

Genauigkeitsuntersuchungen zur  
GPS/INS-Integration in der Aerophotogrammetrie

an der Fakultät für  
Bauingenieur- und Vermessungswesen  
der Universität Stuttgart  
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)  
eingereichte Dissertation

vorgelegt von  
Dipl.-Ing. Michael Cramer  
aus Warstein

Stuttgart 2001

Hauptbericht:  
Mitbericht:

Prof. Dr.-Ing. Dieter Fritsch  
Prof. Dr.-Ing. Alfred Kleusberg

Tag der mündlichen Prüfung:

09. Oktober 2000

## Zusammenfassung

Diese Arbeit befasst sich mit der Untersuchung von zwei verschiedenen Auswerteansätzen zur direkten Bestimmung der äußeren Orientierungselemente von flugzeuggestützten Sensoren unter Verwendung von integrierten GPS/INS-Modulen. Der Schwerpunkt liegt auf der Analyse des Genauigkeitspotenzials eines kommerziell verfügbaren integrierten Systems, das den “traditionellen” Ansatz zur direkten Georeferenzierung verfolgt: die Auswertung der kontinuierlich aufgezeichneten GPS/INS-Daten mittels Integration in einem Kalman-Filter. Dieser ursprünglich aus dem Bereich der Navigation stammenden Methode wird ein vereinfachter streifenweiser Ansatz gegenübergestellt, der es erlaubt, in Verbund mit einem abbildenden Sensor auch für kurze Zeitabschnitte bzw. Bahnsegmente während des photogrammetrischen Streifenfluges die Orientierungsdaten direkt zu bestimmen. Vor der Präsentation der erzielten Testergebnisse werden im theoretischen Teil der Arbeit die Grundlagen der GPS/INS-Integration und die systemspezifischen Eigenschaften von GPS bzw. INS zusammenfassend dargestellt.

Die beiden vorgestellten Verfahren zur GPS/INS-Integration werden in der Arbeit auf ihr Genauigkeitspotenzial hin untersucht. Zur Genauigkeitsanalyse wurde das GPS/INS-Modul daher in Verbindung mit einer analogen Luftbildkamera über einem gut kontrollierten photogrammetrischen Testfeld geflogen. Damit kann das klassische Verfahren der indirekten Orientierungsbestimmung durch Aerotriangulation eingesetzt werden um für die diskreten Kameraauslösezeitpunkte unabhängige Vergleichswerte zur Abschätzung der Genauigkeit der direkt bestimmten Orientierungselemente aus GPS/INS zu bekommen. Die Vergleiche der unterschiedlich bestimmten Elemente der äußeren Orientierung erlauben erste Abschätzungen zur Systemgenauigkeit. Das hier untersuchte kommerzielle GPS/INS-Modul erlaubt unter operationellen photogrammetrischen Umgebungsbedingungen die Bestimmung der Orientierungselemente mit einer Genauigkeit von  $\sim 10$  cm für die Position bzw.  $\sim 15''$  für die Neigungswinkel. Damit sind für die direkte Georeferenzierung (ohne Passpunkte) Objektraumgenauigkeiten von  $8\text{--}11 \mu\text{m}$  (Lage) bzw.  $15\text{--}23 \mu\text{m}$  (Höhe) bezogen auf den Bildraum möglich. Für eine Flughöhe von 2000 m ü.G. resultieren daraus Objektpunktgenauigkeiten im Bereich von 10-20 cm für die Lage und 20-30 cm für die Höhe. Diese Werte gelten auch für den photogrammetrisch ungünstigen Fall einer Trassenbefliegung. Eine entsprechend stärkere Bildüberdeckung wirkt sich positiv auf die Objektpunktbestimmung aus. Die mit den gleichen Daten parallel durchgeführte streifenweise GPS/INS-Auswertung im Rahmen einer kombinierten AT erzielt ähnliche Genauigkeiten und bietet demnach für die direkte Orientierung abbildender Systeme eine Alternative für den Fall einer nicht kontinuierlichen INS-Datenaufzeichnung oder bei Unterbrechungen der Datenaufzeichnung durch Hardwaredefekte.

Die erzielbare GPS/INS-Gesamtsystemgenauigkeit ist wesentlich von der Qualität der verwendeten Sensoren und der Qualität der Stützinformationen aus GPS abhängig. Restfehler in GPS/INS-Positionen und -Neigungen wirken sich in Abhängigkeit von der Flughöhe unterschiedlich stark auf die Objektpunktgenauigkeit aus. Für großmaßstäbige Bildflüge aus niedriger Flughöhe überwiegt der Einfluss von Positionierungsfehlern, mit steigender Flughöhe wirken sich Fehler in der Orientierungswinkelbestimmung stärker aus. Das Genauigkeitspotenzial für das komplette Sensorsystem bestehend aus GPS/INS-Modul und Kamera hängt zusätzlich von der korrekten Systemkalibrierung ab. In diesem Zusammenhang spielt nicht nur die Bestimmung der zeitlichen und räumlichen Exzentrizitäten zwischen den verschiedenen Sensorkomponenten eine Rolle, auch die korrekte Kalibrierung des abbildenden Sensors ist von großer Bedeutung. Da in der direkten Georeferenzierung zunächst nicht die Möglichkeit einer nachträglichen Bereinigung von Restfehlern in einer AT besteht, wirken sich alle Unterschiede zwischen mathematischem Auswertemodell und physikalischer Realität auf die Objektpunktgenauigkeit aus. Für den hier analysierten Datensatz konnten maßstabsabhängige Vertikaloefsets nachgewiesen werden, die im Nachhinein durch eine entsprechende Modifizierung der verwendeten Kammerkonstante modelliert werden konnten.

Die aus den empirischen Genauigkeitsuntersuchungen abgeleiteten Erkenntnisse sind vor allem für die spätere operationelle Anwendung der direkten Georeferenzierung in der photogrammetrischen Praxis relevant. Daraus werden im weiteren Verlauf der Arbeit praxisrelevante Aussagen zur erzielbaren Orientierungsgenauigkeit aus GPS/INS in Abhängigkeit von der Basislinienlänge zwischen Flugzeug und Referenzstation und zum Einfluss von unterschiedlicher Bildüberdeckung bzw. Blockgeometrie getroffen. Zusätzlich kann der Interpolationsfehler in Abhängigkeit von der in der GPS/INS-Auswertung verwendeten Datenrate abgeschätzt werden. Vor diesem praxisorientierten Hintergrund werden auch die im Hinblick auf die direkte Orientierungsbestimmung über GPS/INS-Module – im Idealfall ohne Passpunkte – notwendigen Anforderungen an das Gesamtsystem diskutiert. Im abschließenden Teil der Arbeit werden mögliche Anwendungen der direkten GPS/INS-Orientierungsbestimmung in der zukünftigen photogrammetrischen Praxis aufgezeigt.

## Summary

Within this thesis different approaches for the direct measurement of exterior orientation elements of airborne sensors using integrated GPS/INS modules are investigated. The main focus is laid on the analysis of the accuracy potential of a commercially available integrated GPS/INS module using the “standard” approach for direct georeferencing: the integration of continuously recorded GPS and INS data in a Kalman filter approach. This method, originally developed for navigation purposes, is compared to a more straightforward strip-wise approach, which allows, in combination with an imaging sensor, the direct orientation determination even for short time intervals and data segments during photogrammetric strips. Beforehand, the basic principles of GPS/INS integration and the different system-characteristics of GPS and INS are summarized.

The two different approaches for GPS/INS integration mentioned before are investigated on their accuracy performance. For the accuracy analysis the GPS/INS module was combined with a standard analogue aerial camera and flown over a well controlled photogrammetric test site. Utilizing the standard approach of indirect image orientation applying the method of aerial triangulation independent exterior orientations for the discrete camera air stations are obtained and can be used for the estimation of the accuracy potential from GPS/INS. For the tested commercial GPS/INS module the obtained quality of directly measured orientation elements in an operational airborne environment was about  $\sim 10\text{cm}$  for the positioning and  $\sim 15''$  for the attitude. Using the GPS/INS exterior orientations for direct georeferencing without ground control an accuracy of about  $8\text{-}11\mu\text{m}$  and  $15\text{-}23\mu\text{m}$  in image space is obtained for horizontal and vertical components, respectively. Transferring the accuracy on medium scale photo flight from an altitude of about 2000m above ground, object points are determined with an accuracy of 10-20cm for the horizontal and 20-30cm for the vertical coordinates. This accuracy even holds for the photogrammetrically problematic case of single flight lines. The use of stronger image overlap is of positive influence on the quality of object point determination. Using the second approach of strip-wise GPS/INS evaluation in a combined AT approach similar accuracy is obtained from the same data set. Therefore, this approach offers an alternative orientation method for imaging sensors in case of non-continuously recorded INS data.

The accuracy potential of GPS/INS integration is dependent on the quality of the used sensors and the quality of the GPS update information. The influence of the remaining errors in GPS/INS positions and attitudes on the object point determination is related on the actual flying height. For large scale imagery recorded from lower altitudes positioning errors are of major influence, whereas for higher altitudes remaining attitude errors are the main part of the error budget. Additionally, the overall system quality including the GPS/INS orientation components and the imaging sensor is strongly dependent on the correct overall system calibration. Within this context system calibration is not only restricted on the correct determination of the time and spatial eccentricities between the different sensor components but the calibration of the imaging sensor itself is of major importance. Since there is no possibility of subsequent self-calibration in direct georeferencing, every difference between the assumed mathematical model and the true physical environment during data recording will cause errors in object space. Within the analyzed data set scale dependent errors in the vertical coordinate are present, which could be modelled by slightly modifying the camera focal length used for data evaluation.

The obtained empirical accuracy is of major interest for the subsequent operational use of direct georeferencing in a standard photogrammetric environment. Due to this, the GPS/INS orientation accuracy is calculated using different baseline lengths between aircraft and reference station and varying image overlap and block geometry. Additionally, the influence of interpolation errors on varying data rates used for GPS/INS trajectory computations is estimated. Against the background of direct georeferencing using GPS/INS in photogrammetric practice – without ground control in the ideal case – the overall system requirements are discussed. In the final part of this thesis the possible future use of direct GPS/INS orientation measurements in photogrammetric practice is pointed out.

# Inhaltsverzeichnis

<b>1 Einleitung</b>	<b>7</b>
1.1 Aufnahmesensoren der Aerophotogrammetrie und Fernerkundung . . . . .	7
1.2 Flugzeuggestützte digitale Zeilenscanner . . . . .	8
1.3 Georeferenzierung von Sensordaten . . . . .	10
1.4 Direkte Georeferenzierung in der Aerophotogrammetrie . . . . .	11
1.5 Überblick über die Ausarbeitung . . . . .	11
<b>2 Direkte Georeferenzierung</b>	<b>13</b>
2.1 Konzepte zur Georeferenzierung von abbildenden Sensoren . . . . .	13
2.1.1 Mathematische Modelle . . . . .	13
2.1.2 Vorteile der direkten Georeferenzierung . . . . .	15
2.1.3 Genauigkeitsaspekte zur direkten Orientierungsbestimmung . . . . .	17
2.2 Grundlagen des Globalen Satellitenpositionierungssystems GPS . . . . .	22
2.2.1 Beobachtungsgleichungen . . . . .	23
2.2.2 Dynamische GPS-Fehlermodellierung . . . . .	26
2.3 Grundlagen zur Inertialnavigation . . . . .	26
2.3.1 Prinzip der Positions- und Neigungsbestimmung mit INS . . . . .	28
2.3.2 Anfangsausrichtung der INS-Sensorachsen . . . . .	33
2.3.3 Dynamische INS-Fehlermodellierung . . . . .	35
<b>3 Ansätze zur GPS/INS-Integration</b>	<b>40</b>
3.1 Integrationsstrategien . . . . .	40
3.2 Integration durch Kalman-Filterung . . . . .	41
3.2.1 Filterung . . . . .	41
3.2.2 Glättungsverfahren . . . . .	44
3.3 Streifenweiser Integrationsansatz . . . . .	46
3.3.1 Streifenweise GPS/INS-Datenauswertung . . . . .	46
3.3.2 Kombinierte AT . . . . .	50
3.3.3 Einfluss von Winkeloffset und -drift . . . . .	50
<b>4 Untersuchung zur GPS/INS-Integration durch Kalman-Filterung</b>	<b>53</b>
4.1 Integriertes GPS/INS-Modul POS/DG . . . . .	53
4.1.1 Inertialnavigationssystem . . . . .	54
4.1.2 Datenauswertung . . . . .	55
4.2 Testflugdesign . . . . .	56
4.3 Referenzwerte aus der Aerotriangulation . . . . .	59
4.3.1 Genauigkeit der photogrammetrischen Referenzpunktbestimmung . . . . .	59
4.3.2 Genauigkeit der äußeren Orientierung . . . . .	60
4.4 Auswertung der GPS/INS-Daten . . . . .	62

