009$ Grad und somit etwas schlechter als in dem besser verknüpften Block. Im Streifen 2 bei der Überbrückung von etwa 10 Bildern ohne Passpunkte liegen die erreichten Genauigkeiten für die Winkel dann schon bei 0.02 Grad. Nach der Überbrückung von 20 Bildern ist die Genauigkeit des letzten Bildes bereits $\sigma_{\omega\phi\kappa} = 0.08$, was der Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung nahe kommt. In dieser kurzen Analyse werden wie erwartet die folgenden Eigenschaften der Neigungsbestimmung mit inversen photogrammetrischen Methoden deutlich:

- Die Bildorientierung durch Verknüpfungspunkte weist eine hohe innere Genauigkeit auf
- Die Bildorientierung hat bei der Überbrückung von größeren passpunktfreien Gebieten ein kumulatives Fehlverhalten, was zu großen Fehlern nach größeren Distanzen führen kann
- Die Bildorientierung braucht nach wie vor Passinformation zur Bestimmung der absoluten Orientierung

Diese Untersuchung zeigt deutlich, dass die inverse Photogrammetrie nach wie vor eine der genauesten Methoden der Orientierungsbestimmung ist. Speziell über wenige Bilder hinweg zeichnet sich die inverse Photogrammetrie durch eine extrem hohe innere Genauigkeit aus.

5.4 INTEGRATION VON GPS-NEIGUNGSMESSUNG UND DIGITALER PHOTOGRAMMETRIE

Tabelle 5-2 faßt die wesentlichen Eigenschaften der automatischen Bildverknüpfung im Vergleich zur GPS-Neigungsbestimmung zusammen.

Eigenschaften	GPS	Digitale Bildverarbeitung.
Erwartete absolute Genauigkeit (ohne Operateurstützung)	0.3 ⁰	--
Erwartete relative Genauigkeit (von Bild zu Bild)	0.3 ⁰	0.01 ⁰
Systematische Fehler zu erwarten (über mehrere Bilder)	Nein	Ja
Datenrate	1 - 10 Hz	Variabel je nach Bildmaßstab
Zusätzliche Hardware erforderlich	Bei Befliegung	beim Scannen der Bilder
Problematische Bereiche	Satellitenkonstellation	Gebiete mit geringem Kontrast

Tabelle 5-2: Qualitativer Vergleich der photogrammetrischen und der GPS - Neigungsbestimmung

Die Eigenschaften der beiden Verfahren zeigen eine klare Komplementarität. Die automatische Bildverknüpfung bietet die Möglichkeit, über wenige Bilder die Neigungsänderungen sehr genau zu bestimmen. Eine vollständig automatisierte absolute Orientierung ist jedoch noch nicht, oder nur bedingt möglich. Bei der absoluten Orientierung über Passpunkte kann die Genauigkeit der absoluten Orientierung je nach Passpunktdichte stark variieren. Für die Kontrolle der systematischen Fehlereigenschaften der digitalen Bildverknüpfung über längere Zeiträume lässt sich dagegen die GPS-Neigungsmessung ideal einsetzen. Die Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung ist aufgrund fehlender systematischer Fehlereigenschaften über längere Zeiträume konstant, und es besteht die Möglichkeit, die hohe innere Genauigkeit der Bildverknüpfung glättend einzusetzen.

Ein integriertes System zur Neigungsbestimmung, bestehend aus Bildverarbeitungsalgorithmik und GPS-Beobachtungen könnte daher zu einer beachtlichen Genauigkeitssteigerung führen. Der Grad der Integration und die Güte des verwendeten Fehlermodells bestimmen dabei die erreichbare Genauigkeit. Generell wird die GPS-Neigungsmessung den Rahmen für die erreichbare absolute Genauigkeit liefern, durch den möglichen Glättungseffekt der automatischen Bildverknüpfung sollten jedoch Orientierungsparameter mit wenigen Hundertstel Grad Genauigkeit erreichbar sein. Detaillierte

Ansätze für diese Integration (z.B. Kalman-Filter, Polynome etc.) werden in dieser Arbeit nicht weiter diskutiert.

5.5 INTEGRIERTE SYSTEME MIT GPS, INS UND PHOTOGRAMMETRISCHEN SENSOREN

In Kapitel 5.2 wurden integrierte GPS/INS Systeme zur direkten Orientierung von photogrammetrischen Sensoren vorgestellt. Die Koordinaten und Winkelbeobachtungen dieser Sensoren müssen jedoch wie in der Gleichung 2.6 angedeutet um die Fehlorientierungen zwischen den einzelnen Sensorkoordinatensystemen und systematische Fehlereigenschaften (wie z.B. die Gyrodrit) korrigiert werden. Die Translationsparameter zwischen dem GPS-Antennenphasenzentrum, dem INS-Körperkoordinatensystem und dem Projektionszentrum des photogrammetrischen Sensors können durch konventionelle terrestrische geodätische Verfahren bestimmt werden. Die Fehlorientierungen der INS Achsen und dem Kamerakoordinatensystem sind nicht einfach mit geodätischen Verfahren bestimmbar und werden daher meist durch einige Kalibrierungsmessungen mit invers photogrammetrischen Methoden bestimmt. Wenn es keine relative Bewegung zwischen dem INS und der Kamera gibt, sollten diese Fehlorientierungen zeitkonstant sein.

Darüber hinaus ist die Qualität der integrierten GPS/INS-Positionen und Neigungen stark von der Qualität der erhältlichen GPS-Information abhängig. Obwohl die INS Beobachtungen dazu genutzt werden können, kurzfristige GPS-Signalverluste oder Cycle Slips zu überbrücken, ist die Gesamtgenauigkeit des Systems nur gegeben, falls die vorhandene GPS-Information langfristig von hoher Qualität ist. In photogrammetrischen Anwendungen ist jedoch damit zu rechnen, dass die GPS-Beobachtungen aufgrund unzureichender atmosphärischer Modellierung, großen Distanzen zwischen Referenzempfänger und Rover oder inkorrektur Datummodellierung mit systematischen Fehlern behaftet sind. Cramer et al [1998] schlagen daher vor, die von Frieß [1990] beschriebene GPS-gestützte Blockausgleichung zu erweitern. Der beschriebene Ansatz nutzt alle vorhandenen Daten aus GPS, INS und Bildinformation, um die folgenden Vorteile zu erreichen:

- Eine direkte Kontrolle der Orientierungsparameter durch die erhöhten Zuverlässigkeitswerte in der Ausgleichung
- Die Möglichkeit der Selbstkalibrierung der Kamera
- Eine Genauigkeitssteigerung im Vergleich zur direkten Georeferenzierung, da zusätzliche Kalibrationsparameter für systematische Sensorfehler in der Ausgleichung geschätzt werden können.

Für die Auswertung der Daten wird dabei die photogrammetrische Kollinearitätsgleichung wie folgt erweitert:

$$\mathbf{X}^m = \mathbf{X}_0^m + \mathbf{R}_b^m [\lambda \mathbf{R}_p^b \mathbf{x}^p + \Delta \mathbf{X}_{cam}^b - \Delta \mathbf{X}_{GPS}^b] \quad \mathbf{5-34}$$

wobei die Rotationsmatrix \mathbf{R}_b^m die Rotation vom körperfesten INS-Sensorsystem (in Analogie zum Interferometersystem der GPS-Neigungsmessung) zum Koordinatensystem der Landesvermessung bezeichnet. Die Rotationsmatrix \mathbf{R}_p^b ist die Rotation des INS-Sensorsystems zum Kamerakoordina-

Alternative Verfahren zur Neigungsbestimmung

tensystems des photogrammetrischen Sensors. Die Translationsvektoren ΔX_{cam}^b und ΔX_{GPS}^b beschreiben den Offset zwischen dem Kameraprojektionszentrum und dem Ursprung des körperfesten INS-Systems sowie den Offset zwischen dem GPS-Antennenphasenzentrum und dem körperfesten INS-System. In der Ausgleichung werden speziell die Rotationsparameter der Rotation R_p^b geschätzt. Bei der Berechnung handelt es sich um ein zweistufiges Verfahren, wobei die berechneten Rotationsparameter R_p^b in die INS-Mechanisierungsgleichungen zurück gespeist werden, um die in der Mechanisierung verwendeten Näherungswerte deutlich zu verbessern. Dieser Prozess wird iterativ wiederholt, bis sich die Rotationsparameter nicht mehr signifikant verändern. Abbildung 5.8 zeigt schematisch das von Cramer et al. [1998] vorgeschlagene Berechnungsverfahren für die vollständige Integration von GPS/INS und Bilddaten.

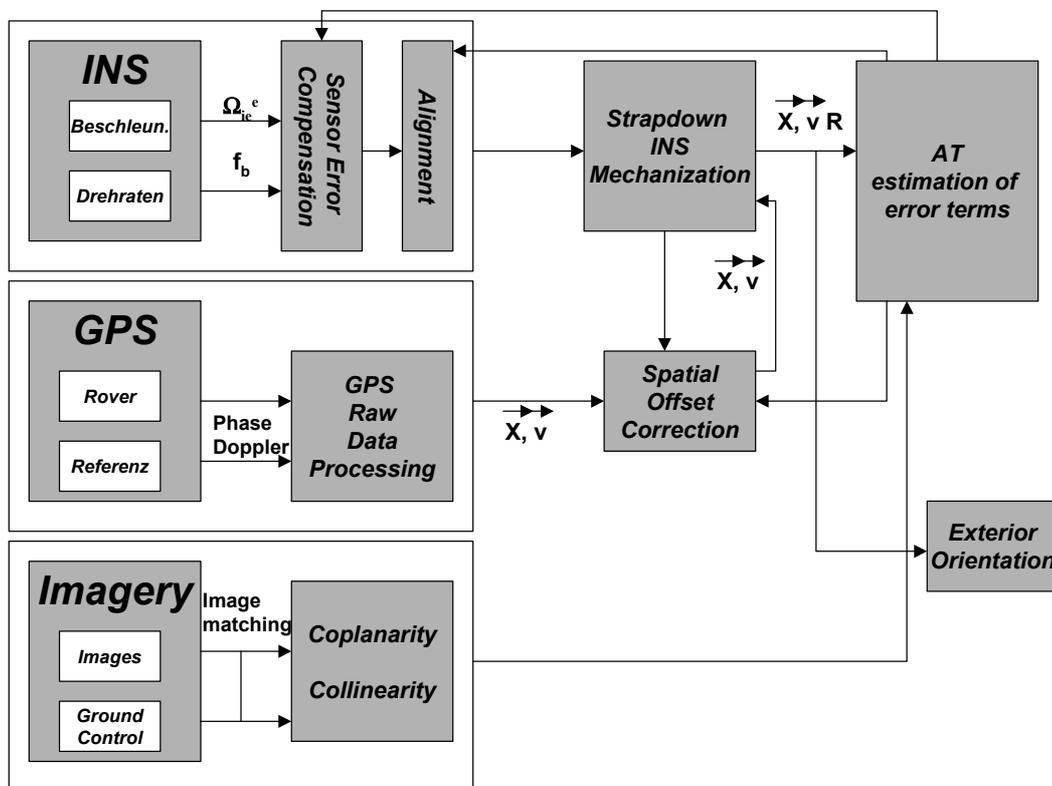


Abbildung 5-8: Schema der Auswertung von INS, GPS und Bilddaten (nach Cramer et al. [1998])

Dieses Verfahren wurde in Testflügen mit einem Bildmaßstab von 1:13000 unter praktischen Bedingungen untersucht und zeigte hohe Genauigkeiten im Bereich von 4-7 Winkelsekunden für die Bildorientierung und 10 cm für die daraus abgeleiteten Geländekoordinaten von ausgewählten Bildpunkten. Damit liefert das hier beschriebene Verfahren im Vergleich die deutlich besten Resultate und ist aufgrund der hohen Redundanz sicherlich in der Praxis gegenüber den bisher beschriebenen Verfahren, inklusive der direkten Neigungsbestimmung mit GPS-Neigungsempfängern, vorzuziehen.

6 ANWENDUNGEN DER GPS - NEIGUNGSMESSUNG IN DER PHOTOGRAMMETRIE

6.1 FLUGNAVIGATION UND KONTROLLE DER BILDÜBERDECKUNG IN ECHTZEIT

Der Bildflugnavigation und der direkten Kontrolle der Bildüberdeckung kommt seit dem Aufkommen der hochpräzisen Positionsbestimmung mit GPS zunehmend Bedeutung zu. Durch die optimale Führung des Flugzeuges auf einem zuvor geplanten Flugweg können die Flugzeit und damit die Kosten der Befliegung erheblich reduziert werden. Selbst die Navigation in Gebieten mit schwach ausgeprägtem Kontrast, wie z.B. Wasserflächen, Wald und Schnee, kann durch den Einsatz von GPS erheblich vereinfacht werden. Neben der hochgenauen Navigation ergibt sich die Möglichkeit, die Luftbildkamera an vorberechneten Positionen präzise auszulösen, was eine hohe Kontrolle der Bildüberdeckung ermöglicht (Becker [1992], Schade [1996], Grimm[1995]). Diese Vorteile haben dazu geführt, dass die durch GPS und Computer gesteuerte Navigation heute eine weitgehend eingeführte Technologie bei den Bildflugfirmen ist.

Neben der Positionsbestimmung mit GPS gibt es seit kurzer Zeit Bestrebungen der Kamerahersteller (Leica [1995], Zeiss [1992]), die Luftbildkamera während der Befliegung in der Kameraneigung aktiv zu stabilisieren. Die optische Achse der Kamera wird dabei über einen Regelkreis so gesteuert, dass sie während der Befliegung weitestgehend entlang des Schwerkraftvektors blickt. Die Minimierung der Winkelbewegungen der Kamera bringt im Wesentlichen die folgenden Vorteile:

- eine Verbesserung der Bildqualität (Schlienger/Schade [1996]) durch eine Reduktion der Bildverschmierungen durch Winkelbewegung bei der Kameraauslösung
- optimale Bildüberdeckung durch perfekte Parallelität der optischen Achse zwischen den Aufnahmen eines Blockes.
- die Möglichkeit, die gemessenen Bildwinkel als Näherungswerte in die Bündelblockausgleichung mit einzuführen.
- eine verbesserte Flächendeckung durch Minimierung der Drift-, Roll- und Pitchbewegung bei der Befliegung mit Zeilenscannern

Die Anforderungen an die Orientierung der Kamera in allen Winkelkomponenten liegen für die Reduktion der Bildverschmierungen im Bereich von 0.3 - 0.4 deg/sec. Diese Werte entsprechen zu erwartenden Bildverschmierungen von ca. $1\mu\text{m}$ bei den typischen Verschlussöffnungszeiten zwischen 1:250 sec und 1:500 sec. Die Genauigkeitsanforderungen an die Bildüberdeckung liegen heute typischerweise im Bereich von 2-3% des Bildformats. Mit Hilfe einer Abschätzung ergibt sich daraus die erforderliche Winkelgenauigkeit für die Roll- und Pitchwinkel zu 1.7 grad für das Weitwinkelobjektiv (153

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

mm), 0.87 grad für das Normalwinkelobjektiv (300 mm) und 2.99 grad für das Überweitwinkelobjektiv (88 mm). Diese Genauigkeiten können mit der GPS-Neigungsmessung problemlos erreicht werden.