4.4.1	GPS-Bahnberechnung . . . . .	62
4.4.2	Interne Genauigkeitsuntersuchung der GPS-Bahnberechnung . . . . .	63
4.4.3	Integrierte GPS/INS-Bahnberechnung . . . . .	65
4.4.4	Interne Genauigkeitsuntersuchung der GPS/INS-Bahnberechnung . . . . .	68
4.4.5	Einfluss der Abtastfrequenz auf GPS/INS-Orientierungsparameter . . . . .	72
4.5	Genauigkeit der äußeren Orientierung . . . . .	73
4.5.1	Kalibrierung . . . . .	74
4.5.2	Qualität der äußeren Orientierung . . . . .	76
4.6	Direkte Georeferenzierung . . . . .	79
4.6.1	Einfluss der Bildüberlappung auf die Objektpunktgenauigkeit . . . . .	80
4.6.2	Einfluss der Basislinienlänge auf die Objektpunktgenauigkeit . . . . .	82
<b>5</b>	<b>Untersuchung zur streifenweisen GPS/INS-Integration</b>	<b>84</b>
5.1	Theoretisches Genauigkeitspotenzial der streifenweisen GPS/INS-Datenauswertung . . . . .	84
5.1.1	Genauigkeitspotenzial im Vergleich zur Kalman-Bahnbestimmung . . . . .	84
5.1.2	Genauigkeitspotenzial im Vergleich zur herkömmlichen AT . . . . .	86
5.2	Direkte Georeferenzierung mittels GPS/INS-gestützter Aerotriangulation . . . . .	87
<b>6</b>	<b>Direkte vs. indirekte Georeferenzierung</b>	<b>93</b>
6.1	Einfluss von Kalibrationsfehlern . . . . .	93
6.2	Leistungsvergleich . . . . .	96
6.3	Zukünftige Rolle von GPS/INS-Modulen in der Aerophotogrammetrie . . . . .	98
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>102</b>
<b>Literatur</b>		<b>105</b>
<b>A</b>	<b>Koordinatensysteme</b>	<b>108</b>
<b>B</b>	<b>Resultate der GPS/INS-Integration</b>	<b>110</b>

# 1 Einleitung

Die Erfassung von Informationen mittels flugzeuggestützter Sensoren ist eine Form der Datengewinnung, die sich mit dem Aufkommen der Fliegerei Anfang des 20. Jahrhunderts rasant weiterentwickelt hat. Der Schwerpunkt lag zunächst in der Aufnahme von Informationen im fotografisch wirksamen Strahlungsbereich. Mit den entwickelten photogrammetrischen Auswerteverfahren konnten aus diesen Daten ohne direkte Berührung der Gegenstände präzise und effizient Aussagen über die Form, Größe und Lage bezogen auf ein übergeordnetes Koordinatensystem getroffen werden. Daher wurde die Herstellung von Plänen und topografischen Karten eine Hauptaufgabe der Photogrammetrie.

Neben der Verarbeitung von Informationen im Bereich des sichtbaren Lichts (400-700 nm) wurden im Zweiten Weltkrieg erste Infrarot- und Farbinfrarotluftbilder für militärische Anwendungen getestet (Albertz 1991). Mittlerweile erlauben moderne digitale Abtastsysteme die parallele Erfassung von Multispektraldaten im sichtbaren und auch im nicht sichtbaren Bereich des elektromagnetischen Spektrums bis hin zum Mikrowellenbereich (Radarsysteme). Derartige Sensoren wurden ursprünglich als satellitengestützte Systeme eingesetzt, finden heute aber auch in Flugzeugen ihre Anwendung. Damit kommen der Photogrammetrie viele neue Aufgabengebiete z.B. im Bereich der Erfassung und Klassifikation von Daten für Geo-Informationssysteme (GIS) zu. Neben diesen abbildenden Systemen gibt es noch eine Vielzahl anderer Sensoren zur flugzeug- oder weltraumgestützten Anwendung und Datenerfassung (z.B. Sensoren für klimatechnische Untersuchungen), deren Daten für verschiedene Analysen in GIS verwendet werden. Durch die Erweiterung des Aufnahmespektrums gewinnen in der Photogrammetrie Anwendungen im Bereich der Fernerkundung (“remote sensing”) an Bedeutung. Durch die Erweiterung der Verfahren des berührungslosen Messens auf Multispektraldaten wird die Photogrammetrie zur Fernerkundung (“remote sensing”) erweitert, was sie eigentlich von Haus aus schon immer war.

## 1.1 Aufnahmesensoren der Aerophotogrammetrie und Fernerkundung

Zur Klassifikation der zur Verfügung stehenden Aufnahmesensoren im Bereich der Luftbildphotogrammetrie und Fernerkundung stehen verschiedene Kriterien zur Verfügung:

- Einteilung in analoge oder digitale Aufnahmesysteme
- Einteilung je nach Aufnahmeprinzip des Sensors

Die klassische Luftbildphotogrammetrie wird momentan fast ausschließlich mit analogen, filmbasierten Kameras (sog. Reihenmesskammern (z.B. Zeiss RMK Top, Leica RC30)) durchgeführt. Diese Kameras verfügen über hochwertige, praktisch verzeichnungsfreie Objektive (mittlere radiale optische Verzeichnung  $\Delta\rho \leq 5 \mu\text{m}$  (Kraus 1990)). Die Filme werden durch entsprechende Vorrichtungen während der Belichtung pneumatisch verebnet, sodass die durch den Abbildungsvorgang hervorgerufenen geometrischen Verzerrungen so klein wie möglich gehalten werden können. Durch die Verwendung von großformatigen Filmen (Format:  $23 \times 23 \text{ cm}^2$ ) können große Flächen in kurzer Zeit erfasst werden. Weil die Daten auf dem Film flächenhaft aufgezeichnet werden, sind Luftbildkameras der Gruppe der Flächensensoren (“framing system”) zuzuordnen.

Obwohl sich diese Kameras über viele Jahre bewährt haben, hat sich durch den Übergang zur vollständig digitalen Auswertung der erfassten Sensordaten das Speichern der Informationen auf einem analogen Träger zunehmend als Schwachpunkt herausgestellt. Das Endprodukt der photogrammetrischen Auswertung soll heute in der Regel als digitale Information zur Verfügung gestellt werden. Damit ergibt sich die Forderung nach einer digitalen Auswertekette, die mittlerweile durch die entwickelten automatischen Verfahren zur Bildorientierung, DGM-Generierung und Bildinterpretation ziemlich vollständig realisiert ist. Nur die analoge Bildaufnahme unterbricht noch den digitalen Datenfluss von der Datenentstehung zum ausgewerteten Endprodukt. Daher müssen die analogen Daten erst in einem Scanprozess digitalisiert werden um sie der digitalen Weiterverarbeitung zuführen zu können. Dieser zusätzliche Arbeitsschritt ist nicht nur zeitintensiv, sondern kann auch zu einer geometrischen und radiometrischen Verschlechterung der Originaldaten führen.

Vor diesem Hintergrund gewinnen digitale Sensorsysteme verstärkt an Bedeutung und haben sich vor allem in der Satellitenfernerkundung bereits etabliert: In diesem Bereich gibt es bereits mehrere operationelle digitale Aufnahmesysteme (z.B. SPOT, IRS-1, MOMS-2P, IKONOS). Die digitalen Aufnahmesysteme verfügen in der Regel nicht über flächenhaft erfassende Sensoren, sondern verwenden ein “scannendes” Aufnahmeprinzip. Der Grund dafür liegt darin, dass digitale Flächensensoren wegen des heutigen technologischen Entwicklungsstandes

nur mit einer begrenzten Flächenausdehnung gefertigt werden können. Damit kann nur eine kleine Fläche im Vergleich zum herkömmlichen Analogbild aufgenommen werden, was für viele Anwendungen keine wirtschaftliche Datenerfassung erlaubt. Je nach Anbieter sind zur Zeit Sensorflächen mit  $4096 \times 4096 \text{ pix}^2$  (Kodak, Lockheed Martin),  $7168 \times 4096 \text{ pix}^2$  (Philips),  $10080 \times 5040 \text{ pix}^2$  (Dalsa),  $9216 \times 7168 \text{ pix}^2$  (Philips), oder  $9216 \times 9216 \text{ pix}^2$  (Lockheed Martin) und einer Pixelgröße von  $9\text{--}15 \mu\text{m}$  in kleinen Stückzahlen erhältlich (Toth 1999). Soll das in photogrammetrischen Anwendungen übliche Filmformat durch einen äquivalenten Digitalsensor ersetzt werden, so sollte nach (Schenk 1999b) das Sensorelement jedoch über eine Größe von etwa  $20000 \times 20000 \text{ pix}^2$  verfügen. Derartige Sensorflächen werden in absehbarer Zeit nicht zur Verfügung stehen. Allerdings besteht die Möglichkeit, durch die Kombination von kleineren Einzelflächen in der Bildebene eine größere Fläche zu erzeugen, die im erfassten Bildformat mit klassischen Analogkameras konkurrieren kann. Zur Zeit wird von der Firma Z/I-Imaging eine kommerzielle Mehrkopf-Kamera zur Praxisreife gebracht, deren panchromatisches Modul in seiner endgültigen Ausbaustufe vier Objektive mit jeweils einem  $7\text{k} \times 4\text{k}$  CCD-Flächensensor zur Aufzeichnung von Bilddaten verwendet (Hinz et al. 2000). Die vier Einzelbilder werden dann im Rahmen der Bilddatenvorverarbeitung in ein zentralperspektivisches Gesamtbild umgerechnet, welches mit den bekannten Verfahren weiter verarbeitet werden kann.

Im Gegensatz zu den Flächensensoren können lineare Zeilensensoren in entsprechender Größe relativ einfach in ausreichender Stückzahl und fehlerfrei, d.h. ohne defekte Pixel aufzuweisen, produziert werden und sind zudem zu günstigeren Preisen verfügbar. Daher verwenden die meisten digitalen Fernerkundungssensoren lineare Zeilenarrays zur Datenerfassung. Die Zeilen sind quer zur Bewegungsrichtung des Sensors eingebaut, sodass durch die ausgewählte Zeilenausrichtung und die Bewegung des Trägers das Gelände zweidimensional abgetastet werden kann (sog. "along-track" oder "pushbroom scanner"). Werden mehrere CCD-Zeilen in einem Sensor kombiniert erhält man ein Mehrzeilensystem. Mit derartigen Systemen können zum einen Multispektraldaten durch die Sensibilisierung der einzelnen CCD-Zeilen in unterschiedlichen Spektralbereichen aufgezeichnet werden. Andererseits erlaubt die Kombination verschiedener Zeilen mit unterschiedlicher Blickrichtung eine vollständig dreidimensionale photogrammetrische Rekonstruktion von Objekten der realen Welt, d.h. in nur einem Überflug werden alle zur stereoskopischen Auswertung erforderlichen Bilddaten erfasst. Diese sog. "in-flight-stereo" Fähigkeit, ursprünglich von (Hofmann 1974) entwickelt, unterscheidet sich wesentlich von den bei Einzellenscannern durchgeführten Verfahren zur stereoskopischen Datenerfassung. Bei derartigen Sensoren ist die Erfassung der erforderlichen Daten erst durch mehrmalige Überfliegung desselben Gebiets bzw. durch Verschwenkung der Sensorzeile in benachbarten Flugstreifen möglich. Damit haben Mehrzeilenkonfigurationen im Hinblick auf die Stereorekonstruktion Vorteile bezüglich Effizienz und Auswertetechnik.

## 1.2 Flugzeuggestützte digitale Zeilenscanner

Im Rahmen der digitalen Aufnahmesysteme für photogrammetrische Anwendungen haben die Zeilenscannersysteme in den letzten Jahren eine gewisse Bedeutung erlangt. Wesentliche Erfahrungen im Umgang mit der Zeilenscannertechnologie konnten in Deutschland durch Untersuchungen mit drei verschiedenen flugzeuggestützten Systemprototypen gewonnen werden. Es handelte sich dabei um die

- Digitale Photogrammetrische Ausstattung (DPA) (Hofmann et al. 1993)  
entwickelt von der DASA, zuvor Messerschmidt-Bölkow-Blohm,
- High Resolution Stereo Camera - Airborne Mode (HRSC-A) (Wewel et al. 1998)  
entwickelt vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR),
- Wide Angle Airborne Camera (WAAC) (Sandau & Eckert 1996)  
ebenfalls vom DLR entwickelt.

Basierend auf den Erfahrungen des DLR im Umgang mit Zeilenscannern wurde im Rahmen des ISPRS-Kongress Mitte 2000 von der Firma LH Systems das erste kommerziell entwickelte Zeilenscannersystem ADS40 Airborne Digital Sensor am Markt vorgestellt (Sandau et al. 2000).

Die Tabelle 1.2 gibt die wesentlichen Kenngrößen der drei Prototypsysteme und des bisher einzigen kommerziellen Zeilenscannersystems wieder. Zur Gegenüberstellung und Einordnung sind die korrespondierenden Parameter einer herkömmlichen Analog-Reihenmesskammer mit einer Weitwinkeloptik angeführt. Wie bereits erwähnt, verfügen alle Kamerasyteme über die in-flight-Stereofähigkeit durch Verwendung von 3 bzw. 5 panchromatischen Zeilen. Das Stereomodul wird im Falle der DPA-, HRSC- und ADS-Kamera durch ein

		DPA	HRSC	WAAC	ADS40	RMK <sup>a</sup>
Brennweite <sup>b</sup>	[mm]	80/40	175/175	21.7/-	62.5/62.5	153/153
Öffnungswinkel	[°]	74	12	80	64.5	74
Anzahl Stereozeilen		3	5	3	3	-
Anzahl MS-Zeilen		4	4	-	4	(3)
Zeilenarray <sup>c</sup>	[pix/Zeile]	2x6000	5184	5184	2x12000	15300
Pixelgröße	[µm]	10	7	7	6.5	15
Streifenbreite <sup>d</sup>	[m]	3000	415	3360	2520	3000
Bodenauflösung <sup>d</sup>	[m]	0.25	0.08	0.65	0.1	0.2

<sup>a</sup>Zum Vergleich dient eine analoge Luftbildkamera mit Weitwinkelobjektiv.

<sup>b</sup>Brennweite für Stereo-/Multispektral-Modul

<sup>c</sup>Stereomodul

<sup>d</sup>Flughöhe  $h_g = 2000$  m über Grund

Tabelle 1: Kameraparameter verschiedener Zeilenscannersysteme.

zusätzliches Multispektralmodul bestehend aus 4 spektral empfindlichen Sensorzeilen ergänzt (R-, G-, B-, NIR-Spektralfenster). Während bei den Experimentsystemen die DPA-Kamera von vornehmerein für flugzeuggestützte Anwendungen konzipiert wurde, sollten die beiden anderen Kameras des DLR während der Marsmission 1996 zur Erkundung des Mars eingesetzt werden und sind erst nach dem Scheitern dieser Mission für den Flugzeug-einsatz auf der Erde umgerüstet worden.

Zur Bestimmung der äußeren Orientierung sind alle Kamerasyteme mit einem Orientierungsmodul bestehend aus verschiedenen GPS- und INS-Komponenten ausgerüstet. Durch die Verwendung der Zeilenkameras in der hochdynamischen Flugzeugumgebung ist nur durch die Kombination mit Sensoren zur direkten Messung der Orientierungselemente eine operationelle Auswertung der Bilddaten möglich. Das klassische indirekte Orientierungsverfahren, das ausschließlich auf der Verwendung von Pass- und Verknüpfungspunkten und den korrespondierenden Bildpunktkoordinaten basiert, kann wegen der hohen Anzahl von Orientierung unbekannten nicht mehr angewendet werden. Daher sind ADS40- und HRSC-Kamera mit einem kommerziell verfügbaren integrierten GPS/INS-Modul<sup>1</sup> kombiniert, das die Navigationsgrößen mit einer hohen Datenrate quasi kontinuierlich über den gesamten Flugweg zur Verfügung stellt. Im Gegensatz dazu verfügen die beiden anderen Kamerasyteme über speziell für die jeweilige Anwendung konzipierte Lösungen. Die Inertialdatenaufzeichnung ist mit der Aufnahme der Bilddaten hardwaremäßig verknüpft, sodass keine durchgehende Inertialdatenaufzeichnung möglich ist. Die INS-Daten werden vielmehr nur zeitgleich mit den Bilddaten während des photogrammetrischen Streifenfluges registriert. Die unterschiedlichen zur Verfügung stehenden Orientierungsdaten fordern unterschiedliche Auswerteverfahren zur Rekonstruktion der äußeren Orientierungselemente.

Der Vollständigkeit halber seien noch die mit nur einer Detektorzelle nach dem “cross-track” oder “circular-track” Prinzip arbeitenden Sensoren, bei denen die flächenhafte Erfassung der Oberfläche über eine entsprechende Ablenkung des Strahls durch einen kippenden bzw. rotierenden Spiegel erzeugt wird, erwähnt. Laserscannersysteme arbeiten z.B. nach diesem Prinzip. Für Radaranwendungen werden seitwärts abtastende Scanner (“side scanning system”) eingesetzt. In der Regel verfügen alle diese Sensoren über Komponenten, die die direkte Messung von Orientierungselementen zum Zeitpunkt der Datenaufnahme erlauben. Damit wird eine entsprechende Datenauswertung erst möglich. Weitere Einzelheiten können der Standardliteratur entnommen werden (Sabins 1987).

<sup>1</sup> In der internationalen englischsprachigen Literatur werden häufig die Bezeichnungen “inertial/GPS”-, “IMU/GPS”- oder “INS/GPS”-Integration oder -System verwendet. Diese Bezeichnung deutet auf die Rolle der Inertialkomponente als Primärsensor hin. Das GPS dient nur der Lieferung von Stützinformationen. Weiterhin ist zwischen Inertialnavigationssystem (INS) und Inertialmesseinheit (IMU) zu unterscheiden. Das INS wird konzipiert um über lange Zeiträume hohe Positionsgenauigkeiten zu liefern. Im Rahmen von integrierten Systemen zur direkten Orientierungsbestimmung benötigt man stattdessen Inertialmesseinheiten, die über kurze Zeiträume sehr hohe Genauigkeiten liefern. Bei derartigen sog. “pointing devices” liegt der Schwerpunkt demnach auf der hohen Relativgenauigkeit und nicht auf der Gesamtabsolutgenauigkeit. Da im deutschsprachigen Umfeld häufig der Begriff GPS/INS-Integration verwendet wird, soll diese Nomenklatur auch im Rahmen dieser Arbeit beibehalten werden.

### 1.3 Georeferenzierung von Sensordaten

Das Ableiten von geometrischen Informationen über den Objektraum ist eine Hauptaufgabe der Fernerkundung. Dazu ist es notwendig den Raumbezug zwischen den erfassten Daten und dem Objekt in der Realität wiederherzustellen. Es muss eine geeignete Transformation gefunden werden, welche die Daten aus dem sensorspezifischen Koordinatensystem in dem sie erfasst wurden in das gewünschte übergeordnete Objektkoordinatensystem überführt: Die Daten sind zu georeferenzieren, bzw. die äußere Orientierung der Daten muss gefunden werden. Im Rahmen der Georeferenzierung wird bei abbildenden Sensoren das Aufnahmestrahlenbündel in Bezug zum Objektkoordinatensystem gesetzt und die Position und Lage des Sensors zum Zeitpunkt der Datenaufzeichnung bestimmt. Die Georeferenzierung ist demnach für viele Anwendungen ein, wenn nicht sogar der grundlegende Verarbeitungsschritt in der Prozessierung von Bild- oder sonstigen Fernerkundungsdaten. Die Genauigkeitsanforderungen für die Rekonstruktion der Orientierungselemente sind sensor- bzw. anwendungsabhängig.

Die klassischen Anwendungsbereiche der Luftbildphotogrammetrie liegen im Bereich der Mapping-Anwendungen. Auftraggeber sind vielfach staatliche Behörden oder Kommunen, die entsprechende topografische Daten verschiedenster Maßstabbereiche erfassen bzw. aktualisieren wollen. Je nach Anwendung werden dafür Bildmaßstäbe 1:3000 - 1:50000 geflogen, wobei die mit Abstand größte Zahl von Bildflügen im Bereich von 1:3000 - 1:15000 anzusiedeln ist. Bildmaßstäbe  $m_b \leq 5000$  werden für die präzise Objektraumgeometrieerfassung im Rahmen von Ingenieur- und Katasteranwendungen oder sonstigen Projekten benötigt. Klassifiziert man die Anwendungen nach Maßstabsbereichen ergeben sich im Wesentlichen zwei verschiedene Klassen (Skaloud et al. 1996): Den Anwendungen im Bereich mittlerer bis kleinerer Bildmaßstäbe für die Herstellung von topografischen Karten und Bildplänen stehen die groß- bis sehr großmaßstäbigen Projekte gegenüber. Für die großmaßstäbigen Projekte gelten entsprechend höchste Anforderungen für die Objektraumgenauigkeit der rekonstruierten Objekte (Positionierungsgenauigkeit  $\ll 0.1$  m). Um diese Genauigkeiten erreichen zu können muss der Abbildungsstrahl im Rahmen der Auswertung auch mit korrespondierender Genauigkeit rekonstruiert werden. Für solche Anwendungen ergeben sich daher typische Genauigkeitsanforderungen für die äußere Orientierung im Bereich von 5 cm für die Position und 10"-20" für die Lagebestimmung des Sensors. Für die sonstigen Anwendungen im Bereich der kartografischen Datenerfassung ist die geforderte Genauigkeit der Objektrekonstruktion vom gewünschten Kartenmaßstab abhängig. Ursprünglich wurde bedingt durch den kartografischen Reproduktionsprozess ein minimal darzustellender Abstand zweier benachbarter Objekte definiert, der in der Karte nicht unterschritten werden durfte. Diese kleinste darstellbare Distanz zwischen zwei benachbarten Objekten betrug ~0.1-0.25 mm. Da heute die Karten vielfach digital vorliegen und somit im Prinzip frei skalierbar sind, verliert dieses Kriterium an Bedeutung und ist nur noch für die Analogausgabe interessant<sup>2</sup>. Es kann aber weiterhin herangezogen werden um die erforderlichen Genauigkeiten der Orientierungsbestimmung abschätzen zu können. Je nach Auswertemaßstab liegen die geforderten Objektraumgenauigkeiten aus den korrespondierenden Bildmaßstäben im Bereich von einigen Dezimetern bis wenigen Metern. Entsprechend werden korrespondierende Orientierungswinkelgenauigkeiten (etwa 0.5'-3') gefordert.

Ein weiteres Anwendungsfeld erschließt sich für Fernerkundungsanwendungen im Bereich der Umweltüberwachung und Landnutzungsklassifikation (Monitoring in der Land- und Forstwirtschaft, Dokumentation von Schäden nach Umweltkatastrophen). Das Hauptaugenmerk in diesen Anwendungen liegt vielfach nicht in den höchsten Anforderungen an die geometrische Genauigkeit sondern eher auf einer schnellen Verfügbarkeit von georeferenzierten Bilddaten. Demnach werden häufig geringere Anforderungen an die geometrische Genauigkeit der Objektrekonstruktion und somit auch an die Wiederherstellung der äußeren Orientierung erhoben. Nach Analysen über die zukünftige Entwicklung des photogrammetrischen Marktes wird gerade diesem Aufgabenspektrum ein beträchtliches Wachstum vorhergesagt (Heier 1999). Das Wachstum wird durch den steigenden Bedarf an Geodaten und thematischer Information für verschiedenste GIS-Anwendungen und auch durch die neuen digitalen Kamerasysteme forciert, die durch die erweiterten Funktionalitäten der spektralen Datenerfassung neue Aufgabenfelder vor allem im privatwirtschaftlichen Bereich erschließen und die Marktentwicklung vorantreiben. Die Aerophotogrammetrie wird in Zukunft einen Teil der kleinmaßstäbigen Mapping-Anwendungen an die konkurrierenden hochauflösenden Satellitensysteme abgeben müssen. Der Anteil an staatlich geförderten Kartierungsaufträgen wird ebenfalls stagnieren bzw. schrumpfen. Dies gilt vor allem für die hochzivilisierten Staaten, die bereits flächendeckend über hochwertige topografische Basisdaten verfügen. Demgegenüber wird aber der Bedarf an flugzeuggestützten Fernerkundungsdaten (z.T. als Ergänzung zu weltraumgestützten Satellitenmissionen) stark wachsen. Das liegt vor allem daran, dass Flugzeugsysteme immer noch über eine deutlich höhere Bodenauflösung und eine flexiblere Einsatzfähigkeit (z.B. für Anwendungen im Katastrophenmanagement) verfügen. In Zukunft ist damit zu rechnen, dass im Rahmen der Luftbildphotogrammetrie die

<sup>2</sup>Auf die Generalisierungsaspekte, die sich auf Grund der freien Maßstabswahl an die Darstellung der Objekte ergeben, wird hier nicht eingegangen.

Fernerkundungsanwendungen den gleichen, u.U. sogar einen deutlich größeren Stellenwert als die bisherigen Standardkartierungsanwendungen bekommen.