Zur Erfassung der Winkelbewegungen des Flugzeuges werden heute Inertiale Messsysteme von niedriger bis mittlerer Qualität verwendet. Diese Systeme erlauben in der Regel eine gute Bestimmung der Roll- und Pitchbewegung, da der Erdschwerevektor eine große messbare Kraftkomponente bildet. Als Driftwinkel wird der Winkel bezeichnet, der durch die Flugzeugachse und die Fortbewegungsachse gebildet wird. Der Driftwinkel ist jedoch nur mit untergeordneter Genauigkeit bestimmbar, da zur Bestimmung der Nordrichtung der Kreisel nur die Erdrotationskraft verwendet werden kann, deren absolute Größe meist nicht vom Meßrauschen der low-cost Kreisel getrennt werden kann. Heute wird der Driftwinkel noch meist manuell am Sucherfernrohr eingestellt und von dort an die Kamera über analoge oder digitale Signale weitergegeben. Eine automatische Bestimmung des Driftwinkels ist heute nur beschränkt über relativ teure Inertialnavigationssysteme oder erste Ansätze in der digitalen Bildverarbeitung möglich.

Mit einem einachsigen GPS-Multiantennen-System könnte die Bestimmung des Driftwinkels problemlos automatisiert werden. Die erforderlichen Genauigkeiten wären ebenfalls einfach erreichbar und die Hardwarekosten lägen deutlich unter den bestehenden Kosten für ein Sucherrohr, ein Inertialnavigationssystem oder eine entsprechende Bildverarbeitungsanlage. Der Nachteil eines solchen Systems wären die zu erwartenden hohen Kosten für eine zusätzliche Antenneninstallation.

6.2 DIREKTE BILDORIENTIERUNG MIT GPS

Da der Aufwand für die Messung und Ausgleichung einer Aerotriangulation auch heute noch beträchtlich ist, würde eine wesentliche Einsparung an Kosten und Zeit erzielt, wenn die Parameter der äußeren Orientierung unmittelbar gemessen werden könnten. Die Kosten- und Zeitvorteile einer direkten Bildorientierung wären in der Praxis deutlich, da:

- Keine Passpunkte notwendig sind
- Keine Messung von Bildpunkten für Orientierungszwecke erforderlich ist
- Keine Aerotriangulationsberechnungen notwendig sind
- Die Orientierungsparameter direkt nach der Befliegung verfügbar wären

In den vorhergehenden Kapiteln wurde gezeigt, dass mit einer GPS-Neigungsplattform die direkte Orientierung photogrammetrischer Aufnahmen prinzipiell möglich ist. Die Tauglichkeit eines Orientierungssensors für praktische photogrammetrische Anwendungen ist durch ein brauchbares Preis-Genauigkeitsverhältnis gegeben. Die Beziehung der äußeren Orientierung mit den daraus abgeleiteten Geländekoordinaten ist durch die Abbildungsgleichung 6-1 gegeben:

$$\frac{x - x_0}{z - z_0} = \frac{A_{11}(X - X_0) + A_{12}(Y - Y_0) + A_{13}(Z - Z_0)}{A_{31}(X - X_0) + A_{32}(Y - Y_0) + A_{33}(Z - Z_0)}$$

$$\frac{y - y_0}{z - z_0} = \frac{A_{21}(X - X_0) + A_{22}(Y - Y_0) + A_{23}(Z - Z_0)}{A_{31}(X - X_0) + A_{32}(Y - Y_0) + A_{33}(Z - Z_0)}$$

6-1

mit

$$A_{11} \dots A_{33} = f(\omega, \varphi, \kappa)$$

Die Genauigkeit der Geländekoordinaten kann durch die ersten Ableitungen der Abbildungsgleichungen aus der Genauigkeit der Orientierungsbeobachtungen abgeleitet werden (Ackermann/Hahn [1985]). Dabei werden hier die Ungenauigkeiten der inneren Orientierung und der gemessenen Bildkoordinaten vernachlässigt:

$$X + dX = X + \left(\frac{\partial X}{\partial \omega}\right)^0 d\omega + \left(\frac{\partial X}{\partial \varphi}\right)^0 d\varphi + \left(\frac{\partial X}{\partial \kappa}\right)^0 d\kappa + \left(\frac{\partial X}{\partial X_0}\right)^0 dX_0 + \left(\frac{\partial X}{\partial Y_0}\right)^0 dY_0 + \left(\frac{\partial X}{\partial Z_0}\right)^0 dZ_0$$

6-2

$$Y + dY = Y + \left(\frac{\partial Y}{\partial \omega}\right)^0 d\omega + \left(\frac{\partial Y}{\partial \varphi}\right)^0 d\varphi + \left(\frac{\partial Y}{\partial \kappa}\right)^0 d\kappa + \left(\frac{\partial Y}{\partial X_0}\right)^0 dX_0 + \left(\frac{\partial Y}{\partial Y_0}\right)^0 dY_0 + \left(\frac{\partial Y}{\partial Z_0}\right)^0 dZ_0$$

mit den Differentialquotienten

$$\frac{\partial X}{\partial \omega} = -\frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)}$$

$$\frac{\partial Y}{\partial \omega} = -(Z - Z_0) \left[1 + \frac{(Y - Y_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right]$$

$$\frac{\partial X}{\partial \varphi} = -(Y - Y_0) \sin \omega + (Z - Z_0) \left[1 + \frac{(X - X_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right] \cos \omega$$

$$\frac{\partial Y}{\partial \varphi} = (X - X_0) \sin \omega + \frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} \cos \omega$$

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial X}{\partial \kappa} &= -a_{33}(Y - Y_0) + a_{23}(Z - Z_0) \left[1 + \frac{(X - X_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right] - a_{13} \frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} \\
 \frac{\partial Y}{\partial \kappa} &= a_{33}(X - X_0) + a_{23} \frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} - a_{13}(Z - Z_0) \left[1 + \frac{(Y - Y_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right] \\
 \frac{\partial X}{\partial X_0} &= 1 \quad \frac{\partial Y}{\partial X_0} = 0 \quad \frac{\partial X}{\partial Y_0} = 0 \quad \frac{\partial Y}{\partial Y_0} = 1 \\
 \frac{\partial X}{\partial Z_0} &= -\frac{(X - X_0)}{(Z - Z_0)} \quad \frac{\partial Y}{\partial Z_0} = -\frac{(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)}
 \end{aligned}
 \tag{6-3}$$

Für die Genauigkeitsuntersuchungen in der Luftbildphotogrammetrie können die Aufnahmen als genäherte Nadir-Aufnahmen betrachtet werden. Die Differentialbeziehungen für die Genauigkeit der Geländekoordinaten X und Y vereinfachen sich dann zu:

$$\begin{aligned}
 dX &= -\frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} d\omega + (Z - Z_0) \left[1 + \frac{(X - X_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right] d\varphi - (Y - Y_0) d\kappa - \\
 &\quad \frac{(X - X_0)}{(Z - Z_0)} dZ_0 + dX_0 \\
 dY &= -(Z - Z_0) \left[1 + \frac{(Y - Y_0)^2}{(Z - Z_0)^2} \right] d\omega - \frac{(X - X_0)(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} d\varphi + (X - X_0) d\kappa - \\
 &\quad \frac{(Y - Y_0)}{(Z - Z_0)} dZ_0 + dY_0
 \end{aligned}
 \tag{6-4}$$

Weiter kann für die Genauigkeitsuntersuchungen wie folgt spezialisiert werden:

$$\begin{aligned}
 X_0 = Y_0 = Z_0 = 0 & \quad \text{Objektkoordinatensystem hat den Ursprung im Projektionszentrum} \\
 Z = -h = \text{const.} & \quad \text{Gelände eben, horizontal, } h = \text{Flughöhe}
 \end{aligned}$$

Damit ergibt sich aus 6-4

$$\begin{aligned}
 dX &= \frac{XY}{h} d\omega - h \left[1 + \frac{X^2}{h^2} \right] d\varphi - Y d\kappa + \frac{X}{h} dZ_0 + dX_0 \\
 dY &= h \left[1 + \frac{Y^2}{h^2} \right] d\omega - \frac{XY}{h} d\varphi + X d\kappa + \frac{Y}{h} dZ_0 + dY_0
 \end{aligned}
 \tag{6-5}$$

Aus 6-5 lässt sich erkennen, dass der Koordinatenfehler eines Punktes maximal wird, wenn die X- und Y-Koordinaten des Punktes maximal werden. Es ist daher zu erwarten, dass die Fehler zum Bildrand hin zunehmen und in den Bildeckpunkten ($|X| = |Y| = 0.115 \cdot m_B$) maximal sind. Unter der Annahme, dass die gemessenen Winkel in allen Komponenten etwa gleich genau sind ($d\omega = d\varphi = d\kappa = \text{const.}$), kann 6-5 (mit $dZ_0 = dY_0 = 0$) invertiert werden und damit eine Beziehung hergeleitet werden, welche zu einer gegebenen Koordinatengenauigkeit die geforderte Winkelgenauigkeit definiert:

$$\begin{aligned}
 \text{const} &= \frac{dX}{XY/h - h - X^2/h - Y} = \frac{hdX}{XY - h^2 - X^2 - Yh} \\
 \text{const} &= \frac{hdY}{h^2 + Y^2 - XY + Xh}
 \end{aligned}
 \tag{6-6}$$

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

mit $|X| = |Y| = 0.115 * m_B$ (maximaler Punktfehler) und c = Kammerkonstante gilt für die maximale geforderte Winkelgenauigkeit:

$$\begin{aligned} const_{\max} &= \frac{dX}{-m_B c - 0.115 * m_B} = \frac{dX}{-m_B (c + 0.115)} \\ const_{\max} &= \frac{dY}{m_B c + 0.115 * m_B} = \frac{dY}{m_B (c + 0.115)} \end{aligned} \quad \mathbf{6-7}$$

Heute wird die Luftbildphotogrammetrie meist zur Kartenrevision, zur Erstellung digitaler Geländemodelle, zur photogrammetrischen Katasterpunktbestimmung oder zur Erfassung von geographischer Information aus Orthophotos eingesetzt. Diese Anwendungen können je nach Kartenmaßstab Punktgenauigkeiten im Bereich von wenigen cm bis zu mehreren Metern erfordern. Tabelle 6-1 fasst einige typische Anforderungen an die notwendige Koordinatengenauigkeit und die typischen Bildmaßstäbe, mit denen heute für Kartenrevisionsanwendungen befliegen wird, zusammen (siehe Kraus [1990]).

Anwendung	Geforderte Genauigkeit	Typische heutige Bildmaßstäbe
Kartenrevision 1:1000	< 0.2 m	1:5000 – 1:10000
Kartenrevision 1:5000	< 1 m	1:12000 – 1:20000
Kartenrevision 1:10000	< 2 m	1:20000 – 1:30000
Kartenrevision 1:25000	< 5 m	1:30000 – 1:45000
Kartenrevision 1:50000	< 10 m	1:45000 – 1:60000

Tabelle 6-1: Anforderungen an die Koordinatengenauigkeit für Kartenrevisionsaufgaben

Für diese spezifischen Anwendungen werden nun in der Abbildung 6-1 die geforderten Winkelgenauigkeiten für Bildmaßstäbe zwischen 1:2500 und 1:50000 dargestellt. Die geforderte Winkelgenauigkeit wird dabei aus einer mittleren Winkelgenauigkeit an einem regelmäßigen 25 Punkteraster aus 6-7 berechnet

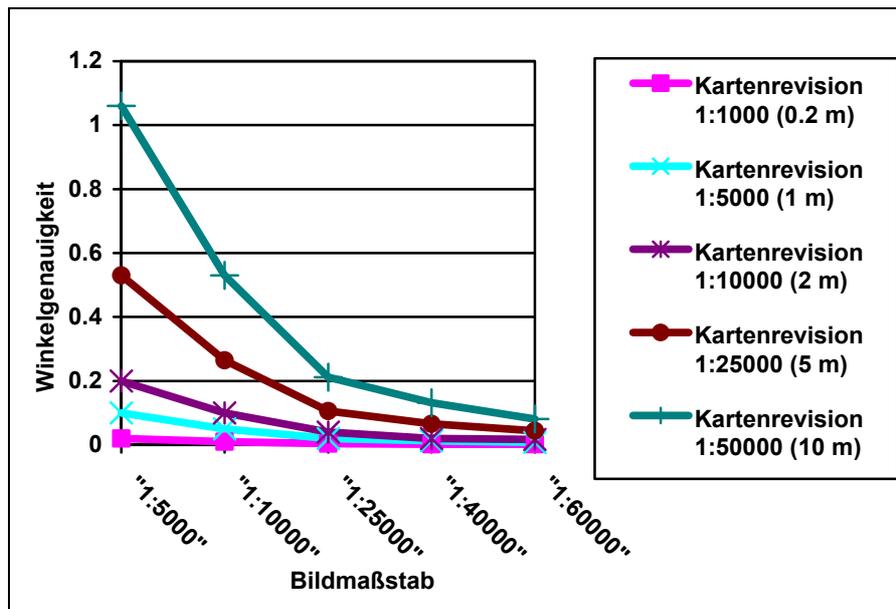


Abbildung 6-1: Geforderte Winkelgenauigkeit für verschiedene Applikationen und Bildmaßstäbe

In Kapitel 4 wurde gezeigt, dass augenblicklich mit der GPS-Neigungsmessung Genauigkeiten im Bereich von etwa 0.1-0.5 Grad erreicht werden können. Aus Abbildung 6-1 ist daher ersichtlich, daß die direkte Orientierung von photogrammetrischen Aufnahmen mit der GPS-Neigungsmessung prinzipiell für kleinmaßstäbige Kartenrevisionsaufgaben verwendbar wäre. Allerdings müssten die Bildmaßstäbe für die Kartenrevision etwas größer gewählt werden. Die Anzahl der aufzunehmenden Bilder würde sich durch den größeren Bildmaßstab erhöhen und daher die wirtschaftlichen Vorteile der direkten Orientierung mit der GPS-Neigungsmessung kompensieren. Es ist daher stark von den gegebenen Rahmenbedingungen abhängig, ob der Einsatz der direkten Bildorientierung mit GPS für kleinmaßstäbige Kartenrevisionen wirtschaftlich sinnvoll ist oder nicht. In großmaßstäbigen Kartenrevisionen oder in der Katasterphotogrammetrie kann die GPS-Neigungsmessung aus Genauigkeitsgründen nicht eingesetzt werden. Darüber hinaus ist zu bedenken, daß bei der direkten Bildorientierung ohne die Nutzung von Passpunkten keinerlei Redundanz im Auswerteprozess vorliegt. Die Genauigkeit der photogrammetrischen Punktbestimmung kann daher nicht auf Ausreißer oder vorhandene systematische Fehler (z.B. fehlerhafte oder ungenügende innere Orientierung des Bildsensors) überprüft werden. Daher sollte die direkte äußere Orientierung ohne Passpunkte bei Projekten mit hohen Genauigkeits- und Zuverlässigkeitsanforderungen ohnehin nicht eingesetzt werden.

Die Genauigkeitsanforderungen an die Orthophotographie für die Erfassung geographischer Information (GIS-Datenerhebung) sind sehr stark von der gegebenen Anwendung abhängig. Die zu erwartende Punktgenauigkeit des Orthophotos kann durch die Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung und den Bildmaßstab für verschiedene Kammerbrennweiten definiert werden (siehe Abbildung 6-2).