## 1.4 Direkte Georeferenzierung in der Aerophotogrammetrie

Die Verschiebung der zukünftigen Arbeitsschwerpunkte von den klassischen Kartierungsaufgaben hin zu Anwendungen bei denen eine flexible, u.U. digitale Datenerfassung und eine schnelle Datenauswertung gefordert wird führt dazu, dass auch in der Luftbildphotogrammetrie ein Bedarf an schnellen und effizienten Orientierungsverfahren besteht. Das bisher übliche indirekte Verfahren der Georeferenzierung von Bildern durch Pass- und Verknüpfungspunkte im Rahmen einer Aerotriangulation (AT) ist zwar wegen seiner Genauigkeit und Zuverlässigkeit weit akzeptiert, die AT verursacht aber einen hohen interaktiven Arbeits- und Zeitaufwand, der, auch wenn man auf eine automatische AT übergeht, noch einen bedeutenden Teil der Auswertekosten ausmacht. Da die Auswertung in der Regel erst in den georeferenzierten Bilddaten erfolgt, muss die Bildorientierung vollständig abgeschlossen sein bevor die eigentlichen Informationen abgeleitet werden können. Für hochaktuelle Anwendungen kann diese Auswertezeit unter Umständen nicht mehr toleriert werden. Weiterhin ist das Verfahren der AT auf eine mehr oder weniger regelmäßige Lage der Bilder mit entsprechenden Überdeckungsverhältnissen angewiesen: ein Nachteil, der sich vor allem bei kleinräumigen und unregelmäßig geformten Projektgebieten bemerkbar macht. Das größte Defizit des bisherigen indirekten Orientierungsverfahrens liegt aber darin, dass sich dieser Ansatz nicht oder nur mit großem Aufwand auf die Orientierung neuer digitaler Aufnahmesysteme übertragen lässt. Vor allem die nicht abbildenden Sensorsysteme wie Laserscanner oder Radarsysteme sind daher unbedingt auf alternative Orientierungsverfahren angewiesen. Im Gegensatz zur klassischen Photogrammetrie müssen hier die Orientierungselemente direkt zur Verfügung gestellt werden, d.h. die Orientierung des Sensors ist durch entsprechende Orientierungsmodule bereits während der Datenaufzeichnung direkt zu messen. Ein integriertes Orientierungssystem bestehend aus GPS- und INS-Komponenten kann diese Aufgabe idealerweise durchführen. Damit ist das Orientierungsproblem von der eigentlichen Datenaufzeichnung entkoppelt; so kann für die erfassten Sensordaten sofort die gültige äußere Orientierung angegeben werden. Die Auswertung der GPS- und INS-Daten ist verglichen mit der herkömmlichen indirekten Bildorientierung wesentlich schneller möglich. Die direkte Georeferenzierung über GPS/INS benötigt im Idealfall keinerlei Passpunktinformationen mehr, ist an keine bestimmten Blockkonfigurationen mehr gebunden und bringt daher auch für photogrammetrische Anwendungen erhebliche Vorteile. Die zu Anfang dieses Abschnitts aufgezählten limitierenden Faktoren, die im Wesentlichen durch die Anforderungen aus der AT bedingt sind, können umgangen werden. Da damit die direkte Georeferenzierung auch in der Photogrammetrie zunehmend Beachtung finden wird, soll in dieser Arbeit die potenzielle Leistungsfähigkeit von integrierten GPS/INS-Modulen untersucht werden. Aus den entsprechend bestimmten Genauigkeiten lassen sich dann die zukünftigen Anwendungen von GPS/INS-Modulen im Rahmen der Aerophotogrammetrie ableiten. In diesem Zusammenhang ist vor allem die Fragestellung zu untersuchen, ob und unter welchen Voraussetzungen die direkte Georeferenzierung durch GPS/INS in Zukunft für photogrammetrische Anwendungen die klassische AT vollständig ersetzen kann.

## 1.5 Überblick über die Ausarbeitung

Im Rahmen des Kapitels 2 werden die allgemeinen mathematischen Grundlagen zur Georeferenzierung von Bilddaten aufbereitet. Ausgehend vom klassischen Modell der zentralperspektivischen Abbildung für die indirekte Bestimmung der Orientierung über Passpunkte im Rahmen einer Aerotriangulation wird das modifizierte mathematische Modell zur direkten Georeferenzierung über GPS und INS entwickelt. Die grundsätzlichen Eigenschaften und Besonderheiten der direkten Sensororientierung werden dargestellt. Anschließend werden das Globale Satellitennavigationssystem GPS und Inertialnavigationssysteme als die zwei wesentlichen Sensorkomponenten zur direkten Orientierungsmessung in ihren Grundlagen vorgestellt. Dabei wird der Ableitung von Positions- und Lageinformationen aus Inertialdaten (sog. Navigationsrechnung oder Mechanisierung) und die Darstellung der besonderen Anforderungen von INS entsprechendes Gewicht eingeräumt. Die jeweilige Vorstellung der Einzelsysteme wird durch die Einführung der notwendigen dynamischen Fehlermodelle zur Systemmodellierung abgeschlossen.

Im Kapitel 3 werden Methoden zur Kombination von GPS und INS-Komponenten zu integrierten Systemen zur direkten Messung der Parameter der äußeren Orientierung behandelt. Zunächst wird dazu der “klassische Ansatz” der Integration beider Systemkomponenten in einem Kalman-Filter mit einer nachgeschalteten Glättung für post-processing Auswertungen vorgestellt. Die entsprechenden mathematischen Gleichungen werden angegeben. Demgegenüber wird im zweiten Teil dieses Kapitels ein alternativer Ansatz zur streifenweisen Integration

von GPS- und INS-Daten motiviert. Dieser Streifenansatz erlaubt im Gegensatz zur Kalman-Filterung auch die Auswertung von kurzen nicht zusammenhängenden GPS/INS-Bahnsegmenten, ist aber dazu auf die Verfügbarkeit von Bilddaten angewiesen. Für den kurzen Zeitabschnitt während des photogrammetrischen Streifenfluges können die systemspezifischen GPS/INS-Fehler durch einfache Polynome modelliert werden. Die Polynomkoeffizienten werden durch die Einbeziehung von Informationen aus dem Bildraum im Rahmen einer Ausgleichung nachträglich geschätzt und die GPS/INS-Orientierungen können dann entsprechend korrigiert werden.

In den sich anschließenden beiden Kapiteln wird die Qualität der vorgestellten Verfahren zur direkten Orientierungsbestimmung über GPS/INS-Integration anhand von gut kontrollierten Testflügen analysiert. Dazu wird in Kapitel 4 exemplarisch die Qualität der direkten Georeferenzierung eines kommerziell verfügbaren integrierten GPS/INS-Moduls ermittelt, wobei zunächst das zur Verfügung stehende GPS/INS-Modul und die durchgeführte Auswertung der GPS/INS-Daten mit dem in der kommerziellen Software implementierten dezentralen Kalman-Filter vorgestellt werden. Für die Genauigkeitstests steht ein gut kontrollierter photogrammetrischer Bildverband aufgenommen über einem Testfeld mit signalisierten Passpunkten zur Verfügung. Dadurch können die äußeren Orientierungen aus GPS/INS mit den im Rahmen einer klassischen AT berechneten äußeren Orientierungen verglichen werden. Die Absolutgenauigkeiten ergeben sich aus dem Vergleich mit unabhängig bestimmten Kontrollpunkten im Objektraum. In diesem Zusammenhang können auch nicht korrigierte Restfehler in dem optischen Teil des Gesamtsystems nachgewiesen werden. Der Schwerpunkt dieses Kapitels liegt auf der Untersuchung der Qualität der Bestimmung der äußeren Orientierung aus GPS/INS. Dabei werden die Einflüsse von variabler Bildüberdeckung und variabler Basislinienlänge untersucht. Durch die internen Differenzen zwischen den verschiedenen Basislinienlösungen lassen sich bereits Rückschlüsse auf die Entfernungsabhängigkeit der direkten Georeferenzierung ziehen. Den Auswerteregebnissen der GPS/INS-Integration durch Kalman-Filterung werden in Kapitel 5 die Resultate der streifenweisen GPS/INS-Auswertung gegenübergestellt. Dieses Verfahren ermöglicht auch für nicht-kontinuierlich aufgezeichnete GPS/INS-Flugtrajektorien die Auswertung der Daten unter Verwendung von zusätzlichen photogrammetrischen Zwangsbedingungen aus dem Bildraum. Die nummerischen Genauigkeitstests an realen Daten zeigen, dass durch eine geeignete Kombination von GPS/INS- und photogrammetrischer Auswertung auch bei unvollständigen GPS/INS-Daten für die interessierenden Flugstreifen direkte Orientierungselemente mit ausreichender Genauigkeit ermittelt werden können.

Die beiden letzten Kapitel 6 und 7 behandeln die abschließende Frage der zukünftigen Rolle der direkten Georeferenzierung von Sensoren mittels integrierter GPS/INS-Module im photogrammetrischen Anwendungsfeld. Dazu werden zunächst die direkte und die indirekte Orientierungsbestimmung an einem identischen Datensatz gegenübergestellt. Es folgen abschließende Ausblicke und Empfehlungen für die weitere Entwicklung im Rahmen der Aerophotogrammetrie.

## 2 Direkte Georeferenzierung

### 2.1 Konzepte zur Georeferenzierung von abbildenden Sensoren

#### 2.1.1 Mathematische Modelle

Die Geokodierung von Bildern lässt sich zurückführen auf die Definition einer Beziehung, die den Zusammenhang zwischen dem Bildraum und dem Objektraum herstellt. Geht man, wie in der klassischen Photogrammetrie üblich, von einer zentralperspektivischen Abbildungsvorschrift zwischen Bild und Objekt aus, so findet man die Grundgleichung (1), welche die Transformation zwischen den Bildkoordinaten  $x', y', -c$  im Bildkoordinatensystem  $p$  und den korrespondierenden Objektraumkoordinaten  $X, Y, Z$  im übergeordneten Objektkoordinatensystem  $m$  beschreibt.

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_m = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_m + \lambda \mathbf{R}_p^m(\omega, \varphi, \kappa) \begin{pmatrix} (x' - x'_0) \\ (y' - y'_0) \\ -c \end{pmatrix}_p \quad (1)$$

Weitere Umformungen führen zu der bekannten Form der sogenannten Kollinearitätsgleichung (2) (z.B. (Kraus 1990), (Schwidefsky & Ackermann 1976)). Durch die Division der ersten beiden Gleichungen in (1) mit der dritten Gleichung entfällt der Maßstabsfaktor  $\lambda$ .

$$\begin{aligned} x' &= x'_0 - c \frac{r_{11}(X - X_0) + r_{12}(Y - Y_0) + r_{13}(Z - Z_0)}{r_{31}(X - X_0) + r_{32}(Y - Y_0) + r_{33}(Z - Z_0)} \\ y' &= y'_0 - c \frac{r_{21}(X - X_0) + r_{22}(Y - Y_0) + r_{23}(Z - Z_0)}{r_{31}(X - X_0) + r_{32}(Y - Y_0) + r_{33}(Z - Z_0)} \end{aligned} \quad (2)$$

Der hier formulierte Zusammenhang setzt die Kenntnis folgender unabhängiger Orientierungselemente voraus:

- Elemente der inneren Orientierung
  - Bildkoordinaten Bildhauptpunkt  $x'_0, y'_0$
  - Kammerkonstante  $c$
- Elemente der äußeren Orientierung
  - Koordinaten des Projektionszentrums  $X_0, Y_0, Z_0$  bezogen auf das Objektraumkoordinatensystem  $m$
  - Rotation  $\mathbf{R}_p^m(\omega, \varphi, \kappa)$  vom Bildkoordinatensystem  $p$  in das Objektraumkoordinatensystem  $m$

Die Parameter der inneren Orientierung legen das Projektionszentrum in Bezug auf die Bildebene fest, die sechs Elemente der äußeren Orientierung definieren das Projektionszentrum und die Stellung des Bildes im übergeordneten Objektkoordinatensystem. Während die innere Orientierung und eventuell zusätzliche geometrische Verzeichnungsparameter bei Messkammern in der Regel über eine Laborkalibrierung bestimmt werden und somit a priori bekannt sind, muss die äußere Orientierung als zeitveränderliche Größe für jedes Bild neu bestimmt werden. Dazu wird in der Regel über die Kollinearitätsgleichung ein Zusammenhang zwischen Bildkoordinaten und zugehörigen Passpunktkoordinaten hergestellt. Benachbarte Bilder werden durch die Messung homologer Punkte miteinander verknüpft und durch das Einführen von Objektrauminformationen (Passpunktkoordinaten) kann schließlich der Rangdefekt der Ausgleichung überwunden und die äußere Orientierung berechnet werden. Damit werden die sechs Parameter der äußeren Orientierung der Bilder nicht direkt gemessen sondern indirekt über Bildkoordinaten und Passpunktinformationen rechnerisch bestimmt. Diese Methode der indirekten Bildorientierung über Passpunkte ist der Standardfall der photogrammetrischen Orientierungsbestimmung. Das Verfahren wird vor allem im nordamerikanischen Raum vielfach als “inverse Photogrammetrie” bezeichnet. Simultan zu den Orientierungselementen werden im Rahmen der Ausgleichung die Koordinaten der Neupunkte und ggf. zusätzliche Kalibrierungsparameter bestimmt.

Obwohl die Blockausgleichung oder auch Aerotriangulation (AT) ein hochgenaues Verfahren zur Auswertung der Bildinformationen ist und alle methodischen Anforderungen erfüllt, ist sie wegen des hohen manuellen Aufwandes bei der Bestimmung der Passpunkte und Auswertung der Daten sehr zeit- und kostenintensiv. Daher hat es schon seit den dreißiger Jahren des 20. Jahrhunderts verschiedene Ansätze gegeben, unter Einbeziehung von Hilfsdaten die äußere Orientierung zum Zeitpunkt der Aufnahme direkt zu messen und damit die notwendigen Passpunktinformationen am Boden zu reduzieren (Lofström 1933). Der Erfolg war aber mit Ausnahme der APR- und Statoskop-Anwendungen auf Grund hoher Kosten und mangelnder Genauigkeiten sehr eingeschränkt. Erst die Verfügbarkeit von GPS liefert die direkte Positionsbestimmung der Kameraprojektionszentren mit hoher Genauigkeit. Versuche, neben Positionsinformationen durch die Kombination von mehreren GPS-Empfängern bzw. durch spezielle Mehrantennen-GPS-Empfänger mit interferometrischen Methoden auch Neigungsinformationen zu bestimmen, erreichen nicht die geforderten Genauigkeiten und sind daher für die allgemeinen Anwendungen in der Photogrammetrie nicht ausreichend ((Lu 1995), (El-Mowafy 1994) (Sun 1994), (Schade et al. 1993)). Im Hinblick auf eine hochgenaue Bestimmung aller sechs Parameter der äußeren Orientierung ist daher die GPS-Komponente um ein INS zu ergänzen. Im Regelfall wird dazu aus finanziellen und operationellen Gründen ein strap-down INS verwendet (Abschnitt 2.3). Daher beziehen sich die weiteren Ausführungen in dieser Arbeit, abgesehen von einer kurzen Vorstellung der Plattformsysteme, nur auf strap-down INS und deren Systemeigenschaften. Das Potenzial integrierter Systeme zur unmittelbaren Messung der Orientierung (direkte Methode) ist bereits nachgewiesen und wird in den folgenden Kapiteln vertieft behandelt.

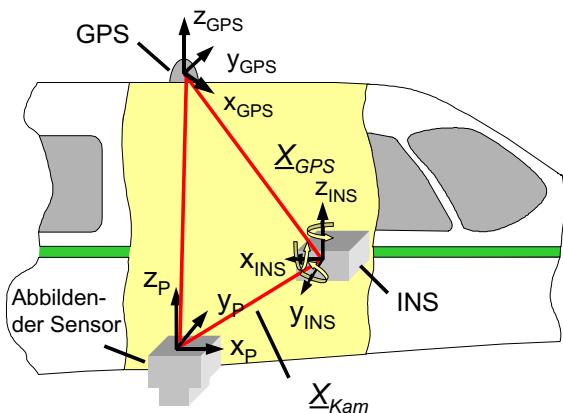


Abbildung 1: Schematische Sensoranordnung GPS, INS und abbildender Sensor.

tem  $p$  beschreibt (sog. "misalignment" oder "boresight alignment"). Diese Rotation wird notwendig, da es physikalisch nicht möglich ist die Sensorachsen des INS exakt mit den Bildkoordinatenachsen des abbildenden Sensors zur Deckung zu bringen. Weil sich die gemessenen Orientierungswinkel zunächst auf die INS-Achsausrichtungen beziehen, müssen Korrekturwinkel angebracht werden um den Bezug zum Bildkoordinatensystem herzustellen. Wie bei den translatorischen Offsets zwischen GPS, INS und Kamera bleiben diese Drehwinkel konstant, sofern sich die Systemkonfiguration nicht ändert. Im Regelfall wird bei der mechanischen Systeminstallation versucht beide Koordinatensysteme in erster Näherung aufeinander auszurichten. Daher kann vielfach für  $\delta\omega$ ,  $\delta\varphi$  und  $\delta\kappa$  von kleinen Drehwinkeln ausgegangen werden.

Berücksichtigt man nun die oben erwähnten Offsets und Verdrehungen der verschiedenen Sensorachsen im Georeferenzierungsprozess entsprechend, so können schließlich die äußeren Orientierungsparameter bezogen auf den zu orientierenden Sensor mit der zuvor gewählten Datenrate angegeben werden. Aus diesem Datensatz sind jetzt nur noch die gewünschten Orientierungselemente bezogen auf den Auslösezeitpunkt des Sensors zu interpolieren. Untersuchungen haben gezeigt, dass für eine Flugzeugumgebung ohne wesentliche Beeinträchtigung der geforderten Genauigkeiten Polynominterpolationen 1.-3. Ordnung ausreichend sind (Cramer 1995), (Frieb 1990).

Unter Berücksichtigung aller zuvor erläuterter Besonderheiten ergibt sich mit (3) die Modifizierung von (1) zur direkten Georeferenzierung von Bilddaten. Nachdem alle Terme auf der rechten Seite bekannt sind, kann über diese Beziehung der Zusammenhang zwischen Bild- und gewünschten Geländekoordinaten hergestellt werden (siehe auch (Skaloud et al. 1996), (Schwarz 1995), (Schwarz et al. 1994), (Schwarz et al. 1993)).

Löst man sich nun von dem klassischen indirekten Ansatz zur Orientierung von Luftbildern und geht zur direkten Methode über, so ist die Grundgleichung (1) entsprechend zu modifizieren, da sich die mit einem integrierten GPS/INS-Modul direkt bestimmten Positionen und Neigungsdaten zunächst nicht auf das gewünschte Projektionszentrum des abbildenden Sensors und dessen zugehörige Achsen des Bildkoordinatensystems beziehen. Die entsprechende Sensorkonfiguration ist in der Abbildung 1 skizziert. Demnach sind die GPS- und INS-Komponente des Orientierungsmoduls räumlich gegenüber der Kamera als dem zu orientierenden Sensor verschoben. Diese Translationen sind in zwei konstanten Korrekturtermen  $(\Delta X_{Kam}, \Delta Y_{Kam}, \Delta Z_{Kam})^T$  bzw.  $(\Delta X_{GPS}, \Delta Y_{GPS}, \Delta Z_{GPS})^T$  zu berücksichtigen, um die berechneten GPS/INS-Positionen auf das Kameraprojektionszentrum zu reduzieren. Gleichermassen muss die Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_p^b$  um drei Drehwinkel  $(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa)$  eingeführt werden, welche die Verdrehung zwischen dem INS-Körperkoordinatensystem  $b$  und dem Bildkoordinatensystem  $p$  um drei Drehwinkel  $(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa)$  eingeführt.

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_m = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_m + \mathbf{R}_b^m \left( \lambda \cdot \mathbf{R}_p^b \begin{pmatrix} x' - x'_0 \\ y' - y'_0 \\ -c \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta X_{Kam} \\ \Delta Y_{Kam} \\ \Delta Z_{Kam} \end{pmatrix}_b - \begin{pmatrix} \Delta X_{GPS} \\ \Delta Y_{GPS} \\ \Delta Z_{GPS} \end{pmatrix}_b \right) \quad (3)$$

Die einzelnen Terme bedeuten dabei Folgendes:

$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_m$	Objektpunkt im übergeordneten Geländekoordinatensystem $m$
$\begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_m$	GPS/INS-Position im übergeordneten Geländekoordinatensystem $m$
$\begin{pmatrix} \Delta X_{Kam} \\ \Delta Y_{Kam} \\ \Delta Z_{Kam} \end{pmatrix}_b$	Räumliche Verschiebung zwischen INS und Projektionszentrum des abbildenden Sensors, bestimmt im INS-Körpersystem $b$
$\begin{pmatrix} \Delta X_{GPS} \\ \Delta Y_{GPS} \\ \Delta Z_{GPS} \end{pmatrix}_b$	Räumliche Verschiebung zwischen GPS-Antennenphasenzentrum und INS, bestimmt im INS-Körpersystem $b$
$\mathbf{R}_b^m(\omega, \varphi, \kappa)$	Rotation vom INS-Körperkoordinatensystem $b$ in das übergeordnete Gelände koordinatensystem $m$ , die Rotationswinkel $\omega, \varphi, \kappa$ werden vom GPS/INS-Modul bestimmt
$\mathbf{R}_p^b(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa)$	Rotation vom Bildkoordinatensystem $p$ des abbildenden Sensors in das INS-Körperkoordinatensystem $b$

### 2.1.2 Vorteile der direkten Georeferenzierung

Die Entwicklung integrierter GPS/INS-Module zur vollständigen Messung der äußeren Orientierungselemente, d.h. der direkten Georeferenzierung von Sensordaten, wurde in den letzten Jahren vor allem durch die Entwicklung neuer digitaler Aufnahmesensoren vorangetrieben. Wie in Abschnitt 1.1 kurz erwähnt verfügen diese Sensoren über eine wesentlich instabiler Bildgeometrie im Vergleich zu einem flächenhaft aufzeichnenden Sensor. Für scannende Aufnahmesysteme (Pushbroom-Scanner) bestehen die Einzelbilder je nach Anzahl der zur Verfügung stehenden CCD-Zeilen aus einer oder mehreren zeitgleich erfassten Scanzeilen. Durch die Bewegung des Flugzeugs während der Bildaufzeichnung sind die jeweils nachfolgenden Zeilenbilder in Abhängigkeit von der aktuellen Flugdynamik gegenüber den vorhergehenden Zeilenbildern verschoben. Daher muss für jedes Zeilenbild im Rahmen der Auswertung die äußere Orientierung bestimmt werden. Der klassische indirekte Ansatz ohne Hinzunahme direkt beobachteter Orientierungselemente ist wegen der großen Anzahl der zu schätzenden Unbekannten nicht mehr lösbar. Um die Orientierung derartiger Sensoren dennoch durchführen zu können, müssen zusätzliche Informationen in Form von direkt beobachteten Orientierungsparametern in den Auswerteprozess eingeführt werden. Während zunächst der indirekte Orientierungsansatz durch die Einbeziehung von INS-Positions- und Orientierungswinkelinformationen zum sog. Orientierungsbildansatz erweitert wurde (Müller 1991) kann mit den heute zur Verfügung stehenden integrierten GPS/INS-Modulen die Sensororientierung im Idealfall ganz ohne Passpunkte vorgenommen werden.