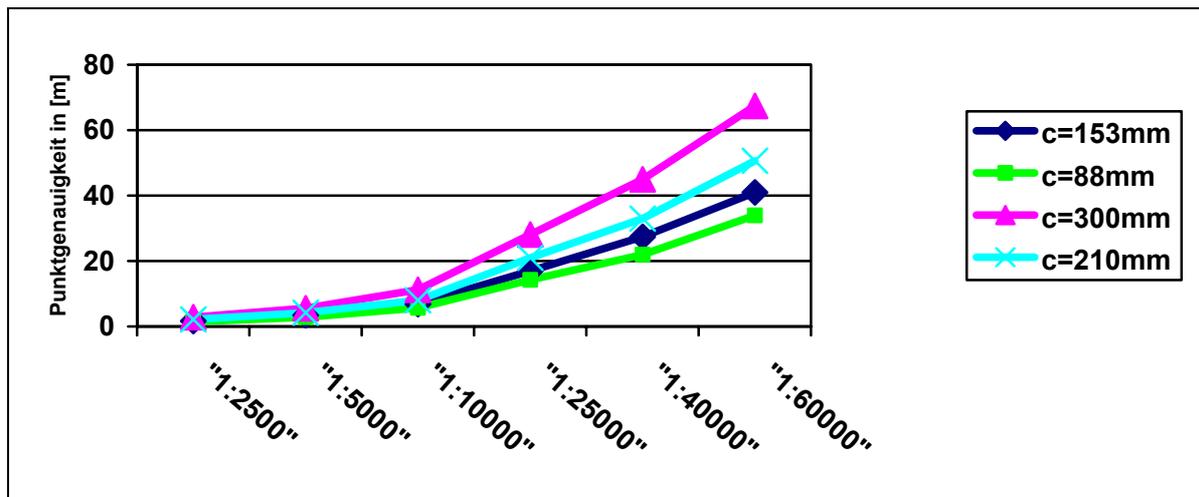


Abbildung 6-2: Punktgenauigkeit für die Winkelgenauigkeit 0.2 grad in Abhängigkeit des Bildmaßstabs

Aus der obigen Abbildung wird deutlich, dass mit der GPS-Neigungsmessung Punktgenauigkeiten im Meterbereich erreicht werden kann, was heute noch in vielen GIS-Anwendungen ausreichend ist.

6.3 AEROTRIANGULATION MIT GPS - NEIGUNGSDATEN

Die hohe Effektivität von direkt gemessenen Orientierungsparametern (Position und Winkel) in der Aerotriangulation ist bereits seit langer Zeit bekannt. Die wirtschaftlichen Vorteile durch die mögliche Reduktion von Passpunkten und die Genauigkeitssteigerung wurde bereits sehr früh in der photogrammetrischen Forschung untersucht. Dabei ergeben sich insbesondere vier Effekte, die für eine Blockausgleichung vorteilhaft sind:

- Die Genauigkeit einer Blockausgleichung kann durch direkt gemessene Orientierungsparameter erheblich gesteigert werden (Ackermann [1984], Klein [1976], Frieß [1986]).
- Die Zuverlässigkeit der Blockausgleichung kann durch die zusätzlichen Beobachtungen gesteigert werden (Klein [1976])
- Die Anzahl der benötigten Paßpunkte kann durch die zusätzlich gemessenen Orientierungsparameter erheblich reduziert werden (Frieß [1990]).
- Die gemessenen Orientierungsparameter können als Näherungswerte in der Triangulation verwendet werden, was sich speziell in den neuen Verfahren der automatischen Aerotriangulation als Vorteil erweist.

Im Gegensatz zur direkten Bildorientierung bestimmt im Falle der Aerotriangulation die innere Genauigkeit der gemessenen Orientierungselemente die erreichbare Genauigkeit, da vorhandene systematische Fehler der Orientierungsparameter in der Blockausgleichung modelliert werden können. Die Modellierung dieser systematischen Fehler kann in der Regel über eine geringe Anzahl von Paßpunkten erreicht werden. Typische Beispiele für eine Verfahrensweise, in der zusätzliche Unbekannte zur

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

Reduktion von systematischen Fehlereinflüssen der beobachteten Orientierungsparameter geschätzt werden, sind die kombinierte Blockausgleichung von GPS-Positionen und gemessenen Bilddaten [Frieß 1990] und die Verwendung von APR-Profilen in der Blockausgleichung [Klein 1976].

Wie aus Kapitel 4.3.5 bekannt ist, kann im Falle der GPS-Neigungsbestimmung die innere und die äußere Genauigkeit weitestgehend gleichgesetzt und eine Korrelation der Bildwinkel ausgeschlossen werden. Die Schätzung zusätzlicher Unbekannter in der Blockausgleichung zur Bestimmung systematischer Fehlereigenschaften der GPS-Neigungsmessung ist daher ohne Bedeutung, sodass die Beobachtungsgleichung für die beobachteten Winkel wie folgt formuliert werden können:

$$\begin{bmatrix} \omega \\ \phi \\ \kappa \end{bmatrix}_{Obs} + \begin{bmatrix} v_{\omega} \\ v_{\phi} \\ v_{\kappa} \end{bmatrix} = \mathbf{I} \begin{bmatrix} \omega \\ \phi \\ \kappa \end{bmatrix}_{Adj} \quad \mathbf{6-8}$$

mit

ω, ϕ, κ : Beobachtete und ausgeglichene Bildwinkel

$v_{\omega}, v_{\phi}, v_{\kappa}$: Verbesserungen der Bildwinkel

\mathbf{I} : Einheitsmatrix

Bei den Untersuchungen zur Effektivität der Orientierungsparameter in der Blockausgleichung von Ackermann [1987] und Frieß [1986] wurde dieses Modell in Simulationen verwendet, um Neigungsdaten in die Blockausgleichung einzuführen. Diese Untersuchungen haben gezeigt, dass Neigungsdaten in Kombination mit Positionsdaten nur dann in der Blockausgleichung zu einer Genauigkeitssteigerung führen können, wenn deren Genauigkeit besser als 10 mgon ist. Wenn die Aerotriangulation ausschließlich mit Neigungsdaten durchgeführt werden soll, müsste deren Genauigkeit sogar im Bereich von 1mgon sein, um eine signifikante Reduktion der Passpunkte zu erreichen. Die in dieser Arbeit durchgeführten Genauigkeitsanalysen haben nachgewiesen, dass Winkel dieser Genauigkeit mit der GPS-Neigungsmessung in der Praxis noch nicht erreicht werden können. Daher ist zu schließen, dass die Neigungsbestimmung mit GPS als direkte, alleinige Beobachtungen für Triangulationszwecke zur Zeit nicht eingesetzt werden kann.

Eine möglicherweise interessante Anwendung der GPS-Neigungsmessung in der Blockausgleichung ist die Kombination der GPS-Positionsbestimmung mit der GPS-Neigungsmessung. Heute werden in der Blockausgleichung mit GPS-Positionen Querstreifen an den Blockrändern gefordert, um sowohl die systematischen Fehlereigenschaften der GPS-Positionierung (meist falsche Phasenvieldeutigkeiten) als auch die Selbstkalibrierungsparameter in der Ausgleichung schätzen zu können. Diese zusätzlichen Querstreifen bedeuten in der Praxis einen erheblichen Mehraufwand bei der Befliegung und der Auswertung der Bilder. Der Mehraufwand für diese Arbeiten kompensiert, speziell in kleinen und unregelmäßigen Blöcken, oft den wirtschaftlichen Vorteil der durch die Reduktion von Passpunk-

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

ten erreicht wird. Es ist zu vermuten, dass durch die Kombination von GPS-Neigungs- und Positionsdaten die Querstreifen eliminiert werden könnten. Diese Annahme ist dadurch begründet, dass die Längsstreifen bei der kombinierten Blockausgleichung nur in der Bildmitte durch die GPS Positionen gestützt werden. Durch diese Beobachtungskonfiguration ist eine effiziente Kontrolle der Rotation der Längsstreifen um die Flugachse nur bedingt über die Verknüpfungspunkte möglich. Diese Problemstellung verstärkt sich noch durch die Tatsache, dass die gemessenen Projektionszentrumskordinaten systematisch verfälscht sind.

Zur Untersuchung des Effektes einer kombinierten Blockausgleichung mit Bilddaten, GPS-Positionen und GPS-Neigungen wurden photogrammetrische Blöcke simuliert, denen folgende idealisierende Annahmen zugrunde gelegt sind:

- Strenge Senkrechtaufnahmen
- Ebenes Gelände
- Regelmäßige Geländepunktverteilung mit einem 3x3 Raster
- Zentralperspektivische Aufnahmen
- Lineare GPS-Driftparameter pro Streifen als zusätzlich zu schätzende Unbekannte für die GPS Positionen
- 4 Voll - Paßpunkte in den Blockecken

Da die Simulationen zeigen sollen, ob durch zusätzlich beobachtete Neigungsdaten die Querstreifen eliminiert werden können, wurden:

- GPS-Blöcke mit Querstreifen und ohne Neigungsdaten
- und GPS-Blöcke ohne Querstreifen aber mit Neigungsdaten (ATT)

in verschiedenen Bildmaßstäben gegenübergestellt. Für die Simulation wurde eine leicht modifizierte Version des Bündelblock-Ausgleichsprogrammes ORIMA der Fa. Leica Geosystems AG verwendet.

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

Folgende Fälle wurden in der Simulation untersucht:

	ATT 5000	GPS 5000	ATT 25000	GPS 25000	ATT 50000	GPS 50000
Bildmaßstab	1:5000	1:5000	1:25000	1:25000	1:50000	1:50000
Anzahl Streifen	6	6	8	8	11	11
Bilder / Streifen	14	14	19	19	22	22
Anzahl Querstreifen	-	2	-	2	-	2
Gesamtanzahl Bilder	84	106	152	182	242	284
p in %	60	60	60	60	60	60
q in %	20	20	20	20	20	20
Kammerkonstante	153 mm					
σ_0 horiz. Passpunkte	1 cm					
σ_0 vert. Passpunkte	1 cm					
Selbstkalibrierungsparameter	12	12	12	12	12	12
σ_0 Bildkoordinaten	10 μm					
σ_0 GPS Positionen	10 cm					
Neigungsbeobachtungen	Ja	-	Ja	-	ja	-

Tabelle 6-2: Eingabeparameter für die Simulationsberechnungen

Die Passpunktconfigurationen und die Bildstreifenconfiguration für die Blockvarianten ATT und GPS sind in der nachfolgenden Abbildung beispielhaft schematisch dargestellt.

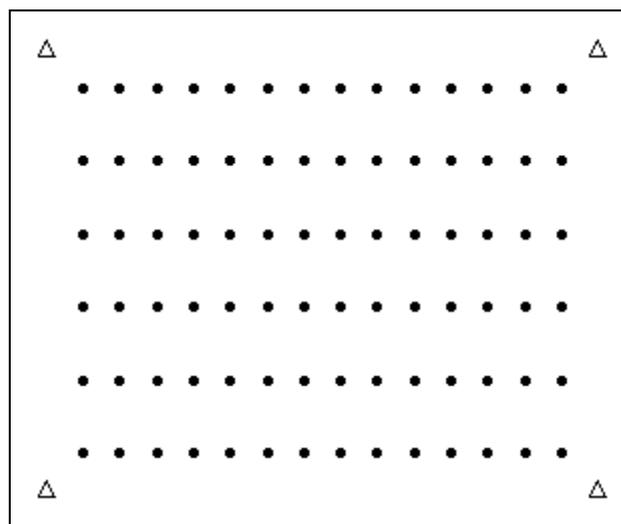


Abbildung 6-3: Passpunkt - und Bildstreifenkonfiguration für den Block ATT5000

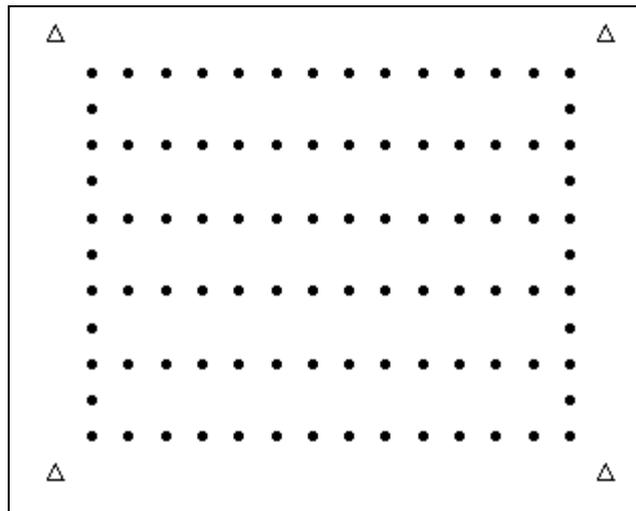


Abbildung 6-4: Passpunkt - und Bildstreifenkonfiguration für den Block GPS5000

Um die Genauigkeitseigenschaften der Blöcke in Abhängigkeit von der Genauigkeit der gemessenen Winkelgenauigkeiten analysieren zu können, wurden die a priori Standardabweichungen der beobachteten Winkel unterschiedlich in die Blockberechnungen eingeführt. Dazu wurden für jede der ATT Blockvarianten, Winkelbeobachtungen ω , φ und κ mit den Genauigkeiten von 0.02, 0.05, 0.1, 0.2, 0.5 und 1 Grad eingeführt.

Die Simulationen der Blöcke nur mit GPS-Positionen und ohne Querstreifen führten in allen Fällen zu singulären Gleichungssystemen und sind daher in der Praxis nicht zu empfehlen. Die folgenden Abbildungen zeigen einen Vergleich der erreichten Blockgenauigkeiten der Blockvarianten ATT und GPS in den verschiedenen Maßstäben in Abhängigkeit von der Genauigkeit der beobachteten Winkel.