Nicht nur im Falle der digitalen Zeilenscanner ist die direkte Georeferenzierung notwendig; der Einsatz von integrierten GPS/INS-Modulen bringt auch für den Standardfall der flächenhaft aufzeichnenden Luftbildkameras Vorteile vor allem im Hinblick auf eine operationelle Datenverarbeitung. Die Verwendung von direkt beobachteten Orientierungselementen wurde in photogrammetrischen Anwendungen vor allem zur Einsparung von Passpunktinformationen für den Auswerteprozess betrieben. Mit der Einführung der GPS-gestützten Aero-triangulation (Frieß 1990) konnte die Passpunktinformation auf ein Minimum reduziert werden. Im Prinzip ist damit die Auswertung von Bildverbänden mit über GPS direkt gemessenen Projektionszentrumskoordinaten ohne Passpunkte möglich – sofern man auf den Datumsübergang und jegliche Kontrollinformationen verzichtet. Allerdings werden zur Stabilisierung der Bilder innerhalb eines Streifens und der benachbarten Streifen untereinander Verknüpfungspunkte benötigt, die manuell gemessen bzw. im Rahmen einer automatischen Aero-triangulation (AAT) durch automatische Punktzuordnungsverfahren geliefert werden müssen. Um den Einfluss

fehlerhaft zugeordneter Punkte im Rahmen der AAT auf die Bestimmung der Orientierungselemente möglichst gering zu halten, müssen die Verknüpfungspunkte in großer Anzahl zur Verfügung gestellt werden (Schenk 1997). Durch eine robuste Schätzung können die falschen Punktzuordnungen detektiert werden. Für die automatische Bildverknüpfung werden zunächst diejenigen Gebiete innerhalb der Bilder definiert, in denen die Punktübertragung stattfinden soll. Um eine geometrisch stabile Verknüpfung mit den benachbarten Bildern zu realisieren werden vielfach Bildregionen im Bereich der Gruber-Positionen (Kraus 1990) herangezogen. Die Beschränkung auf die Standardpositionen wird auch zur Minimierung der notwendigen Rechenzeit vorgenommen. Da sich die Gruber-Bereiche in den Bildern aber in Abhängigkeit von der jeweiligen Bildorientierung und Geländeform ergeben, ist deren vollautomatische Detektion ohne Vorkenntnisse durch direkt gemessene Orientierungen und digitalem Geländemodell (DGM) schwierig (Krzystek et al. 1995). Andere AAT-Programme versuchen die Punktzuordnung flächendeckend über das gesamte Bild vorzunehmen. Dabei können Problemzonen auftreten, in denen die Punktzuordnung zu unzureichenden Ergebnissen führt: steile Geländekanten, bebaute Gebiete, Flächen mit unzureichender Texturinformation (z.B. große Wasserflächen, ackerbaulich genutzte Gebiete) oder sich bewegende Schatten während der Aufnahme von benachbarten Bildern in verschiedenen Flugstreifen. Obwohl die automatische Aerotriangulation schon seit etwa 1995 den Status der Einsatzreife erreicht hat und in der photogrammetrischen Praxis Anwendung findet – dokumentiert z.B. in den Erfahrungsberichten von (Haumann 1995) und (Beckschäfer 1995) – heißt das nicht, dass die AAT-Entwicklung bereits ausgereift ist. Die zusätzliche direkte Messung der Parameter der äußeren Orientierung kann sich im photogrammetrischen Auswerteprozess vorteilhaft auswirken. Dies gilt vor allem im Hinblick auf die Rationalisierung und Steigerung der Zuverlässigkeit bei der Punktzuordnung. Daher ist es nicht erstaunlich, dass in fast allen Veröffentlichungen, die sich mit Trends und zukünftigen Entwicklungen in der automatischen AT beschäftigen, die Integration von GPS/INS-Modulen zur direkten Messung der vollständigen äußeren Orientierung empfohlen wird (z.B. (Heipke 1999), (Kersten 1999), (Dörstel 1999)).

Weitere Vorteile, die sich bei der direkten Georeferenzierung von Flächenkameras ergeben, sind unter anderem:

- Im Vergleich zur herkömmlichen Aerotriangulation können die Orientierungsparameter wesentlich schneller bestimmt werden. Im Gegensatz zur indirekten Bildorientierung in einer Bündelblockausgleichung werden die GPS/INS-Orientierungsdaten von den eigentlichen Bildinformationen entkoppelt bestimmt, d.h. zur äußeren Orientierung müssen keine Bilder gescannt bzw. Bildpunkte gemessen werden. Der zeitliche Aufwand der GPS/INS-Datenintegration ist wesentlich geringer einzustufen als eine vollständige Aerotriangulation der Bilder.
- Durch die Verwendung von integrierten GPS/INS-Modulen können Blöcke in beliebiger Blockkonfiguration geflogen werden. Obwohl die GPS-gestützte Aerotriangulation im Prinzip die Auswertung ohne Passpunkte erlaubt, müssen bezüglich der Blockkonfiguration bestimmte Anforderungen erfüllt werden. Sofern nicht von einer absolut gesehen richtigen GPS-Bahnbestimmung ausgegangen werden kann, müssen die Blöcke durch zusätzliche Querstreifen stabilisiert werden um die durch die falsch bestimmten Phasenmehrdeutigkeiten der GPS-Bahnlösung hervorgerufenen Offset- und Driftfehler im Rahmen der Blockausgleichung bestimmen zu können.
- Werden direkt gemessene Orientierungselemente in eine Blockausgleichung integriert, so können im Rahmen der Selbstkalibrierung der Kamera zusätzliche Verbesserungen für die innere Orientierung der Kamera geschätzt werden<sup>3</sup>. In der Regel sind die Lage des Bildhauptpunktes und die Kammerkonstante für standardmäßige Befliegungsanordnungen in der Luftbildphotogrammetrie (Normalfallbedingungen, wenig konvergente Aufnahmen, Passpunkte liegen auf einer mehr oder weniger konstanten Höhe) nicht signifikant zu schätzen. Die Parameter der inneren Orientierung sind hoch korreliert mit der äußeren Orientierung des Bildes: die Bildhauptpunktkoordinaten weisen Korrelationen mit den horizontalen Koordinaten, die Kammerkonstante mit der vertikalen Koordinate des Projektionszentrums auf. Diese Parameter werden erst durch die Einbeziehung von beobachteten Projektionszentrumskoordinaten bestimmbar. Die nachträgliche Verbesserung z.B. der Brennweite kann auch für hochgenau kalibrierte Reihenmesskammern notwendig sein, da nicht davon auszugehen ist, dass die unter Laborbedingungen ermittelten Werte auch für die Bedingungen während des Bildfluges gelten (siehe auch Abschnitt 4.5). Die zusätzliche Beobachtung von Orientierungswinkeln kann sich u.U. positiv auf die Bestimmbarkeit der Selbstkalibrierungsterme auswirken

---

<sup>3</sup>Die Verbesserung der Parameter der inneren Orientierung ist nur im Rahmen einer Blockausgleichung möglich, da dort die Verknüpfung der Orientierungsparameter mit dem Bildraum erfolgt. Die Kombination der direkten Georeferenzierung mit der klassischen photogrammetrischen Auswertung widerspricht dem eigentlichen Konzept, die Bildorientierung ohne Verwendung von Objekt- bzw. Bildrauminformationen durchzuführen; sie kann aber, wie in Abschnitt 6 gezeigt wird, für höchste Genauigkeitsanforderungen notwendig sein.

– vor allem wenn keine optimale Punktverteilung innerhalb der Bilder zur Schätzung der Kalibrierungsparameter vorliegt. Die Bestimmbarkeit der Zusatzparameter in Abhängigkeit von den direkt beobachteten Orientierungsparametern ist jedoch noch genauer zu untersuchen.

### 2.1.3 Genauigkeitsaspekte zur direkten Orientierungsbestimmung

Den zuvor erwähnten positiven Seiten der direkten Orientierung flächen- bzw. zeilenhaft aufzeichnender Sensoren sind aber auch Probleme gegenüberzustellen. Diese Probleme entstehen zum einen durch operationelle Gesichtspunkte, die bei der Datenaufzeichnung eingehalten werden müssen um die gewünschten Genauigkeiten zu erzielen. Andererseits handelt es sich aber auch um prinzipielle Probleme verursacht vor allem auf Grund der Tatsache, dass durch die direkte Messung der äußeren Orientierungen das Orientierungsproblem von der eigentlichen Auswertung der Bilddaten entkoppelt ist. Ohne den Ausführungen der späteren Kapitel vorzugreifen sollen an dieser Stelle die verschiedenen Genauigkeitsbeinflussenden Aspekte kurz beleuchtet werden, um auf die speziellen Anforderungen der direkten Georeferenzierung im Unterschied zum klassischen indirekten Orientierungsansatz aufmerksam zu machen. Die entsprechende Berücksichtigung dieser Anforderungen definiert letztlich das Genauigkeitspotenzial der Georeferenzierung der auszuwertenden Sensordaten. Inwieweit diese Anforderungen in der Praxis erfüllt werden können um das Genauigkeitspotenzial der direkten Georeferenzierung voll auszuschöpfen, wird u.a. im Abschnitt 4.1 untersucht. Weitere Systemnachteile wie der recht hohe Anschaffungspreis für hochqualitative integrierte GPS/INS-Module und die beschränkte Anzahl von Systemanbietern sind nicht prinzipieller Natur.

**Sensorqualität** Bei der direkten Orientierung werden die Orientierungselemente von GPS/INS-Modulen direkt gemessen. Daher hängt die Qualität der ermittelten Orientierungselemente unmittelbar von der Qualität der von GPS und INS aufgezeichneten Rohdaten ab. Das Rauschverhalten der Sensoren ist der limitierende Faktor. Besonders wichtig ist dabei die Qualität des verwendeten INS, da das GPS zunächst nur als Stützsensor zur Korrektur der systemspezifischen INS-Fehlereigenschaften herangezogen wird (Abschnitt 3). Je nach verwendeten INS weisen die internen Drehratensensoren und Beschleunigungsmesser entsprechende Messgenauigkeiten auf (Abschnitt 2.3), was sich auf die resultierende Gesamtgenauigkeit auswirkt. In diesem Zusammenhang muss auch die Qualität des zu orientierenden Sensors (z.B. hinsichtlich der Stabilität seiner Kalibrierung) beachtet werden.

**Datenqualität bzw. Datenverfügbarkeit** Neben der Qualität der verwendeten Sensorkomponenten ist auch die Qualität der aufgezeichneten Daten ausschlaggebend. Es ist zu garantieren, dass die Sensordaten über den gesamten Testzeitraum kontinuierlich aufgezeichnet werden. Lücken in der Datenaufzeichnung z.B. durch Spannungsabfall sind unbedingt zu vermeiden. Weiterhin kann je nach Testkonfiguration die Anzahl und Konfiguration der GPS-Satelliten unterschiedlich sein. Bei ungünstiger Montage der GPS-Antenne auf dem Flugzeug können häufige Abschattungen und Signalabrisse die Datenqualität zusätzlich beeinflussen. Diese Effekte führen dazu, dass die GPS-Stützinformationen nur mit schlechterer Qualität zur Verfügung gestellt werden können. Das INS ist zwar in der Lage Zeiträume auch ohne Stützinformationen zu überbrücken, aber in Abhängigkeit von der verwendeten Systemqualität führen die systeminternen INS-Fehlereigenschaften nach einer gewissen Zeit zu einer Überschreitung des für die Anwendung gerade noch tolerierbaren Fehlerbudgets. Je nach geforderter Anwendung muss die Datenauswertung in Echtzeit erfolgen (Navigationsanwendungen) bzw. kann nachträglich im Post-Processing (photogrammetrische Sensororientierung) vorgenommen werden. Diese Forderungen wirken sich auf die eingesetzten Auswerteverfahren aus. Im Post-Processing können aus den aufgezeichneten Rohdaten in der Regel qualitativ hochwertigere Produkte prozessiert werden, als in einer Echtzeitprozessierung. Soll z.B. eine Positions- und Orientierungswinkelbestimmung in Echtzeit vorgenommen werden, kann für die GPS-Datenauswertung im besten Fall auf eine DGPS-korrigierte Bahnlösung mit entsprechender Genauigkeit (ca. 3-5 m) zurückgegriffen werden. Die Qualität der zur Verfügung stehenden Stützinformationen aus GPS beeinflusst die Qualität der GPS/INS-Bahnberechnung entsprechend. Für eine nachträgliche Auswertung kann eine differenzielle GPS-Phasenlösung berechnet werden, was in einer entsprechend höheren Genauigkeit von ca. 1-3 dm resultiert. Zusätzlich erlaubt eine Glättung der GPS/INS-Daten eine weitere Qualitätsverbesserung der berechneten Orientierungselemente. Der Einfluss einer nachträglichen Glättung auf die GPS/INS-Bahnberechnung wird in Abschnitt 4.4.3 näher untersucht. Nach (Appanix 1999) kann durch den Übergang von einer Echtzeit-Bahnbestimmung mit DGPS-Stützinformationen auf eine Post-Processing-Auswertung unter Verwendung einer GPS-Phasenlösung in der Positionierung eine Genauigkeitssteigerung um ca. 80 %, und für die Winkelbestimmung je nach INS eine Verbesserung um etwa 40-60 % erzielt werden. In diesem Zusammenhang muss auch der

für die jeweilige Auswertung gewählte mathematische Ansatz zur optimalen Integration der GPS/INS-Daten berücksichtigt werden. Je nach Integrationsstrategie (Abschnitt 3) weisen die resultierenden Orientierungsparameter unterschiedliche Genauigkeiten auf. Entsprechend kann durch zusätzliche Filterungen der Rohdaten vor Beginn der eigentlichen Datenintegration die Qualität gesteigert werden. In (Skaloud 1999) sind durch geeignete Bandpass- und De-Noising-Filterungen Genauigkeitssteigerungen bei der Orientierungswinkelbestimmung von bis zu 70 % dokumentiert. Ähnliche Genauigkeitssteigerungen lassen sich auch durch die Verwendung von modifizierten Integrationsansätzen (adaptive Kalman-Filterung im Gegensatz zum normalerweise für Navigationsanwendungen verwendeten Kalman-Filter (Mohamed 1999)) erzielen.