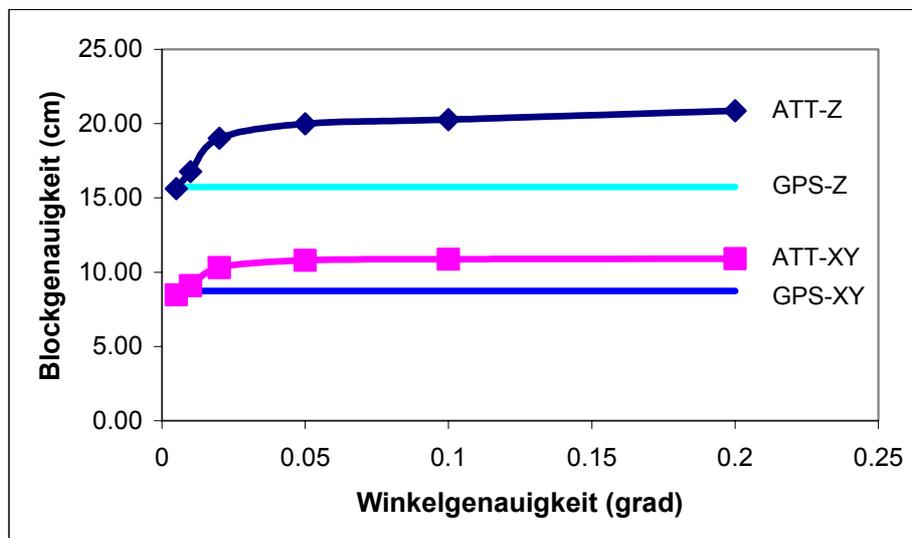


Abbildung 6-5: Blockgenauigkeiten der Blöcke im Maßstab 1:5000

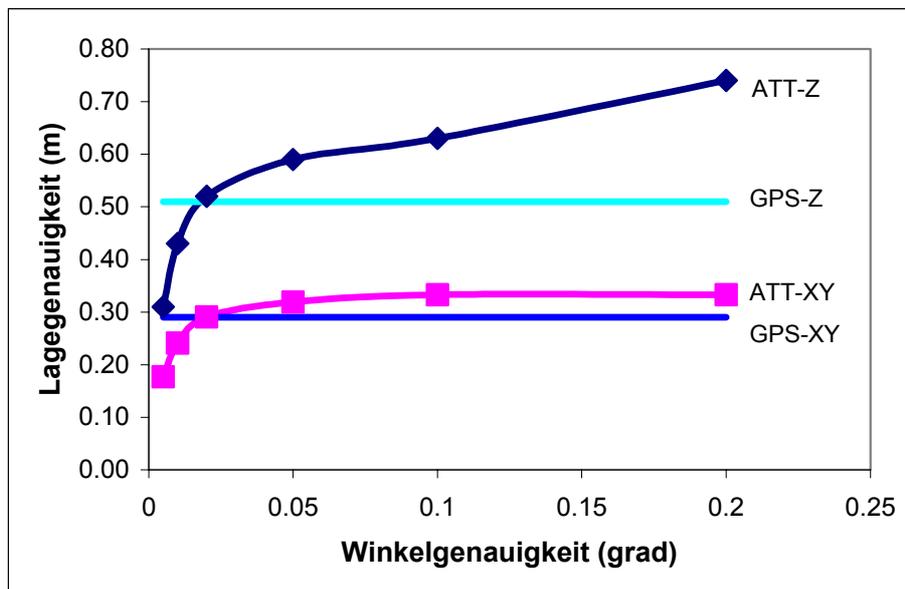


Abbildung 6-6: Blockgenauigkeiten der Blöcke im Maßstab 1:25000

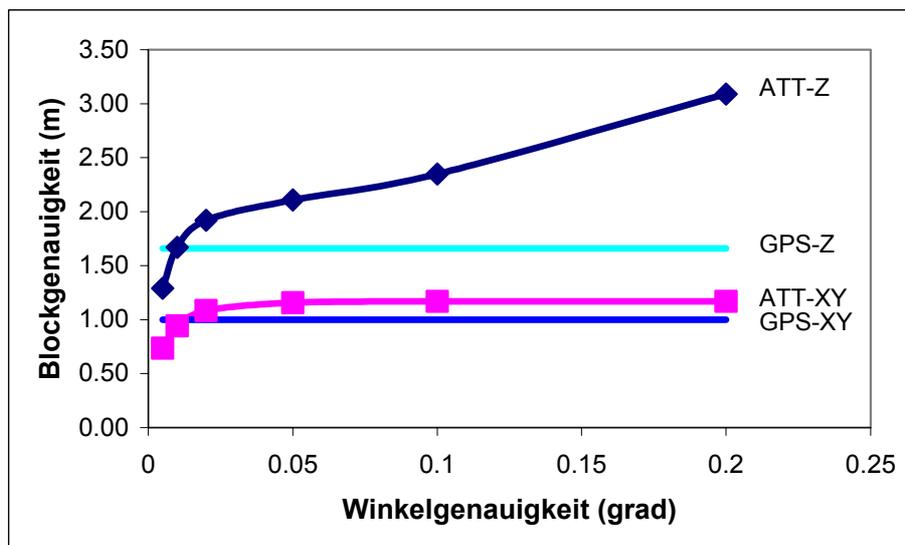


Abbildung 6-7: Blockgenauigkeiten der Blöcke im Maßstab 1:50000

Die Simulationen zeigen, dass die Lagegenauigkeit der Blöcke ATT nahezu die gleiche Genauigkeit wie die photogrammetrischen Blöcke mit Querstreifen und GPS-Positionen erreichen. Der Verlauf der Block-Lagegenauigkeit über der Winkelgenauigkeit bestätigt die Simulationen von Ackermann [1987] und Frieß [1986] und zeigt, dass nur hochgenaue Winkel die Lagegenauigkeit des Blockes steigern können. Die Genauigkeit des gesamten Blockes wird in allen Blockmaßstäben schon bei Winkelge-

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

nauigkeiten von ca. 0.1 Grad durch die Genauigkeit der Positionsbestimmung mit GPS und die Genauigkeit der gemessenen Bildkoordinaten bestimmt. Allerdings kann durch die zusätzliche Beobachtung der GPS-Neigungen die Singularität der Blockkonfigurationen ohne Querstreifen aufgehoben werden. Die Genauigkeitsverteilung im Block zeigt wie erwartet in allen Maßstäben ein ähnliches Verhalten wie die mit GPS-Positionen und Querstreifen gestützten photogrammetrischen Blöcke (siehe Abbildung 6-8 und Abbildung 6-9).

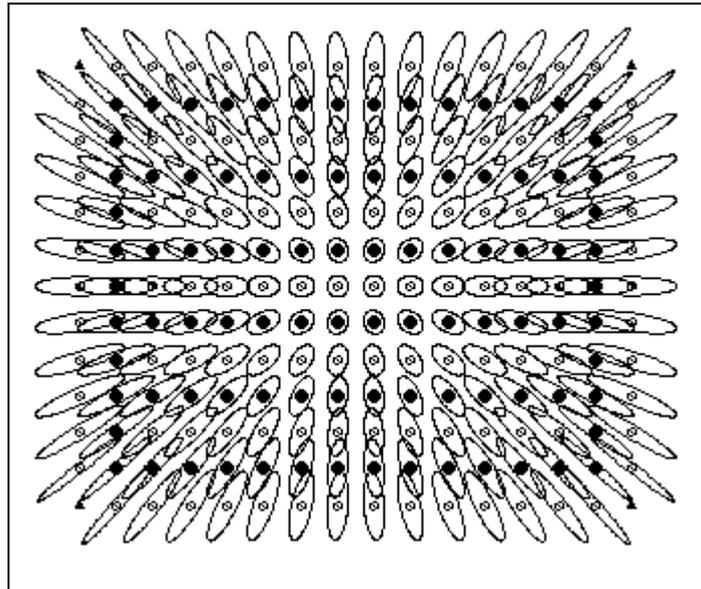


Abbildung 6-8: Lagegenauigkeitsverteilung beim Block GPS5000

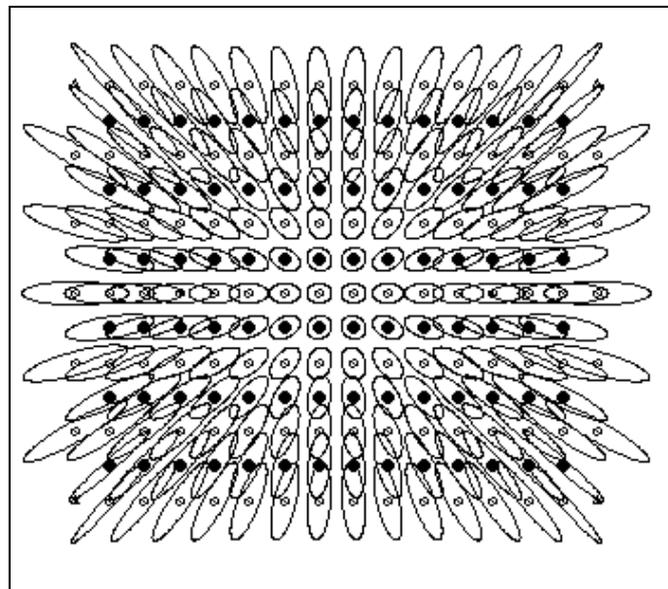


Abbildung 6-9: Lagegenauigkeitsverteilung beim Block ATT5000

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

Bei den Höhengenaugkeiten zeigen die Simulationen, dass die ATT-Blöcke nur dann die Genauigkeiten der GPS-Blöcke erreichen kann, wenn die beobachteten Winkel eine Genauigkeit von etwa 10 mgon haben. Bei schlechteren Winkelbeobachtungen verringert sich die Höhengenaugkeit des Blockes in Abhängigkeit von der gemessenen Winkelgenauigkeit. Bei einer Genauigkeit der gemessenen Winkel von ca. 0.1 grad sind in den typischen Blockmaßstäben theoretische Höhengenaugkeitsverluste von 30-40% zu erwarten. Geht die Winkelgenauigkeit über 1 grad, so kann es zu Singularitäten bei der Berechnung der Blockkonfigurationen kommen.

Da mit der GPS-Neigungsbestimmung Neigungsgenauigkeiten von ca. 0.1-0.2 Gon erreicht werden können, kann dieses Verfahren daher nicht in Projekten eingesetzt werden, in denen größtmögliche Höhengenaugkeit gefordert wird. Wenn in einer Blockausgleichung allerdings die Lagegenauigkeit von primärer Bedeutung ist, dann deuten die berechneten Simulationen allerdings darauf hin, dass die Kombination der GPS-Neigungen mit den Positionen und den beobachteten Bildkoordinaten die bisher notwendigen Querstreifen eliminieren könnten. Somit wäre ein weiterer ökonomischer Fortschritt in der Bündelblockausgleichung möglich. Diese Vermutung müsste jedoch noch mit weiteren Simulationen und praktischen Untersuchungen verifiziert werden.

6.4 ORIENTIERUNG VON PUSHBROOM SCANNERN

6.4.1 ORIENTIERUNG VON ABBILDENDEN ZEILEN - SCANNERN

Die Verfahren der digitalen Bildverarbeitung zur automatischen Aerotriangulation und zur automatischen Erfassung von digitalen Geländemodellen gelten heute als nahezu ausgereift. Daher gewinnen neben den herkömmlichen, analogen Luftbildkameras zunehmend digitale Kameras an Bedeutung, da die Schritte der Filmentwicklung und Filmdigitalisierung durch derartige Kameras eliminiert werden können. Darüber hinaus bieten digitale Kameras häufig auch die Möglichkeit, Geländeaufnahmen in verschiedensten Spektralbändern aufzuzeichnen und erlauben die Bestimmung der Geländenutzung über die Klassifizierung von Spektralsignaturen (siehe z.B. Hofmann et al. [1984], Müller [1991], Ohloff [1995], Haala et al. [1997], Cramer et al. [1998]).

Digitale Kameras in photogrammetrischen Anwendungen werden heute im wesentlichen auf zwei unterschiedliche Arten realisiert. Bei Kameras mit flächenhaften CCD-Sensoren wird der Luftbildfilm in der Bildebene durch einen zweidimensionalen CCD-Sensor ersetzt. Gegenüber der analogen Bildaufnahme mit Luftbildfilmen haben Kameras mit flächenhaften CCD-Sensoren jedoch einige deutliche Nachteile. Da die CCD-Elemente heute in der Regel noch größer als die Körnung der Luftbildfilme sind, ist die erreichbare Auflösung dieser Kameras eingeschränkt. Darüber hinaus haben die augenblicklich kommerziell erhältlichen flächenhaften CCD-Sensoren wesentlich kleinere Bildformate als die analogen Luftbildkameras mit ihrem Bildformat von 23 x 23 cm. Dadurch erhöht sich der Beflie-

gungsaufwand bei photogrammetrischen Befliegungen erheblich. Bei flächenhaften CCD-Kameras ist es auch nur mit hohem technischen Aufwand möglich, mehrere Spektralkanäle simultan aufzuzeichnen. Andererseits bieten die flächenhaften CCD-Kameras den wesentlichen Vorteil, dass die aufgenommenen CCD-Bilder direkt äquivalent zu den digitalisierten Luftbildern sind, sodass die klassischen, bekannten Verfahren der photogrammetrischen Bildorientierung eingesetzt werden können. Die Anforderungen und Verfahren entsprechen denen der klassischen Bildorientierung, welche in den beiden vorangegangenen Kapiteln diskutiert wurden und daher hier nicht mehr besprochen zu werden brauchen.

Alternativ zu den flächenhaften CCD-Sensoren wurden in der näheren Vergangenheit digitale Kameras mit CCD-Zeilen untersucht. Die CCD-Zeilen werden rechtwinklig zur Flugrichtung angeordnet und mit hoher Frequenz ausgelesen. Durch die Flugzeugbewegung ergeben sich dann Bildstreifen, welche die Geländeoberfläche abbilden (Pushbroomscanner-Prinzip). Werden mehrere Zeilen parallel in der Bildebene angeordnet, können panchromatische und multispektrale Bilder simultan aufgenommen werden. Prinzipiell sind Sensorrealisierungen mit multiplen Zeilen (z.B. MEOSS (Ohloff [1995]) oder DPA (Hofmann et al. [1984]), in Nadir- und Schrägblicken, geometrisch auswertbar. Die äußere Orientierung könnte für jede Scan-Linie (Tripel aus Vorwärts-, Nadir- und Rückblick) mit den bekannten Koplanaritäts- oder Kollinearitätsbedingungen bestimmt werden, wenn für jede Scan-Linie genügend Passpunkte zur Verfügung stehen würden. Dies ist jedoch in der Praxis nicht möglich, und daher werden speziell bei Anwendungen in der Raumfahrt nur an einigen, diskreten Stellen die Orientierungsparameter bestimmt (Müller [1991] prägt den Begriff der Orientierungsbilder). Zwischen zwei benachbarten Orientierungsbildern (k und $k+1$) werden Funktionalmodelle definiert, welche den realen Verlauf der Flugbahn bestmöglich approximieren. Im Kapitel 4.3.2 wurde für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Experimente der kubische Spline als bestes Funktionalmodell für die Beschreibung der Winkelbewegungen eines Flugzeuges bestätigt. Die verallgemeinerten Kollinearitätsgleichungen für eine beliebige Scanlinie j eines abbildenden Zeilenscanner können demnach als Funktion von 12 Orientierungsunbekannten der Orientierungsbilder k und $k+1$ und 3 Punktkoordinaten eines Punktes i geschrieben werden (siehe auch Müller [1991]):

$$\begin{aligned}x_{ij} + v_{xij} &= F_{ij}(x_i, y_i, z_i, x_k, y_k, z_k, \omega_k, \varphi_k, \kappa_k, x_{k+1}, y_{k+1}, z_{k+1}, \omega_{k+1}, \varphi_{k+1}, \kappa_{k+1}) \\y_{ij} + v_{yij} &= G_{ij}(x_i, y_i, z_i, x_k, y_k, z_k, \omega_k, \varphi_k, \kappa_k, x_{k+1}, y_{k+1}, z_{k+1}, \omega_{k+1}, \varphi_{k+1}, \kappa_{k+1})\end{aligned}\tag{6-9}$$

Speziell in flugzeuggetragenen Anwendungen, in denen eine hohe Bewegungsdynamik zu erwarten ist, kann die reale Bewegung des Flugzeuges nur bedingt durch kubische Splines modellhaft beschrieben werden. Speziell wenn längere Zeiträume zwischen den Orientierungsbildern liegen, sind größere Interpolationsfehler zu erwarten, da die Splines die realen Flugbewegungen nicht beschreiben können. Andererseits sind aber große Orientierungsbildabstände wünschenswert, da dadurch die Anzahl der erforderlichen Passpunkte in der Ausgleichung reduziert werden kann. Zu kurze Orientierungsbildabstände können auch zu instabilen Gleichungssystemen führen, da die Anzahl der erforderlichen homologen Punkte sehr hoch sein kann. Aus diesen Gründen können Orientierungsverfahren, die nur auf Zeilenbildern beruhen, speziell für photogrammetrische

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

ren, die nur auf Zeilenbilddaten beruhen, speziell für photogrammetrische Anwendungen mit hohen Genauigkeitsanforderungen nicht die erforderlichen Ergebnisse liefern. Müller [1991] schlägt daher vor, die Orientierungsparameter für jede Bildzeile direkt zu messen.