**Anordnung der Sensorkomponenten** Die grundlegende Voraussetzung für die direkte Bestimmung der Orientierungsparameter mittels integrierter Sensorsysteme besteht darin, dass zwischen den Sensoren zur Bestimmung der äußeren Orientierung und dem zu orientierenden Sensor keinerlei translatorische und rotatorische Relativbewegungen möglich sind. Daher müssen alle Sensoren fest mit einer gemeinsamen Plattform verbunden sein. Dies kann im ungünstigsten Fall der Flugzeugrumpf sein, sofern GPS-Antenne, INS und Kamera fest mit diesem verschraubt sind, und möglichst kleine räumliche Offsets zwischen den einzelnen Komponenten keine Relativbewegungen der Sensoren hervorgerufen durch z.B. Torsion des Flugzeugrumpfs zulassen. Diese Anforderungen gelten besonders streng im Hinblick auf die Bestimmung der Orientierungswinkel, da bei einer angenommenen räumlichen Entfernung von 1 m zwischen INS und Kamera eine Relativbewegung beider Sensoren in der Größenordnung von 1 mm schon zu einem Orientierungsfehler von 0.05° führt. Daher sind für höchste photogrammetrische Genauigkeitsanforderungen im Idealfall alle Komponenten direkt mit dem zu orientierenden Sensor verschraubt. Beim Design neuer digitaler Aufnahmesensoren wird daher zumindest der INS-Sensorkopf mit den entsprechenden Drehratensensoren und Beschleunigungsmessern direkt in den Kamerakopf möglichst nah an der Fokalebene integriert (Fricker et al. 1999). Die Befestigung des INS-Sensorkopfs an oder innerhalb des Kamerakopfs hat den zusätzlichen Vorteil, dass durch die passive Dämpfung des Kamerasytems durch Gummidämpfer bzw. die Montage in einer stabilisierenden Plattform die hochfrequenten Vibrationen des Flugzeugs herausgefiltert werden. Dieses wirkt sich positiv bei der späteren INS-Datenverarbeitung aus. Das resultierende Rauschen kann dadurch um den Faktor 2 reduziert werden (Skaloud 1999).

**Räumliche Exzentrizitäten** Die gemessenen GPS/INS-Positionen und Orientierungswinkel beziehen sich zunächst auf die jeweiligen systemspezifischen Koordinatensysteme. Sie sind definiert durch das Antennenphasenzentrum der GPS-Antenne, bzw. durch den INS-Schwerpunkt und die Ausrichtung der INS-Sensorachsen. INS und GPS-Antenne sind wie zuvor erwähnt exzentrisch zur Kamera angebracht. Um die Messungen für die direkte Orientierung verwenden zu können muss daher eine Reduktion auf den Ursprung des Koordinatensystems des zu orientierenden Sensors vorgenommen werden.

Die Translationsvektoren können normalerweise für jede Systeminstallation mit terrestrischen Verfahren eingesessen werden. Für den Fall einer herkömmlichen analogen Luftbildkamera werden dazu die relativen Offsets zwischen INS, GPS-Antenne und Kamerabildkoordinatensystem – repräsentiert durch die in der Fokalebene angebrachten Rahmenmarken – bestimmt. Es wird davon ausgegangen, dass das Antennenphasenzentrum und der INS-Schwerpunkt mit hinreichender Genauigkeit angezielt werden können. Im Falle der GPS-Antenne verwendet man vielfach das sichtbare Zentrum der Antenne und korrigiert nachträglich um den antennenspezifischen Phasenzentrumsoffset, beim INS bezieht man sich in der Regel auf am INS-Gehäuse angebrachte Markierungen, die den Mittelpunkt des INS bezeichnen. Um die Vektoren auf den Ursprung des Bildkoordinatensystems (Projektionszentrum) zu beziehen muss dann noch die Kamerabrennweite entsprechend angebracht werden. Bei dieser Reduktion auf das Projektionszentrum ist zu berücksichtigen, dass sich die physikalische Brennweite bzw. der Abstand zum objektseitigen Projektionszentrum von der nominellen Kamerakonstante wesentlich unterscheidet. Der Unterschied ist abhängig von der verwendeten Optik der Kamera. Für eine Zeiss RMK-Top15/23 Luftbildkamera beträgt der Abstand zwischen der Fokalebene (Mitte Anlagerahmen) und dem tatsächlichen physikalischen Projektionszentrum unter Berücksichtigung eines 10 mm dicken Filters 25.4 cm und ist somit um etwa 10 cm verschieden von der nominellen Brennweite von 153 mm. Je nach veränderter Dicke D von Filter resp. Abschlussglas muss eine zusätzliche Additionskonstante  $e' = 0.34 \cdot D$  berechnet werden<sup>4</sup>. Sind die Verschiebungsvektoren auf diese Art bestimmt so bleiben sie konstant, sofern an der Gesamtsystemkonfiguration keine Veränderung vorgenommen wird. Wird im Rahmen einer photogrammetrischen Befliegung eine stabilisierende Plattform eingesetzt, verändert sich durch die relative Lageänderung der Kamera gegenüber dem Flugzeugrumpf die Länge der Vektoren zu den am Flugzeugrumpf montierten Sensorkomponenten (i.d.R. GPS-Antenne). Die

<sup>4</sup>Laut Auskunft Dr. Zücke, Fa. Carl Zeiss, Oberkochen.

Änderung ist abhängig von der Kameraneigung. Eine angenommene Kameraauslenkung von ca.  $5^\circ$  relativ zur Nulllage bewirkt bei einem Abstand zum physikalischen Projektionszentrum von ca. 25 cm Längenänderungen im Bereich von etwa 2 cm. Je nach Anwendung sind derartige Änderungen nicht mehr zu tolerieren und müssen korrigiert werden. Diese Korrektur kann durch die Registrierung der Plattformneigungen entsprechend berechnet und angebracht werden. Moderne stabilisierende Plattformen sind heute schon in der Lage die jeweiligen Plattformneigungen zum Zeitpunkt der Bildaufzeichnung zu registrieren.

Neben den Translationen ist zur Systemkalibrierung weiterhin die Verdrehung zwischen INS- und Kamerakoordinatensystem zu bereinigen. Wie bereits erwähnt, beziehen sich die direkt gemessenen Orientierungswinkel zunächst auf die systeminternen INS-Sensorachsensrichtungen. Die größtmögliche Bestimmung der Drehwinkel ist nicht durch herkömmliche terrestrische Einmessungen wie bei den Translationsvektoren möglich, da die physikalischen Sensorachsen des INS nicht unmittelbar terrestrisch beobachtet werden können. Die Misalignment-Winkel müssen daher durch eine Kalibrierung bestimmt werden. Für klassische Luftbildkameras kann diese Kalibrierung durch den Vergleich der aus GPS/INS direkt gemessenen Orientierungswinkel mit den in einer klassischen Aerotriangulation bestimmten Orientierungen an einem oder mehreren Bildern erfolgen<sup>5</sup>. Durch den Vergleich werden die GPS/INS-Winkel auf die Referenzwerte aus der AT „geeicht“. Die Genauigkeit der Referenzorientierungen aus der Blockausgleichung ist abhängig von der Lage der Bilder im Blockverband. Da die theoretische Genauigkeit der Orientierungswinkel zum Blockrand hin abnimmt, sind für die Kalibrierung bevorzugt Bilder im Zentrum des Bildverbandes zu verwenden. Durch die gleichzeitige Bestimmung der Sensorposition und -neigung während der AT entstehen Korrelationen zwischen den geschätzten Orientierungsparametern. Eine Positionsänderung in Flugrichtung kann durch eine Winkeländerung im Nickwinkel, eine Positionsänderung quer zur Flugrichtung durch einen entsprechend anders geschätzten Rollwinkel aufgefangen werden. Daher muss der Einfluss von Position und Winkeln getrennt werden. Diese Dekorrelation kann durch die zusätzliche Einführung von direkt beobachteten Projektionszentrumskoordinaten aus GPS in die Ausgleichung erfolgen. Werden die GPS-Positionen als absolute Werte<sup>6</sup> mit hoher Gewichtung in die AT eingeführt, liegt das Projektionszentrum als direkt beobachtete Größe bereits fest. Alle weiteren Abweichungen werden dann als Winkeländerungen interpretiert und die Orientierungswinkel im Rahmen der Parameterschätzung entsprechend bestimmt.

Die korrekte Bestimmung der physikalisch richtigen Misalignment-Winkel zwischen INS und Kamera ist eine sehr anspruchsvolle Aufgabe, da sich entsprechende Fehler unmittelbar in der Genauigkeit der Objektpunktbestimmung niederschlagen. In Abhängigkeit von der Flughöhe führen kleine Fehler in der Misalignment-Bestimmung in der Größenordnung von  $0.001^\circ$  zu Objektpunktfehlern von ca. 0.02 % der Flughöhe. Die Schwierigkeit des Verfahrens liegt darin begründet, dass die Bestimmung der Fehlausrichtung zwischen INS und Kamera nur im Rahmen einer Kalibrierung unter Verwendung von Referenzwinkeln aus der AT vorgenommen werden kann. Dabei handelt es sich aber um als freie Unbekannte bestimmte Werte aus einer Parameterschätzung, die rein rechnerisch ermittelt werden und daher nicht zwingend mit der tatsächlichen physikalischen Orientierung zum Zeitpunkt der Bildentstehung übereinstimmen. Wie später noch zu zeigen sein wird, werden im Rahmen der AT nicht-modellierte Restfehler durch die entsprechend bestimmten Orientierungselemente aufgefangen (Abschnitte 4.3 bzw. 4.5.1). Daher sind für zukünftige Standardanwendungen von GPS/INS-Modulen im Verbund mit abbildenden Sensoren alternative Kalibrierungsmethoden z.B. im Rahmen von Labormessungen denkbar, um die Einbauwinkel physikalisch richtig zu bestimmen. Sofern zwischen Kamera und INS keine relativen Bewegungen auftreten, bleiben die entsprechenden Misalignment-Winkel konstant und können für mehrere Aufnahmekampagnen verwendet werden.

**Zeitliche Synchronisation** Werden GPS und INS zur direkten Georeferenzierung von Sensoren verwendet, müssen die Messungen der beteiligten Systemkomponenten auf eine einheitliche Zeitachse bezogen werden. Diese gemeinsame Bezugsskala wird in der Regel durch die übergeordnete GPS-Zeit vorgegeben. Zusätzlich sind die Aufnahmezeiten der Sensordaten auf die gleiche Zeitachse zu beziehen. Daher wird bei Luftbildkameras zum Zeitpunkt der Bildentstehung, d.h. bei maximaler Öffnung des Verschlusses, ein entsprechendes Signal erzeugt, das z.B. vom GPS-Empfänger in der GPS-Zeit registriert werden kann. Fehler in der Zeitzuordnung können z.B.

<sup>5</sup>Damit die unterschiedlichen Winkelsätze miteinander verglichen werden können müssen zwei Voraussetzungen gewährleistet sein: 1. Die Beziehung zwischen INS-Sensorachsen und dem erdbezogenen Navigationskoordinatensystem muss bekannt sein. Die initiale Ausrichtung des INS-Körpersystems relativ zum übergeordneten Rechenkoordinatensystem wurde vor Beginn der INS-Datenauswertung richtig bestimmt (Abschnitt 2.3.2). 2. Die Winkel aus GPS/INS und der AT müssen in einem einheitlichen Bezugssystem vorliegen. Mit der Kenntnis der entsprechenden Rotationsmatrizen können dazu z.B. die GPS/INS-Navigationswinkel in das lokale topozentrische Koordinatensystem der Blockausgleichung transformiert werden.

<sup>6</sup>Diese Annahme ist berechtigt, wenn im Rahmen der GPS-Prozessierung die Phasenmehrdeutigkeiten und atmosphärischen Einflüsse korrekt bestimmt bzw. eliminiert werden konnten. Ist das nicht der Fall, führen die Fehler in der GPS-Bahnbestimmung (Offset und Drift) zu Fehlern in den geschätzten Orientierungswinkeln.