Durch die direkte Beobachtung von Orientierungsparametern lassen sich das Gleichungssystem stabilisieren und die Orientierungsbildabstände vergrößern. Im Falle der GPS-Neigungsmessung lassen sich die gemessenen Orientierungswinkel für eine Scan-Linie i als direkt beobachtete Unbekannte in die Ausgleichsrechnung einführen:

$$\begin{aligned}\omega_i + v_{\omega i} &= H_i(\omega_k, \omega_{k+1}) \\ \varphi_i + v_{\varphi i} &= K_i(\varphi_k, \varphi_{k+1}) \\ \kappa_i + v_{\kappa i} &= L_i(\kappa_k, \kappa_{k+1})\end{aligned}\tag{6-10}$$

Die Genauigkeit der berechneten Orientierungswinkel für die einzelnen Scanlinien ist hauptsächlich von den folgenden Größen abhängig:

- der Qualität der direkten Winkelbeobachtungen
- der Güte des Prädiktionsmodells für die Flugzeugbewegung
- der Qualität und Menge der gemessenen homologen Bildpunkte
- und der Anzahl und Güte der vorhandenen Paßpunkte

Die Prinzipien, die in diesem Zusammenhang angewendet werden, sind vergleichbar mit der konventionellen Blockausgleichung, allerdings ist die Anzahl und Frequenz der zu bestimmenden Orientierungsparameter wesentlich höher als im konventionellen Fall mit Luftbildern. Um in der Ausgleichung die notwendige geometrische Stabilität zu erreichen, sollten die direkt gemessenen Orientierungsparameter idealerweise hochfrequent mit einer hohen absoluten Genauigkeit vorliegen. Weder die GPS-Neigungsmessung noch die Neigungsmessung mit Inertialsystemen entspricht dieser Idealanforderung. Da in der Ausgleichung die Möglichkeit besteht, langzeitige systematische Fehler des Messsystems im Sinne einer Selbstkalibrierung zu schätzen und zu kompensieren, sollte man in dieser Anwendung der Inertialtechnologie den Vorzug geben. Aufgrund des höheren Meßrauschens kann die GPS-Neigungsmessung nur dann in dieser Anwendung eingesetzt werden, wenn die Genauigkeitsanforderungen gering sind.

Für praktische Anwendungen sind daher die von Cramer et al. [1998] entwickelten und im Kapitel 5.5 beschriebenen Verfahren zur integrierten Ausgleichung von GPS/INS und Bilddaten heranzuziehen.

6.4.2 LASER-RANGE-SCANNER

Die Bestimmung digitaler Geländemodelle ist eine der häufigsten Aufgaben bei der photogrammetrischen Bildauswertung. Die Photogrammetrie eignet sich aber nur dann zur Bestimmung digitaler Geländemodelle, wenn das Gelände eine ausreichende Textur aufweist. Speziell in Waldgebieten und auf schneebedeckten Flächen sind photogrammetrische Verfahren nicht oder nur bedingt einsetzbar.

Anwendung der GPS Neigungsmessung in der Photogrammetrie

Zu Beginn der 80er Jahre wurden daher Laserdistanzmesser in Flugzeugen und Hubschraubern eingesetzt, die reflektorlos die Distanz zwischen dem Instrument und der Erdoberfläche mit hoher Genauigkeit (<10cm) bestimmen (z.B. Krabill et al. [1984], Lindenberger [1993], Schreier et al. [1984]). Die Laser, die heute zur Erfassung der digitalen Geländemodelle eingesetzt werden, sind meist gepulste Laser, die durch Schwenkspiegel (Optech) oder Glasfasern (Toposys) als Scanner verwendet werden. Um die Koordinate des Laserzielpunktes berechnen zu können, muss die Position des Laserscanners und die Neigung des Laserstrahls gegenüber einem definierten, erdfesten Koordinatensystem bekannt sein. Die Lösung des Orientierungsproblems stellt bei der DGM-Erfassung mit Laserscannern das größte Hindernis dar. Bisher wurden zur Sensororientierung (Positions- und Neigungsbestimmung) ausschließlich Inertialsysteme oder kombinierte GPS/INS-Systeme verwendet. Inertialnavigationssysteme alleine sind aufgrund der hohen Kosten und der vorhandenen systematischen Fehler für diese Aufgabe nur bedingt geeignet.

Im Gegensatz zur Orientierung von abbildenden Pushbroom-Scannern besteht bei der Orientierungsberechnung von Laserscannern bisher nicht oder nur bedingt die Möglichkeit, langfristige systematische Fehlereigenschaften der INS-Orientierungen in einem Ausgleichungsverfahren zu schätzen, da keine klassischen Passpunkte verwendet werden können. Um diesen Nachteil der Laserbefliegungen zu eliminieren, wurden am Institut für Photogrammetrie der Universität Stuttgart einige Untersuchungen zur Nutzung von Pass-DHM's durchgeführt. Prinzipiell kann in einem Ausgleichungsverfahren, durch den Vergleich eines Pass-DHM's mit dem errechneten DHM-Kalibrierinformation zur Kompensation langfristiger Fehlereigenschaften geschätzt werden (Kilian [1995]). Somit könnte ähnlich wie bei der Ausgleichung von abbildenden Pushbroom-Scannern die hohe innere Genauigkeit und die hohe Messfrequenz der Inertialnavigationssysteme genutzt werden.

Die GPS-Neigungsmessung bietet im Gegensatz zur Inertialtechnologie eine kostengünstige und einfach zu handhabende Alternative, die im Zusammenhang mit den Laser-Scannern eingesetzt werden könnte. Die Anforderungen an die Neigungsgenauigkeit für Laserprofilbefliegungen sind im wesentlichen durch die Flughöhe und die Geländeeigenschaften gegeben. Für einen maximal tolerierbaren Höhenfehler dh gilt nach Lindenberger [1993] für den maximal zulässigen Fehler der Lageorientierung ε folgende Beziehung:

$$\tan \varepsilon = \frac{dh}{\tan \alpha (h - dh)} \quad \mathbf{6-11}$$

mit

ε geforderte Neigungsgenauigkeit

α Geländeneigung

h Flughöhe

Für ebenes Gelände gilt

$$\cos \varepsilon = 1 - \frac{dh}{h}$$

6-12

Dadurch ergeben sich die folgenden geforderten Genauigkeiten für einige typische Anwendungsbereiche:

Geländeneigung		Geforderte Höhengenaugkeit Nach ADV	Geforderte Neigungsgenauigkeit [grad]	
[grad]	[%]		H = 500 m	H = 1000 m
0	0	0.10	1.2	0.8
10	18	0.15	0.1	0.05
20	36	0.20	0.06	0.03
40	100	0.50	0.06	0.03

Tabelle 6-3: Geforderte Höhengenaugkeiten für die Laserprofilbefliegungen

Als Basis für die geforderte Höhengenaugkeit dienen die Dienstvorschriften des Landes Baden-Württemberg für die Erfassung von Höhenmodellen mit tachymetrischen Verfahren. Wie die Genauigkeitsanalyse aus Kapitel 4 gezeigt hat, erreicht die GPS-Neigungsmessung selbst bei großen Flughöhen die Genauigkeitsanforderungen für flachere Geländeformen. Für anspruchsvollere Geländeformen und höhere Flughöhen ist die Orientierungsgenauigkeit der GPS-Neigungsmessung alleine allerdings nicht ausreichend. Für Anwendungen mit anspruchsvolleren Geländeformen, bei der die Kontrolle der Aufnahme durch externe Passinformation wie bei der Laserbefliegung nicht oder nur bedingt gegeben ist, würde sich sicherlich für die Neigungsbestimmung eine Integration der GPS-Neigungsmessung mit low-cost Inertialnavigationssystemen anbieten.

7 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

7.1 ZUSAMMENFASSUNG

(1) Eine zentrale Aufgabe im photogrammetrischen Auswerteprozess ist die rechnerische Rekonstruktion der Aufnahmesituation über die Parameter der äußeren Orientierung (Position und Lage). In den letzten Jahren wurde das GPS-Navigationssystem zunehmend für die direkte Messung der Projektionszentrumskoordinaten in photogrammetrischen Anwendungen eingesetzt. Neben der reinen Koordinatenbestimmung bietet GPS, durch die Verwendung von Multiantennen-Systemen, prinzipiell auch die Möglichkeit, die Lagewinkel zum Aufnahmezeitpunkt zu bestimmen. Die vorliegende Arbeit nimmt sich dieser Aufgabenstellung an und konzentriert sich auf die mathematische Modellierung und die empirische Genauigkeitsanalyse der GPS-Neigungsmessung in flugzeuggetragenen, photogrammetrischen Anwendungen. Darüber hinaus wird die GPS-Neigungsmessung mit den bestehenden Verfahren zur Neigungsbestimmung in der Photogrammetrie verglichen und es werden einige erste Ansätze zur Integration der GPS-Neigungsmessung mit diesen bestehenden Verfahren gezeigt.

(2) Die praktische Nutzung dieses Verfahrens erfordert die Aufarbeitung der notwendigen theoretischen Grundlagen. Im Kapitel 2 werden daher die grundlegenden Modelle, Methoden, Bezugssysteme und deren Transformationen für die Neigungsbestimmung mit GPS in photogrammetrischen Anwendungen vorgestellt. In diesem Kapitel werden auch die heute erhältlichen Hardwarerealisierungen von GPS-Interferometern diskutiert. Basierend auf den Grundprinzipien des Kapitel 2, wird im Kapitel 3 ein verfeinertes Auswertemodell zur Neigungsbestimmung mit GPS eingeführt. Die wesentlichen Fehlereinflüsse, die bei der Verwendung der GPS-Neigungsmessung auftreten, werden nach ihren Fehlercharakteristika klassifiziert und daraus wird das verfeinerte, theoretische Auswertemodell abgeleitet. Gegenüber der Positionsbestimmung mit GPS sind die klassischen Fehlereinflüsse (wie Ionosphäre, Troposphäre etc.) bei der Neigungsbestimmung durch die gegebenen kurzen Basislinien eher untergeordnet. Als wesentliche Fehlereinflüsse werden die Signal-Mehrwegeeffekte, die Antennen-Phasenzentrumsvariationen und die strukturellen Deformationen des Flugzeugkörpers identifiziert, die nur in begrenztem Umfang weiter reduziert werden können.

(3) Die Eignung des im Kapitel 3 vorgestellten Auswertemodells wurde mit Hilfe von realen Meßdaten im Kapitel 4 empirisch untersucht. Dabei standen die Genauigkeitsanalyse und die Verifikation der theoretischen Fehlermodelle im Vordergrund. Dabei wurden sowohl statische Daten aus kontrollierten Laborbedingungen als auch kinematische Daten aus einem Flugtest für die Untersuchung verwendet. Die statischen Meßdaten wurden dabei zur Analyse der inneren Genauigkeit der gemessenen Differenzphasen, der kontrollierten Untersuchung von Mehrwegeeffekten und einer Studie des Konvergenzverhaltens bei der Schätzung von Phasenvieldeutigkeiten, herangezogen. Dabei wurde festge-

Zusammenfassung und Ausblick

stellt, dass die in dieser Arbeit verwendete Receiver Hardware dem heutigen Stand der Technik entspricht und innere Genauigkeiten für die Messung der Differenzphase von ca. 2 mm zulässt.

Die statischen Daten wurden dann über mehrere Tage hinweg unter der gleichen Beobachtungsgeometrie epochenweise prozessiert. Die erreichte Winkelgenauigkeit lag mit $0.05-0.3^\circ$, etwas über dem Erwartungswert aus den Untersuchungen der inneren Genauigkeit. Diese reduzierte Genauigkeit ist primär auf die gegebene Beobachtungsgeometrie und die Einflüsse von Mehrwegesignalen zurückzuführen. Die kontrollierte Untersuchung und die Modellierung der Mehrwegeseffekte durch einen dominanten Reflektor haben zu signifikanten Verbesserungen der Winkelgenauigkeiten geführt. Allerdings haben sich im Konvergenzverhalten des Verfahrens zur Schätzung des Reflektorpunktes Probleme ergeben, die nur bei äußerst guten Näherungswerten für die Position des Reflektors zu einem Ergebnis geführt haben.

Die Untersuchungen zum Konvergenzverhalten der Schätzung der Phasenvieldeutigkeiten haben gezeigt, dass der in dieser Arbeit entwickelte und implementierte Algorithmus unter den gegebenen Umständen bereits nach wenigen Beobachtungsepochen (< 50 Epochen) zu den korrekten Ergebnissen führt. Dies bedeutet, dass selbst in kurzen photogrammetrischen Streifen genügend Beobachtungsepochen vorliegen, um die Phasenvieldeutigkeiten eindeutig zu bestimmen.

Die Auswertung der beiden kinematischen Datensätze wurde in erster Linie dazu verwendet, die absolute Genauigkeit der Neigungsmessung mit GPS unter realen photogrammetrischen Meßbedingungen zu bestimmen. Dazu wurden die GPS-Neigungen mit den aus einer konventionellen Aerotriangulation bestimmten Neigungen verglichen. Die Neigungsbestimmungen aus der Aerotriangulation (Genauigkeit < 10 mgon) können dabei als „fehlerfreie“ Referenzwerte angesehen werden, da sie etwa 5-10 mal besser als die zu erwartenden GPS-Genauigkeiten sind. Aus diesem direkten Vergleich zweier Messsysteme wurde die Genauigkeit der GPS-Neigungsmessung unter den gegebenen Bedingungen mit $0.2-0.3^\circ$ bestimmt. Die in diesen Tests erreichte Genauigkeit der GPS-Winkel liegt leicht unter dem theoretischen Erwartungswert, was auf die schwierigen Rahmenbedingungen dieser Tests zurückzuführen ist.

Neben der empirischen Analyse der GPS-Neigungsgenauigkeit wurden anhand der kinematischen Datensätze noch die aeroelastische Deformation des Interferometersystems und Prädiktionsmodelle für die Flugbewegungen untersucht. Dabei wurde festgestellt, dass die aeroelastische Deformation mit den vorgestellten Modellen sehr gut geschätzt werden kann. Trotz der Reduktion der Redundanz ist diese Schätzung der vertikalen Flügeldeformation eine äußerst effektive Lösung für die Modellierung dieses Fehlereffekts. Im Rahmen der Prädiktionsmodelle hat sich gezeigt, dass sich speziell niedergradige Polynomansätze für die Modellierung der Flugbewegung zwischen zwei Beobachtungsepochen eignen. Das beste Prädiktionsverhalten wurde mit einem kubischen Spline erreicht.

(4) Im Kapitel 5 wird die GPS-Neigungsmessung mit den alternativen Verfahren der Neigungsbestimmung für photogrammetrische Anwendungen verglichen. Dabei wurde speziell die Inertialtechnologie hervorgehoben. Beim Vergleich beider Systeme zeigt sich, dass die Fehlercharakteristika der GPS- und der INS-Neigungsmessung komplementär sind. Die Neigungsbestimmung mit Inertialsensoren ist durch eine hohe innere Genauigkeit gekennzeichnet, aber einem ungünstigen Verlauf der Genauigkeit über lange Zeiträume durch die gegebenen Drifteigenschaften. Demgegenüber besitzt die GPS-Neigungsmessung eine hohe Langzeitstabilität, aber dafür einen relativ hohen Rauschpegel. Ein integriertes System zur Neigungsbestimmung, bestehend aus INS Winkelbeobachtungen und GPS-Messungen, könnte daher zu einer beachtlichen Genauigkeitssteigerung führen. Der Grad der Integration und die Güte des verwendeten Fehlermodells bestimmen dabei die erreichbare Genauigkeit. Generell wird die GPS-Neigungsmessung den Rahmen für die erreichbare absolute Genauigkeit liefern, durch den möglichen Glättungseffekt der INS-Beobachtungen sollten jedoch Orientierungsparameter mit wenigen Hundertstel Grad Genauigkeit auch über lange Befliegungszeiträume erreichbar sein.

Die Verbindung automatischer, inverser photogrammetrischer Bildauswertung mit der GPS-Neigungsmessung zeigen die gleiche Komplementarität wie zwischen GPS und INS. Die automatische Bildverknüpfung bietet die Möglichkeit über wenige Bilder die Neigungsänderungen sehr genau zu bestimmen. Eine absolute Orientierung ist jedoch noch nicht, oder nur bedingt möglich. Für die absolute Orientierung und für die Kontrolle der systematischen Fehlereigenschaften der digitalen Bildverknüpfung über längere Zeiträume lässt sich dagegen die GPS-Neigungsmessung ideal einsetzen.

(5) Kapitel 6 widmet sich dann den praktischen Einsatzfeldern der GPS-Neigungsmessung in flugzeuggetragener Photogrammetrie und Fernerkundung. Die Anforderungen verschiedener photogrammetrischer Applikationen an die Eigenschaften der GPS-Neigungsmessung werden diskutiert, und es wird analysiert, ob die GPS-Neigungsmessung diesen Anforderungen genügt. Dabei wurde festgestellt, daß die GPS-Neigungsmessung in den folgenden Bereichen eingesetzt werden könnte:

Bildflugnavigation:

- zur Reduktion der Bildverschmierungen durch aktive Steuerung der Winkelbewegung bei der Kameraauslösung
- zur Erreichung einer optimalen Bildüberdeckung und einer idealen Flächendeckung
- zur Erfassung von Näherungswerten für die automatisierte Bildauswertung

zur direkten Bildorientierung:

- in der kleinmaßstäbigen Kartenrevision

in der Aerotriangulation:

- zur Elimination der Querstreifen in GPS-gestützten photogrammetrischen Blöcken mit gerin-

Zusammenfassung und Ausblick

gen Anforderungen an die Höhengenaugigkeit.

- zur Bestimmung von Näherungswerten in automatisierten Bildorientierungsverfahren

in der Orientierung von digitalen Pushbroom-Scannern:

- zur Vergrößerung der Orientierungsbildabstände und zur Reduktion der Anzahl der notwendigen Passpunkte
- zur Stabilisierung des Blockverbandes

zur Orientierung von Laser-Scannern:

- zur vollständigen Orientierung bei mittleren bis geringen Genauigkeitsanforderungen
- zur vollständigen Orientierung bei flachen Geländeformen

Neben diesen direkten Anwendungen der GPS-Neigungsmessung in der Photogrammetrie ergeben sich darüber hinaus noch weitere Einsatzmöglichkeiten für diese Technologie im Verbund mit der Inertialvermessung und der inversen photogrammetrischen Bildaufnahme.

7.2 AUSBLICK

Da es sich in dieser Arbeit um ein grundlegend neues Verfahren zur Orientierungsbestimmung photogrammetrischer Sensoren handelt und da mit der Satellitengeodäsie und der Photogrammetrie zwei zentrale Hauptgebiete der Geodäsie bearbeitet werden, konnten leider nicht alle interessierenden Fragestellungen untersucht werden. Darüber hinaus ergaben sich bei der Bearbeitung einige neue Aspekte, die eine weitere Bearbeitung in neuen Forschungsarbeiten erfordern.

Die Grundlagen der Neigungsbestimmung wurden in dieser Arbeit nur so weit aufgearbeitet wie es für die Interpretation der empirischen Untersuchung notwendig war. Sicherlich ist es möglich, die mathematische Modellierung der physikalischen Gegebenheiten bei einer Bildbefliegung noch detaillierter und umfassender zu machen. So wurde die Bestimmung der Mehrwegseffekte in dieser Arbeit primär theoretisch aufgearbeitet und nur mit statischen Daten verifiziert. Es wurde nicht versucht, die Mehrwegseffekte in kinematischer Umgebung zu modellieren, da der vorgestellte Modellansatz nur mit sehr guten Näherungswerten für die Reflektorposition konvergiert. Da die Mehrwegseffekte jedoch möglicherweise einen signifikanten Einfluss auf die Genauigkeit der Neigungsbestimmung haben, wäre ein robustes Verfahren zur Bestimmung der Mehrwegseffekte von zentraler Bedeutung. Die in dieser Arbeit vorgestellten Ansätze wären unter den spezifischen Bedingungen einer Bildbefliegung in größerer Tiefe aufzuarbeiten und empirisch zu verifizieren. Die aeroelastische Deformation des Flugzeugkörpers konnte bei den gegebenen Tests experimentell verifiziert werden und durch entsprechende Schätzung im Ausgleichsprozess modelliert werden. Sicherlich wäre es wünschenswert, diese zusätzliche Unbekannte durch die Beschreibung der physikalischen Aeroelastik zu eliminieren.

Zusammenfassung und Ausblick

Generell sind empirische Untersuchungen in ihren Aussagen beschränkt. Das in dieser Arbeit vorgestellte Datenmaterial ist nicht ausreichend, um eine abschließende Genauigkeitsanalyse durchzuführen und Detailfragen mit ausreichender statistischer Sicherheit beantworten zu können. Eine Reihe zusätzlicher Experimente wären notwendig, um die erreichten Ergebnisse zu bestätigen. Speziell Datensätze mit verschiedenen Antennenbasislängen und guten Satellitenkonstellationen wären zu weiteren Genauigkeitsanalysen von großem Interesse.

Im Bereich der Integration verschiedener Messsysteme ist in dieser Arbeit festgestellt worden, dass die GPS-Neigungsmessung in ihrer Genauigkeitscharakteristik komplementär zur Neigungsbestimmung mit INS und zu den automatischen Bildorientierungsverfahren ist. Eine mathematische und physikalische Integration dieser Messsysteme wäre mit Sicherheit ein ergiebiges Thema für eine eigene Arbeit und würde mit großer Wahrscheinlichkeit eine weitere Genauigkeitssteigerung in der direkten Bestimmung der äußeren Orientierung photogrammetrischer Sensoren mit sich bringen.

Bei der Anwendung der GPS-Neigungsmessung in der Photogrammetrie sind die potenziellen Anwendungsmöglichkeiten bisher nur über theoretische Simulationen vorgestellt worden. So ist zu erwarten, dass die Genauigkeit der direkten Bildorientierung nicht nur von der Genauigkeit der Orientierungssensoren abhängt, sondern auch, dass die inneren Orientierungsparameter des Bildsensors eine wesentlich größere Bedeutung haben als bei der indirekten Orientierung über Passpunkte. Reale Praxisbeispiele, in denen die Elimination von Querstreifen in der GPS-gestützten Aerotriangulation durch die Messung von Neigungsdaten verifiziert wird, sind sicherlich noch notwendig. Ebenso wurde die aktive Stabilisierung der Kameraneigung während der Bildbefliegung durch GPS-Neigungen noch nicht real verwirklicht.

Trotz der noch offenen Fragestellungen und obwohl die erreichten Genauigkeiten noch nicht ausreichend sind, um Bilder mit hoher Genauigkeit direkt zu orientieren, sind Anwendungen der GPS-Neigungsmessung in der Photogrammetrie naheliegend. Speziell in der Kombination mit anderen Sensoren kann die GPS-Neigungsmessung eine deutliche Vereinfachung der photogrammetrischen Orientierungsverfahren erreichen.

8 LITERATURVERZEICHNIS

Abkürzungen:

ACSM	American Congress on Surveying and Mapping
BuL	Bildmessung und Luftbildwesen
DGK	Deutsche Geodätische Kommission bei der Bayerischen Akademie der Wissenschaften
IEEE	Institute for Electrical and Electronics Engineers
ION	Institute of Navigation
ISPRS	International Society for Photogrammetry and Remote Sensing
PE&RS	Photogrammetric Engineering and Remote Sensing

Ackermann F. [1973]: „Numerische Photogrammetrie“, Wichmann Verlag Neue Folge Band 5, 284 Seiten, Karlsruhe, 1973

Ackermann F. [1984]: „Utilization of Navigation Data for Aerial Triangulation“, International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing, Commission III, ISPRS, S. 1-9, Rio de Janeiro, Brasilien, 1984

Ackermann F., Hahn M. [1985]: „Vorlesungsmanuskript Photogrammetrie“, Institut für Photogrammetrie, Universität Stuttgart, 1985

Ackermann F. [1986]: "The Use of Camera Orientation Data in Photogrammetry - A Review", Proceedings of the ISPRS Symposium on "Progress in Imaging Sensors", ESA SP-252, S. 93-100, Stuttgart, Germany, 1986

Ackermann [1987]: "Camera Orientation Data for Aerial Triangulation", K.G. Lofström Memorial Lecture, 1987

Ackermann F. [1992]: "Operational Rules and Accuracy Models for GPS Aerial Triangulation", International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXIX, Part B3, S. 691-700, ISPRS Congress, Washington, USA, 1992

Literaturverzeichnis

Ackermann F., Schade H. [1993]: "Application of GPS for Aerial Triangulation", PE&RS, Vol. 59, No. 11, S. 1625-1632, 1993

Ahrend M. [1967]: "Der Planimat, ein neues photogrammetrisches Gerät II. Ordnung", BuL, 35 Jahrgang, Heft 5, S. 193-205, 1967

Albertz J., Kreiling W. [1989]: "Photogrammetrisches Taschenbuch", Wichmann Verlag, 292 Seiten, Karlsruhe, 1989

Allan D.W., Dewey W.P. [1993]: "Time Domain Spectrum of GPS SA", Proceedings of the ION GPS-93, Sixth International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 129-136, Salt Lake City, USA, 1993

Axelrad P., Comp C., MacDoran P. [1994]: "Use of Signal to Noise Ratio for Multipath Error Correction in GPS Differential Phase Measurements: Methodology and Experimental Results", Proceedings of the ION GPS-94, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Vol. 1, S. 655-666, Salt Lake City, New Mexico, USA, 1994

Babey S.K., Anger C.D. [1989]: "A Compact Airborne Spectrographic Imager - CASI", Proceedings of the International Geoscience and Remote Sensing Symposium, S. 1028-1031, Vancouver, Canada, 1989

Bauer M. [1989]: "Vermessung und Ortung mit Satelliten", Wichmann Verlag, 258 Seiten, Karlsruhe, 1989

Becker D. [1994]: "Mehrwegeeinfluß bei GPS", SPN Zeitschrift für Satellitengestützte Positionierung, Navigation und Kommunikation, Heft 4/94, S. 122-127, 1994

Becker D., Thiel K.H., Hartl P. [1994]: "A Special Method of Managing Multipath Effects", Proceedings of the ION GPS-94, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Vol. 1, S. 157-163, Salt Lake City, New Mexico, USA, 1994

Becker M., Sauermann K., Burtzos T., Euler H.-J. [1993]: "Leica SR-299 Receiver Performance in Static and Kinematic Applications", Proceedings of the ION-GPS 93, 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 1005-1010, Salt Lake City, USA, 1993

Blackwell E.G. [1986]: "Overview of Differential GPS Methods", Global Positioning System, Papers published in Navigation, Vol. III, The Institute of Navigation, S. 89-101, 1986

Literaturverzeichnis

Blankenberg L.E., Øvstedal O. [1993]: "Block Adjustment with GPS - Results from Testflight Fredrikstad", in Fritsch/Hobbie (Hrsg.) Photogrammetric Week '93, S. 85-96, Wichmann Verlag, Karlsruhe, 1993

Borel M.J., Damoulakis J.N., Delzer D.R., Fuchser T.D., Hinderer J.H., Johnson C.R., Pinkos D.J. [1980]: "Texas Instruments Phase I GPS User Equipment", Global Positioning System Vol. I, Papers published in Navigation, S. 87-102, The Institute of Navigation (Hrsg.), Washington D.C., 1980

Britting K.R. [1971]: „Inertial Navigation Systems Analysis“, Wiley-Interscience Press, 249 Seiten, 1971

Brown A., Wolt B. [1993]: "Direct Digital Sampling and Processing of Lband GPS-Signals: A fully Digital Receiver Architecture", Proceedings of the ION-GPS 93, 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 985-992, Salt Lake City, USA, 1993

Brown R., Ward P. [1990]: "A GPS Receiver with Built-In Precision Pointing Capability", Proceedings of the IEEE Position, Location and Navigation Symposium, PLANS-1990, S. 83-93, Las Vegas, Nevada, USA, 1990

Brown R., Evans A. [1990]: "GPS Pointing System Performance", Proceedings of the ION GPS-90, Third International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Colorado Springs, USA, 1990

Burgett W.S., Roemermann S.D., Ward P. [1983]: "The Development and Applications of GPS Determined Attitude", Proceedings of the National Telesystems Conference NTC-83, November 1983

Cannon E., Sun H., Owen T., Meindl M. [1994]: "Assessment of a non Dedicated GPS Receiver System for Precise Airborne Attitude Determination", Proceedings of the ION-GPS 94, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 645-654, Salt Lake City, USA, 1994

Cohen C., Parkinson B. [1991a]: "Expanding the Performance Envelope of GPS-Based Attitude Determination", Proceedings of the ION GPS-91, Fourth International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 1001-1011, Albuquerque, USA, 1991

Cohen C., Parkinson B. [1991b]: "Mitigating Multipath Error in GPS Based Attitude Determination", Proceedings of the AAS-91, S.53-67, 1991

Literaturverzeichnis

Cohen C., Parkinson B. [1992]: "Aircraft Applications of GPS Based Attitude Determination", Proceedings of the ION GPS-92, Fifth International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 775-782, Albuquerque, USA, 1992

Cohen C., Pervan B., Parkinson B. [1992]: "Estimation of Absolute Ionospheric Delay Exclusively through Single Frequency GPS Measurements", Proceedings of the ION GPS-92, Fifth International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 325-330, Albuquerque, USA, 1992

Counselman C.C, Gourevitch S.A. [1981]: "Miniature Interferometer Terminals for Earth Surveying: Ambiguity and Multipath with the Global Positioning System", IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. GE-19, No. 4, S. 325-356, 1981

Cramer M., Schade H. [1995]: "Orientation of Photogrammetric Sensors with an Integrated GPS/low-cost INS System", Proceedings of the Workshop on Integrated Sensor Orientation-Theory, Algorithms & Systems, Wichmann Verlag, Barcelona, 1995

Cramer M., Stallmann D., Haala N. [1998]: „Sensor Integration and Calibration of Digital Airborne Three Line Camera Systems“, ISPRS Commission II Symposium, 8 pages Cambridge, UK, 1998

Cramer M. [1999]: „Direct Geocoding – Is Aerial Triangulation obsolete?“ in: Fritsch/Spiller: Photogrammetric Week 1999, Wichmann Verlag, Heidelberg, Germany, S. 59-70, 1999

Cramer M., Stallmann D., Haala N. [2000]: „Direct Georeferencing using GPS/Inertial Exterior Orientations for photogrammetric Applications“, IAPRS, Vol. XXXIII, 8 Seiten, Amsterdam, Netherlands, 2000

Decker B.L. [1986]: "World Geodetic System 1984", Proceedings of the Fourth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol. 1, S. 69-92, Austin, Texas, USA, 1986

Denker H. [1989]: "A New Gravimetric Quasigeoid for the Federal Republic of Germany", DGK, Reihe B, Heft 291, München, 1989

Dock H., Killian [1939]: A Über das neue Verfahren zur Bestimmung der Abweichung der angenäher-ten Parallelstellung und zur Auffindung der Nadirpunkte von Luftaufnahmen≡, Mitteilung der Deutschen Gesellschaft für Photogrammetrie≡, S. 114-117, Berlin, 1939

Literaturverzeichnis

Dorrer E, Schwiertz C [1988]: "Experimental GPS-Supported Aerial Triangulation" , International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 27, Part B9, Kyoto, 1988, pp.1-18

Draper C. [1962]: *Inertial Methods in Mapping*, Surveying and Mapping, S. 227-232, Washington, USA, 1962

Eberhardt C. [1927]: "Einführung in die theoretische Aerodynamik", Oldenbourg Verlag, 138 Seiten, München, 1927

El-Mowafy A., Schwarz K.P. [1994]: "Epoch by Epoch Attitude Determination Using a GPS Multi-Antenna System in Kinematic Mode", Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation KIS-94, S. 331-341, Banff, Canada, 1994

Euler H.J. [1990]: "Untersuchungen zum rationellen Einsatz des GPS in kleinräumigen Netzen", DGK, Reihe C, Heft 361, 122 Seiten, München, 1990

Euler H.J. [1995]: "GPS Attitude Determination: Utilizing Auxiliary Information to Obtain Improved Results", in: Linkwitz/Hangleiter (Eds.): High Precision Navigation, S. 126-132, Dümmler Verlag, Bonn, 1995

Farkas-Jandl T. [1986]: *Einführung in die Inertialvermessung*, Wichmann Verlag, Karlsruhe, 1986

Fenton P., Falkenberg B., Ford T., Ng K., van Dierendonck A.J. [1991]: "Novatel's GPS receiver: The high performance OEM Sensor of the future", Proceedings of the ION GPS-91, 4th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Albuquerque, New Mexico, USA, 1991

Fenton P., Townsend B. [1994]: "NovAtel Communications Ltd. - What's new", Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS94, S. 25-31, Banff, Alberta, Canada, 1994

Ferguson K., Gourevitch S., Kuhl M., Qin X. [1991]: "Three Dimensional Attitude Determination with the Ashtech 3DF 24-Channel GPS Measurement System", Proceedings of the ION Technical Meeting, Institute of Navigation, 9 Seiten, Phoenix Arizona, 1991

Forsythe G. E., Malcolm M.A., Moler C. B. [1977]: "Computer Methods for Mathematical Computations", Prentice Hall Publishers, Englewood, Californien, USA, 1977

Literaturverzeichnis

Frei E., Beutler G. [1990]: "Rapid Static Positioning Based on the Fast Ambiguity Resolution Approach FARA : Theory and First Results", *manuscripta geodaetica*, Vol. 15, S. 325-356, Springer Verlag, 1990

Frieß P. [1986]: "A Simulation Study on the Improvement of Aerial Triangulation by Navigation Data", in: *Proceedings of the ISPRS Commission III Symposium*, Rovaniemi, Finland, 1986

Frieß P. [1990]: "Kinematische Positionsbestimmung für die Aerotriangulation mit dem NAVSTAR Global Positioning System", DGK, Reihe C, Heft 359, 145 Seiten, München, 1990

Fritsch D. [1989]: "Acquisition, Topology and Structuring of Spatial Data", in *Vorträge der 42. Photogrammetrischen Woche*, Schriftenreihe des Instituts für Photogrammetrie der Universität Stuttgart, Stuttgart, 1989

Fritsch D. [1991]: "Raumbezogene Informationssysteme und digitale Geländemodelle", DGK, Reihe C, Heft 369, 113 Seiten, München, 1991

Geiger A. [1988]: "Einfluß und Bestimmung der Variabilität des Phasenzentrums von GPS-Antennen", *Mitteilungen des Instituts für Geodäsie und Photogrammetrie an der ETH Zürich*, Heft 43, 66 Seiten, Zürich, 1988

Gibson J.R. [1994]: "Photogrammetric Calibration of a digital Electro-Optical Stereo Imaging System", *Geomatica* 48 (2), pp. 95-109

Gonzales R., Wintz P. [1977]: "Digital Image Processing", Addison-Wesley Publishing Company, Massachusetts, USA, 1977

Gotthardt E. [1978]: "Einführung in die Ausgleichsrechnung", Wichmann Verlag, Karlsruhe, 311 Seiten, 1978

GPS World [1995]: "GPS World Receiver Survey", Advanstar Verlag, Vol. 6, Heft 1, S. 46-67 Eugene, USA, 1995

Grafarend E. [1983]: "Reference Frame Rotation - Regularized Theory by Quaternions and Spinors", In: Schwarz/Lachapelle (Eds.) *Geodesy in Transition*, pp. 185-225, University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada, 1983

Literaturverzeichnis

Gregoriadou Y., Kleusberg A. [1988]: "On carrier signal multipath effects in relative GPS positioning", *manuscripta geodaetica*, Vol. 13, S. 172-179, Springer Verlag, 1988

Großmann W. [1976]: "Geodätische Rechnungen und Abbildungen in der Landesvermessung", Konrad Wittwer Verlag, Stuttgart, 1976

Hartl P., Thiel K.H. [1984]: "Das NAVSTAR Global Positioning System (GPS)", in Schriftenreihe des wissenschaftlichen Studienganges Vermessungswesen an der Hochschule der Bundeswehr, Heft 15, Schödelbauer A./Welsch W. (Hrsg.) Satelliten-Doppler-Messungen, S. 329-361, München, 1984

Hartl P., Wehr A. [1986a]: "Chancen der GPS Satellitennavigation für die Luftbildphotogrammetrie", *BuL*, Vol. 54, Nr.6, S. 221-240, Wichmann Verlag, 1986

Hartl P., Wehr A. [1986b]: "Coordinate Transformation Procedures for GPS-Attitude Control", Proceedings of the ISPRS Symposium on "Progress in Imaging Sensors", ESA SP-252, S. 215-226, Stuttgart, Germany, 1986

Hatch R. [1990]: "Instantaneous Ambiguity Resolution", Proceedings of the IAG Symposium 107 on Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing, S. 299-308, Banff, Canada, 1990

Hofmann O., Navé P., Ebner H. [1984]: "DPS - A Digital Photogrammetric System for Producing Digital Elevation Models and Orthophotos by Means of Linear Array Scanner Imagery", *PE&RS*, Vol. 50, No. 8, S. 1135-1142, 1984

Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Collins J. [1992]: "GPS - Theory and Practice", 326 Seiten, Springer Verlag, Wien, New York, 1992

Hopfield H.S. [1969]: "Two-Quadratic Tropospheric Refractivity Profile for Correcting Satellite Data", *Journal of Geophysical Research, Oceans and Atmosphere*, Vol. 74, Nr. 18

Hug P.J., Hermans H. [1985]: „An Approach to Quality Control of Inertial Surveys with the FILS II System“, Proceedings of the Third International Symposium on Inertial Technology for Surveying and Geodesy, Banff, Canada, S. 465-482, 1985

Inpho [1999] : „Match-AT Product description“, <http://www.inpho.de>

Jurgens R.D., Rogers C.E. [1991]: "Advances in GPS Attitude Determining Technology as Developed for the Strategic Defense Command", Proceedings of ION GPS-91, 4th International Technical Meet-

Literaturverzeichnis

ing of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 991-999, Albuquerque, New Mexico, USA, 1991

Kilian J. [1995]: „DEM Matching as Evaluation Method for Laser Scanner Measurements“, in Linkwitz/Hangleiter (Eds.) „High Precision Navigation 1995“, Proceedings of the 3rd International Workshop on High Precision Navigation, University of Stuttgart, S. 359-366, Dümmler Verlag, Bonn, 1995

Killian K. [1954]: „Luftbild und Lotrichtung“, Festschrift Eduard Dolezal zum 90 Geburtstag 1952, Österreichische Zeitschrift für Vermessungswesen, Sonderheft 14, S. 363-387, Wien, 1954

King R.W., Masters E.G., Rizos C., Stolz A., Collins J. [1985]: "Surveying with the Global Positioning System - GPS", 128 Seiten, Dümmler Verlag, Bonn, 1985

Klein H. [1976]: „Genauigkeit von Höhenblöcken mit gemeinsamer Ausgleichung von Stoskop- oder APR Hilfsdaten“, in: Numerische Photogrammetrie, Schriftenreihe des Institus für Photogrammetrie der Universität Stuttgart, Heft 1, S. 5-16, Stuttgart, 1976

Klobuchar J.A. [1987]: "Ionospheric Time Delay Algorithm for Single Frequency GPS Users", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, AES-23, S. 325-331, 1987

Kornus W. [1999]: „Dreidimensionale Objektrekonstruktion mit digitalen Dreizeilenscannerdaten des Weltraumprojekts MOMS-02/D2“, DGK Reihe C, Heft 496, München 1999

Kraus K. [1990]: "Photogrammetrie", Band 1, Grundlagen und Standardverfahren, Dritte Auflage, 334 Seiten, Dümmler Verlag, Bonn, 1990

Kraus K. [1984]: "Photogrammetrie", Band 2, Theorie und Praxis der Auswertesysteme, 399 Seiten, Dümmler Verlag, Bonn, 1984

Krabill W.B., Collins J.G., Link L.E., Swift R.N., Butler M.L. [1984]: "Airborne Laser Topographic Mapping Results", PE&RS, Vol. 50, No. 6, S. 685-694, 1984

Kremer G.T., Kalafus R.M., Loomis P.M., Reynolds J.C. [1990]: "The Effect of Selective Availability on Differential GPS Corrections", Navigation, Journal of the ION, Vol. 37, Nr. 1, S. 39-52, 1990

Kreyszig E. [1965]: "Statistische Methoden und ihre Anwendung", 451 Seiten, Vandenhoeck & Ruprecht Verlag, Göttingen, 1965

Literaturverzeichnis

Kruczynski L.R., Li P., Eavens A.G., Hermann B.R. [1989]: "Using GPS to Determine Vehicle Attitude: USS Yorktown Test Results", Proceedings of the ION GPS-89, 2nd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Colorado Springs, Colorado, USA, 1993

Kutter R. [1984]: "Flugzeug Aerodynamik", Motorbuch Verlag Stuttgart, 142 Seiten, 1984

Lachapelle G., Wade R. [1982]: "NAVSTAR GPS Single Point Positioning", Proceedings of the 42nd Technical Meeting of the ACSM, S. 603-609, Denver, Colorado, USA, 1982

Lage M.E., Elrod B.D. [1993]: "The FAA's WIB/WDGPS Testbed and Recent Results", Proceedings of the ION GPS-93, 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 487-493, Salt Lake, Utah, USA, 1993

Landau H. [1988]: "Zur Nutzung des Global Positioning Systems in Geodäsie und Geodynamik: Modellbildung, Softwareentwicklung und Analyse", Schriftenreihe des wissenschaftlichen Studienganges Vermessungswesen an der Hochschule der Bundeswehr, Heft 36, 285 Seiten, München, 1984

Lapine L. [1990]: "Analytical Calibration of the Airborne Photogrammetric System Using A Priori Knowledge of the Exposure Station Obtained from GPS", Ph.D. Dissertation, The Ohio State University, Columbus, Ohio, 1990

Leica [1995]: A Principles and Benefits of the PAV30 gyrostabilized camera mount, Leica AG Heerbrugg, Schweiz, 1995

Leica [1999]: „Socet Set“ Product Descriptions, <http://www.leica-geosystems.com>

Lelgemann D., Ehlert D., Hauck H. [1981]: "Eine astro-gravimetrische Berechnung des Quasigeoids für die Bundesrepublik Deutschland", DGK, Reihe A, Heft 92, München, 1981

Lindenberger J. [1993]: "Laser-Profilmessungen zur topographischen Geländeaufnahme", DGK, Reihe C, Heft 400, München, 1993

Lofström K.G. [1936]: „Das Statoskop von Dr. V. Väisälä als Aeronivellier“, BuL 1936, S. 112-116

Lohr U., Löffler G., Schäfer C. [1993]: "Topographiesystem", Interner Bericht der DASA/DORNIER, Friedrichshafen 1993

Literaturverzeichnis

Lu G., Cannon M.E., Lachapelle G., Kielland P. [1993]: "Attitude Determination on a Survey Launch", Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 9 Seiten, San Francisco, California, USA, 1993

Liu Z. [1992]: „Comparison of Statistical Methods for the Alignment of Strapdown Inertial Systems“, University of Calgary Geomatics Engineering Reports, Nr. 20047, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Canada, 1992

Lucas J. [1987]: "Aerotriangulation without Ground Control", PE&RS, Vol. 53, No. 3, S. 311-314, 1987

Milliken R.J., Zoller C.J. [1980]: "Principle of Operation of NAVSTAR and System Characteristics", Global Positioning System Vol. I, Papers published in Navigation, S. 3-15, The Institute of Navigation (Hrsg.), Washington D.C., 1980

Nesbø I. [1988]: "Applications of GPS Determined Attitude for Navigation", Proceedings of the ION GPS-88, 1st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 6 Seiten, Colorado Springs, Colorado, USA, 1988

Niemcz W. [1963]: Anwendung der Quaternionen auf die allgemeinen Bewegungsgleichungen der Flugmechanik, Zeitschrift für Flugwissenschaft, Vol. 11, Nr. 9, S. 368-372, 1963

Ohloff T. [1995]: „Blocktriangulation using three-line images“ in Fritsch, Hobbie, Photogrammetric Week 1995, S. 197-206, Wichmann Verlag, 1995

Oiu W., Lachapelle G., Cannon E. [1995]: "Ionospheric Effect Modelling for Single Frequency GPS Users", manuscripta geodaetica, Vol. 20, S. 96-109, Springer Verlag, 1995

Press W.H., Flannery B.P., Teukolsky S.A., Vetterling W.T. [1988]: "Numerical Recipes in C - The Art of Scientific Computing", Cambridge University Press, 735 Seiten, Cambridge, USA, 1988

Rahnemoon M. [1988]: "Ein neues Korrekturmodell für Mikrowellen Entfernungsmessung zu Satelliten", DGK, Reihe C, Heft 335, München, 1988

Remondi B. W. [1991]: "NGS Second Generation ASCII and Binary Orbit Formats and Associated Interpolated Studies", Proceedings of the Twentieth General Assembly, International Union of Geodesy and Geophysics, 28 Seiten, Wien, Österreich, 1991

Literaturverzeichnis

Röhrich S. [1993]: \cong Post-Mission Auswertemodell für die Vermessung mit Strapdown Inertialsystemen \cong , DGK, Reihe C, Heft 407, München, 1993

Roth B., Singh R. [1986]: "Applications of the NAVSTAR GPS to Precise Attitude Determination", Proceedings of the Fourth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol.2, S. 1345-1359, Austin, Texas, 1986

Rothacher M.[1994]: "Advanced Techniques of GPS Data Processing at the AIUB in Berne", In: Crossilla/Mussio (Eds.), *Methodi e Procedure Avanzate di Modellizzazione e Trattamento dei Dati GPS*, International Center for Mechanical Sciences (CISM), S. 137-153, Udine, Italien, April 1993

Rummel R. [1975]: "Zur Behandlung von Zufallsfunktionen und -folgen in der physikalischen Geodäsie", DGK, Reihe C, Heft 208, München, 1975

Russel S.S., Schaibly J.H. [1980]: "Control Segment and User Performance", Global Positioning System Vol. I, Papers published in Navigation, S. 74-80, The Institute of Navigation (Hrsg.), Washington D.C., 1980

Saastamoinen J. [1973]: "Contribution to the Theory of Atmospheric Refraction - Part II Refraction Corrections in Satellite Geodesy", Bulletin Geodesique, Vol. 107, S. 13-35, Springer Verlag, 1973

Sachs L. [1974]: "Angewandte Statistik", Springer Verlag, Berlin, 546 Seiten, 1974

Savage P. G. [1978]: *A Strapdown Sensors* \cong , NATO AGARD Lecture Series 95, Strapdown Inertial Systems - Theory and Application, London, Juni 1978

Schade H. [1992]: "Reduction of Systematic Errors in GPS Based Photogrammetry by Fast Ambiguity Resolution Techniques", International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXIX, Part B1, S. 223-228, ISPRS Congress, Washington, USA, 1992

Schade H., Cannon E., Lachapelle G. [1993]: "An Accuracy Analysis of Airborne Kinematic Attitude Determination with the NAVSTAR / Global Positioning System", SPN Zeitschrift für Satellitengestützte Positionierung, Navigation und Kommunikation, Heft 3/93, S. 90-95, 1993

Schade H. [1994]: "Exterior Orientation for Airborne Real Time Mapping", Proceedings of the ISPRS Commission II Symposium "Systems for Data Processing, Analysis and Representation", International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXX, Part 2, S. 183-190, Ottawa, Canada, 1994

Literaturverzeichnis

Scherzinger B. [1997]: „A Position and Orientation post-processing package for Inertial and GPS Integration (POSPROC)“, Proceedings of the KISS Symposium 1997, S. 197-204, University of Calgary, Calgary, Canada, 1997

Schlienger R., Schade H. [1995]: AIncreased Image Quality Resulting from New Technologies in Aerial Cameras≡, International Archives Wien 1996

Schmid H., Heggli S. [1978]: "Räumliche Koordinatentransformation", Schriftenreihe des Institut für Geodäsie und Photogrammetrie an der Eidgenössischen Technischen Hochschule Zürich, Heft. 23, 59 Seiten, Zürich, Schweiz, 1978

Schreier H., Lougheed J., Gibson J.R., Russel J. [1984]: ACalibrating an Airborne Laser Profiling System≡, PE&RS, Vol. 50, No. 11, S. 1591-1598, 1984

Schuckman K., Curry S., Zhao M., Salsig G. [1992]: "A Practical Test of a Photogrammetric Project Controlled with Airborne GPS", International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. XXIX, Part B1, S. 312-317, ISPRS Congress, Washington, USA, 1992

Schwarz K.P., Chapman M., Cannon E., Gong P. [1993]: AAn Integrated GPS/INS Approach to the Georeferencing of Remotely Sensed Data≡, PE&RS, Vol. LIX, Nr. 11, S. 1667-1674, 1994

Schwarz K. P., Wei M. [1994]: „Inertial Surveying and INS/GPS Integration“, Lecture Notes for ENGO623, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Calgary, Canada, 1994

Schwarz K. P., Wei M. [1995]: „Modelling INS/GPS for Attitude and Gravity Applications“, in K. Linkwitz/U. Hangleiter: Proceedings of the 3rd International Workshop on High Precision Navigation, Dümmler Verlag, S. 200-218, 1994

Schwarz K.P. [1995]: „Integarted Airborne Navigation Systems“, in Fritsch/Hobbie: Photogrammetric Week '95, Wichmann Verlag, S. 139-153, Karlsruhe,1995

Schwidewsky K., Ackermann F. [1976]: "Photogrammetrie - Grundlagen, Verfahren, Anwendungen", Teubner Verlag, Stuttgart, 384 Seiten, 1976

Seeber G. [1989]: "Satellitengeodäsie", de Gruyter Verlag, Berlin, 473 Seiten, 1989

Literaturverzeichnis

Simon P. [1943]: AVerfahren und Einrichtung zum Erzielen gerichteter Luftaufnahmen und zum Aufzeichnen der erzielten Aufnahme- \cong , Luftbild und Luftbildmessung, Nr. 24, 42 Seiten, Berlin, 1943

Sims M.L. [1985]: "Phase Center Variation in the Geodetic TI 4100 Receiver Systems Conical Spiral Antenna", Proceedings of the First International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System, Rockville, Maryland, USA, 1985

Skaloud J. [1995]: „Strapdown INS Orientation Accuracy with GPS Aiding“, University of Calgary Geomatics Engineering Reports, Nr. 20079, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Canada, 1995

Skaloud J. [1999]: „Optimizing Georeferencing of airborne survey systems by INS/DGPS“, PhD Thesis, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Calgary, Canada

Soffel M.H. [1987]: "Eine Notiz zum Radar-Delay Effekt in Entfernungsmessungen zu Satelliten", Zeitschrift für Vermessungswesen, Vol. 177, Nr. 8, S.424-427, 1987

Spilker J.J. [1980]: "Signal Structure and Performance Characteristics", Global Positioning System Vol. I, Papers published in Navigation, S. 29-55, The Institute of Navigation (Hrsg.), Washington D.C., 1980

Stein W.L. [1986]: "NAVSTAR Global Positioning System 1986 Status and Plans". In: Proceedings of the Fourth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol. 1, S. 37-49, Austin, Texas, April 1986

Teunissen P., Tiberius C. [1994]: "Integer Least Squares Estimation of the GPS Phase Ambiguities", Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, S. 221-233, Banff, Canada, 1994

Thom C., Jurvillier I. [1993]: "Experiences with a Digital Aerial Camera at Institut Geographique National", in Fritsch/Hobbie (Hrsg.) Photogrammetric Week '93, S. 73-85, Wichmann Verlag, Karlsruhe, 1993

Tolman B.W., Clynych J.R., Coco D.S., Leach M.P. [1990]: "The Effect of Selective Availability on Differential GPS Positioning", Proceedings of the Second International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System, GPS-90, S. 35-49, Ottawa, Canada, 1990

Literaturverzeichnis

Tranquilla J.M. [1986]: "Multipath and Imaging Problems in GPS Receiver Antennas", Proceedings of the Fourth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol. 1, S. 557-573, Austin, Texas, USA, 1986

Tsingas V. [1992]: "Automatisierung der Punktübertragung in der Aerotriangulation durch mehrfache digitale Bildzuordnung", DGK, Reihe C, Heft 392, 110 Seiten, München, 1992

Vanicek P., Langley R.B., Wells D., Delikaraoglou D. [1984]: "Geometrical Aspects of Differential GPS Positioning", Bulletin Geodesique, Vol. 58, Nr. 1, S. 37-52, 1984

Vanicek P., Beutler G., Kleusberg A., Langley R., Santerre R., Wells D. [1985]: "DIPOP: Differential Positioning Program Package for the Global Positioning System", Geodetic Survey of Canada, Contract Report 85-005, Fredricton, New Brunswick, Canada, 1985

van Graas F., Braasch M. [1991]: "GPS Interferometric Attitude and Heading Determination: Initial Flight Test Results", Navigation, Journal of the Institute of Navigation, Vol. 38, Nr. 4, S. 297-316, 1991

van Dierendonck A.J., Enge P. [1993]: "RTCA Special Committee 159 Definition of the GNSS Integrity Channel (GIC) and Wide Area Differential GNSS (WADGNSS)", Proceedings of the ION GPS-93, 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 495-505, Salt Lake, Utah, USA, 1993

van Dierendonck A.J., Russell S.S., Kopitzke E.R., Birnbaum M. [1980]: "The GPS Navigation Message", Global Positioning System Vol. I, Papers published in Navigation, S. 55-74, The Institute of Navigation (Hrsg.), Washington D.C., 1980

Wehr A. [1991]: "Entwicklung und Erprobung eines opto-elektronischen Entfernungsmeßsystems mit CW-Halbleiterlasern", Dissertation, Universität Stuttgart, Fakultät für Bauingenieur und Vermessungswesen, Stuttgart, 1991

Wei M., Schwarz K.P. [1990]: „Testing a Decentralized Filter for GPS/INS Integration“, Proceedings of the IEEE Position, Location and Navigation Symposium, S. 429-435, Las Vegas, Nevada, USA, 1990

Wells D., Beck N., Delikaraoglou D., Kleusberg A., Krakiwsky E., Lachapelle G., Langley R., Nakioglu M., Schwarz K.P., Tranquilla J., Vanicek P. [1987]: "Guide to GPS Positioning", Canadian GPS Associates, Fredricton, New Brunswick, Canada, 1987

Literaturverzeichnis

Wertz J.R. [1978]: "Spacecraft Attitude Determination and Control", D. Reidel Publishing Company, Dordrecht, Holland, 1978

Wiedemer M. [1993]: "GPS Development Program Status", Proceedings of the ION GPS-93, Sixth International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 3-22, Salt Lake City, Utah, USA, 1993

Wilson G.J., Tonnemacher J.D. [1992]: "Trimble Navigation GPS Attitude Determination System", Internal Report of Trimble, Trimble Navigation Ltd., Sunnyvale, CA, USA, 1992

Wooden W.H. [1985]: "NAVSTAR Global Positioning System : 1985", Proceedings of the First International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System, S. 23-32, Rockville, Maryland, USA, 1985

Wübbena G. [1988]: "GPS Carrier Phases and Clock Modeling", in: Groten E., Strauß. R. (Hrsg.): GPS-Techniques Applied to Geodesy and Surveying, S. 381-393, Springer Verlag, Berlin, 1988

Yan H.J., Groten E., Zhu S.Y, Feng C.G. [1989]: "The General Relativity Effects in the Computer Software of Artificial Satellite Positioning", GPS for Geodesy and Geodynamics, Walferdange, Luxemburg, 1989

Young L.E., Neilan R.E., Bletzacker F.R. [1985]: "GPS satellite multipath: an experimental investigation", Proceedings of the First International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System, Vol. 1, S. 423-433, Rockville, MD, USA, 1985

Zhang G. [1995]: „ A Low-Cost Integrated INS/GPS System“, University of Calgary Geomatics Engineering Reports, Nr. 20078, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Canada, 1995

Zhu S.Y., Groten E. [1988]: "Relativistic Effects in GPS", in: Groten E., Strauß. R. (Hrsg.): GPS-Techniques Applied to Geodesy and Surveying, S. 41-46, Springer Verlag, Berlin, 1988

Zumberge J., Neilan R., Beutler G., Gurtner W. [1994]: "International GPS Service for Geodynamics", Proceedings of the ION GPS-94, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, S. 1663-1666, Salt Lake, Utah, USA, 1994

Dank

Der größte Teil dieser Dissertation entstand in der Zeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Photogrammetrie der Universität Stuttgart. Die beiden Institutsleiter aus dieser Zeit Prof. Dr.-Ing. Dr. h.c. mult. Friedrich Ackermann und Prof. Dr.-Ing. Dieter Fritsch haben mich immer wieder zu dieser Arbeit ermutigt und mir die Freiräume und Rahmenbedingungen geschaffen, welche einen erfolgreichen Abschluss dieser wissenschaftlichen Untersuchungen erlaubten. Eine wesentliche Hilfe war zu dieser Zeit auch die großzügige Unterstützung der Deutschen Forschungsgemeinschaft durch den Sonderforschungsbereich 228 „High Precision Navigation“.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Fritsch danke ich auch für die Übernahme des Hauptberichts dieser Arbeit. Den Herren Prof. Dr.-Ing. Dr. h.c. mult F. Ackermann und Prof. Dr.-Ing. A. Kleusberg danke ich herzlich für deren konstruktive Kritik und die Übernahme des Mitberichts.

Die Untersuchungen unter praktischen photogrammetrischen Bedingungen sind ein wesentlicher Inhalt dieser Arbeit. Die notwendigen Befliegungen konnten nur durch die großzügige Hilfe der photogrammetrischen Abteilung der Rheinbraun durchgeführt werden. Der Experimentierfreudigkeit dieser Gruppe ist es zu danken, dass die Installation des GPS–Multiantennen Systems so einfach und schnell durchgeführt werden konnte.

Schließlich möchte ich mich bei meiner lieben Frau Almuth für die Geduld und die kräftige Unterstützung bei der Erstellung dieser Arbeit bedanken.

9 LEBENS LAUF

Persönliche Daten:

Name: Schade, Holger Axel
Wohnort: Zinggenstrasse 16, CH-9443 Widnau
Geburtsdatum: 25. August 1964
Geburtsort: Rheinfelden/Baden (Deutschland)
Nationalität: deutsch
Familienstand: verheiratet, 2 Kinder

Schulbildung, Militärdienst und Universitätsausbildung:

Aug. 1971	-	Juli 1975	Schillerschule Rheinfelden (Grundschule)
Aug. 1975	-	Mai 1984	Georg-Büchner Gymnasium Rheinfelden Abitur (29.05.1984)
Juli 1984	-	Okt. 1985	Militärdienst Heeresfliegerstaffel in Laupheim
Okt. 1985	-	Aug.1988	Universität Stuttgart Studiengang: Vermessungswesen
Sep.1988	-	Aug.1989	Integriertes Auslandsstudium an der University of Calgary / Canada
Sep.1989	-	March 1990	Universität Stuttgart Diplomprüfung: Vermessungswesen (26. Sept. 1990)

Beruflicher Werdegang:

Okt. 1990	-	März 1994	Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Photogrammetrie, Universität Stuttgart, Sonderforschungsbereich „High Precision Navigation“
März 1994	-	Juni 1995	Akademischer Rat am Institut für Photogrammetrie, Universität Stuttgart
Juli 1995	-	Juli 1997	Product Manager Aerial Visionics Systems, Leica AG, Heerbrugg, Switzerland
Juli 1997	-	Okt. 1999	Business Director „Levels“, Leica Geosystems AG, Heerbrugg, Switzerland
Seit Okt. 1999			Vice President und General Manager „Business Area Software Solutions“, Leica Geosystems AG, Heerbrugg, Switzerland

Widnau, 10.4.2000