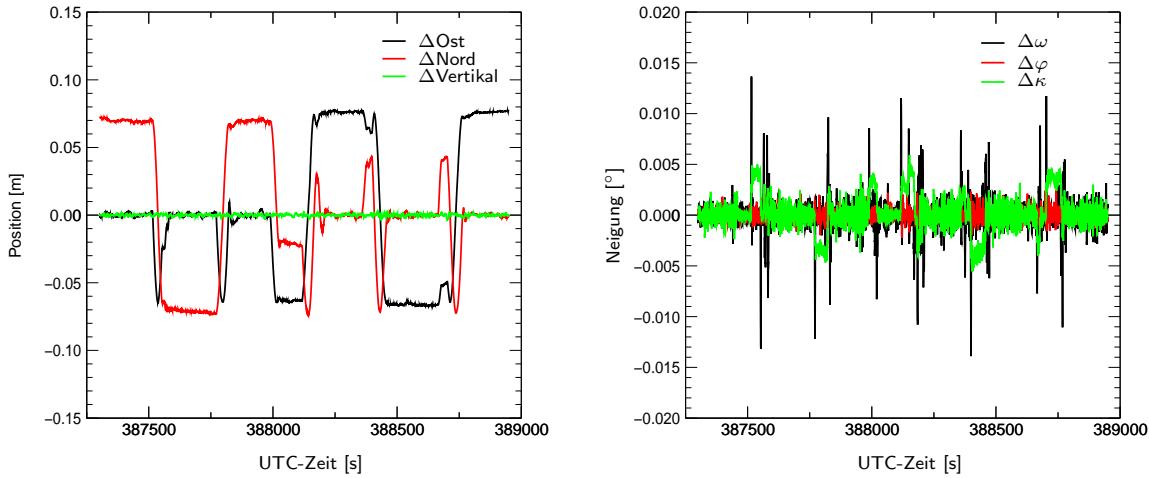


Abbildung 2: Einfluss eines Synchronisationsfehlers von 1 ms auf die Positions- (links) bzw. Neigungswinkelgenauigkeit (rechts).

durch hardwarespezifische Signallaufzeiten hervorgerufen werden. Vor allem bei INS kann es durch die interne Verarbeitung der Daten (A/D-Wandlung, Filterung, Übertragungszeit) zu größeren Verzögerungen zwischen der eigentlichen Messung und der aktuellen Ausgabezeit kommen. Diese Verzögerungen werden in der Regel durch den Hersteller bestimmt. Sie können nach (Skaloud 1999) für ein INS mittlerer Genauigkeit Werte von 50-60 ms erreichen. Für das GPS sind derartige Zeitfehler weniger problematisch, da die GPS-Messungen von vornehmlich auf die GPS-Systemzeit kalibriert werden. Eine weitere Fehlerquelle liegt in der Generierung des Kameramittenimpulses. Da vor allem bei älteren Kameras die Mittenimpulsgenerierung erst nachträglich eingebaut wurde, sind bei derartigen Systemen größere Fehler zwischen Signalzeitpunkt und tatsächlicher Bildentstehung zu erwarten. Außerdem ist der tatsächliche Zeitpunkt der Bildentstehung (maximale Verschlussöffnung) nicht genau definierbar. Weitere Fehler können bei der Übertragung der Kameramittenimpulse auftreten. Die GPS/INS-Orientierungsdaten werden mit einer konstanten Datenrate für die Kameraorientierung zur Verfügung gestellt und müssen anschließend auf die diskreten Kameraaufnahmemezeitpunkte interpoliert werden. Durch diese Interpolation kann es ebenfalls zu Fehlern in den Orientierungselementen kommen. Der Einfluss des Interpolationsfehlers in Abhängigkeit von der Datenrate der direkt gemessenen Orientierungselemente wird in Abschnitt 4.4.5 näher untersucht.

Zeitzuordnungsfehler bzw. Interpolationsfehler wirken sich in Abhängigkeit von der Bewegung des zu orientierenden Sensors unterschiedlich stark aus. Demzufolge sind die Genauigkeitsanforderungen an die Zeitzuordnung für hochdynamische Systemumgebungen (z.B. Flugzeug) wesentlich höher einzustufen als für niedriger- bis wenig dynamische Anwendungen (z.B. Landfahrzeuge). Um den Einfluss von Synchronisationsfehlern auf die direkt gemessenen Sensorpositionen bzw. -winkel für photogrammetrische Bedingungen zu untersuchen, wurde für einen Standardbildflug ein absichtlicher Synchronisationsfehler von 1 ms eingeführt und die verfälschten Orientierungselemente mit der richtigen Bahntrajektorie verglichen. Die Positions- und Winkeldifferenzen sind in der Abbildung 2 aufgezeichnet. Das dargestellte Zeitintervall umfasst insgesamt 6 photogrammetrische Streifen, wobei zunächst drei Nord-Süd- und anschließend drei West-Ost-Streifen geflogen wurden. Die Streifen wurden mäandrierend abgeflogen. Wie zuvor erwähnt wirkt sich der Zeitfehler in Abhängigkeit von der jeweiligen Dynamik in den einzelnen Komponenten unterschiedlich stark aus. Die maximalen Positionsdifferenzen treten in Flugrichtung auf. Für die Nord-Süd-Streifen tauchen die Abweichungen daher in der Nord-Komponente, für die West-Ost-Streifen in der Ost-Koordinate auf. In Richtung der Flugzeulgängsachse ist mit ca. 70 m/s der größte Anteil der Fluggeschwindigkeit vorhanden, sodass sich der 1 ms Zeitfehler in einer Positionsdifferenz von ca. 7 cm niederschlägt. Damit liegt der durch den Zeitoffset hervorgerufene Positionfehler schon im Bereich des Genauigkeitspotenzials der GPS-Positionsbestimmung und ist nicht vernachlässigbar. Quer zur Flugrichtung bzw. in Richtung der Vertikalkomponente treten während der Befliegung wesentlich geringere Geschwindigkeiten auf. Demnach wirkt sich der Zeitfehler auf diese Komponenten fast gar nicht aus. In der Orientierungswinkelbestimmung werden durch den Zeitfehler Maximalabweichungen von ca. 0.015° verursacht. Diese Werte tauchen jeweils zu Anfang und Ende der Kurvenflüge zwischen den photogrammetrischen Streifen auf. Zu diesen Zeiten

sind starke Winkeländerungen im Rollwinkel zu erwarten. Die Abweichungen im Kurswinkel betragen für die Kurvenflüge ca.  $0.005^\circ$ . Auf Grund der quasi kontinuierlichen Kursänderung während des Wendemanövers des Flugzeugs tritt dieser Betrag nicht nur am Kurvenanfang und -ende auf, sondern bleibt im Kurvenflug konstant. Während der photogrammetrischen Streifenflüge ist die Dynamik der Winkeländerungen wesentlich geringer, sodass sich der Zeitfehler in allen drei Winkeln als ein Rauschband von ca.  $\pm 0.002^\circ$  Breite auswirkt. Dieser Fehler bewirkt für eine Flughöhe von 2000 m ü.G. einen Objektpunktfehler der Größenordnung von ca. 7 cm und ist daher für genaue Anwendungen zu korrigieren.

Die obigen Ausführungen konnten den nicht zu vernachlässigenden Einfluss fehlerhafter Zeitsynchronisation auf die direkt gemessenen Orientierungselemente nachweisen. Für den Allgemeinfall der direkten Georeferenzierung für hochdynamische Anwendungen muss daher eine Zeitzuordnung besser als 1 ms gewährleistet sein. Unter der Voraussetzung bestimmter Flugbedingungen können mit den nachfolgenden Verfahren Zeitfehleranteile nachträglich detektiert und eliminiert werden:

- Wird im Rahmen der Befliegung dasselbe Gebiet zweimal in unterschiedlicher Richtung beflogen, wirken sich Zeitfehler bei der Objektpunktbestimmung bezogen auf das Geländeordinatensystem in entgegengesetzter Richtung aus und können so detektiert werden.
- Stehen genügend Punkte zur Verfügung um eine herkömmliche indirekte Orientierung der Bilder vorzunehmen kann durch den Vergleich mit den GPS/INS-Orientierungen der Zeitoffset kalibriert werden (Abschnitt 4.5.1).

Allerdings werden bei dieser Kalibrierung andere Fehlerquellen (z.B. Restsystematiken aus der AT) ebenfalls in den Zeitfehler hineingedrückt. Außerdem können nur konstante Zeitfehler bestimmt werden. Treten bei einer Befliegung zeitlich variable Offsets auf, ist keine nachträgliche rechnerische Korrektur mehr möglich.

**Kalibrierung abbildender Sensor** Verwendet man den klassischen indirekten Orientierungsansatz, so werden die Parameter der äußeren Orientierung als rechnerische Größen zusammen mit den weiteren Unbekannten (Objektraumkoordinaten, Zusatzparameter) im Rahmen einer gemeinsamen Parameterschätzung bestimmt. Diese auf der Kollinearitätsgleichung (2) beruhende Ausgleichung verwendet dazu in der Regel die durch eine Laborkammerkalibrierung bestimmten Parameter der inneren Orientierung. Im Rahmen der klassischen Ausgleichung ohne zusätzliche Beobachtungen (GPS-Projektionszentren) bzw. entsprechende Passpunktverteilung im Objektraum kann die innere Orientierung wegen der Korrelation mit der äußeren Orientierung nicht signifikant bestimmt werden (siehe oben) und wird daher als konstante Größe verwendet: Die äußere Orientierung wird in Abhängigkeit von den angenommenen Parametern entsprechend geschätzt. In der physikalischen Realität unterscheidet sich aber die verwendete Kameraorientierung von der zum Zeitpunkt der Aufnahme gültigen inneren Orientierung. Die Lage des physikalisch gültigen optischen Projektionszentrums relativ zur Bildebene stimmt mit dem mathematisch kalibrierten Projektionszentrum nicht überein. Werden nun die gewünschten Objektraumkoordinaten durch direkte Georeferenzierung unter Verwendung der idealisierten Kammerkalibrierung entsprechend bestimmt, wirken sich die Fehler in der inneren Orientierung zusätzlich zu allen anderen nicht bereinigten Systematiken unmittelbar auf die Objektpunktgenauigkeit aus.

In einer Simulation (Schenk 1999a) kann der Fehlerhaushalt in der Objektpunktbestimmung für den Fall eines synthetischen Stereobildpaars (Weitwinkelkamera, Standardüberdeckung, Flughöhe 5000 m) angegeben werden. Ähnliche Untersuchungen für einen realen Bildverband finden sich in (Cramer et al. 2000). Die hier zitierte Abschätzung nach (Schenk 1999a) geht davon aus, dass bei sechs in beiden Bildern sichtbaren Passpunkten (in den Standardpositionen des Modells) die Koordinaten zweier Kontrollpunkte A und B (im Modellbereich, von Passpunkten umgeben) sowohl über die direkte als auch über die indirekten Methode bestimmt werden. Dazu werden fehlerfreie Bildkoordinaten angenommen. Die direkt gemessene äußere Orientierung ist ebenfalls fehlerfrei bekannt, bei der indirekten Methode wird die jeweilige Orientierung im Rahmen der Ausgleichung geschätzt. Die Tabelle 2 zeigt die entsprechenden Objektpunktdifferenzen in Abhängigkeit von eingeführten Fehlern in der inneren Orientierung.

In der ersten Simulation wird ein Fehler der Kammerkonstante in der Größenordnung von  $\Delta c = 20 \mu\text{m}$  eingeführt. Dieser Fehler führt bei der direkten Orientierung zu einem Höhenfehler von ca. 70 cm. Die Lagekoordinaten bleiben unbeeinflusst, die Kammerkonstante ist nur mit der Höhenkomponente korreliert. Die Größe des Offsets in Vertikalrichtung ergibt sich unmittelbar aus der Multiplikation des Fehlers in der Kammerkonstante mit dem Bildmaßstab. Beim klassischen indirekten Orientierungsansatz wird auf Grund der fehlerhaften Kammerkonstante eine andere äußere Orientierung für die beiden Kamerastandpunkte geschätzt. Durch diese entsprechende

Simulation	Punkt- nummer	Fehler Objektpunktbestimmung [m]					
		direkte Methode			indirekte Methode		
		$\Delta X$	$\Delta Y$	$\Delta Z$	$\Delta X$	$\Delta Y$	$\Delta Z$
I $\Delta c = 20 \mu m$	A	0	0	-0.67	-0.02	-0.03	0.01
	B	0	0	-0.67	-0.02	-0.02	0.01
II $\Delta c, \Delta x_0, \Delta y_0$	A	-0.33	1.08	-1.55	-0.03	0.55	-0.85
	B	-0.33	0.33	-0.92	-0.03	-0.17	-0.22

Tabelle 2: Objektpunktgrenauigkeit in Abhängigkeit von innerer Orientierung der Kamera und Georeferenzierungsverfahren (Schenk 1999a).

neue äußere Orientierung kann der Fehler in der Kammerkonstante zu einem gewissen Anteil kompensiert werden. Werden die Bilder über die indirekte Methode orientiert und gleichzeitig die beiden Neupunkte bestimmt, ergeben sich wesentlich kleinere Abweichungen im cm-Bereich. Die Fehler tauchen jedoch in allen drei Koordinatenachsen auf. Dies deutet darauf hin, dass die eigentliche physikalische Ursache für die Objektfehler im Rahmen der Ausgleichung verwischt wird und die äußere Orientierung Fehler in der inneren Orientierung auffangen kann. Dieser Effekt wird auch in der zweiten Simulation deutlich. Hier wurden neben der fehlerhaften Kammerkonstante zusätzliche Bildhauptpunktfehler  $\Delta x_0 = -10 \mu m$ ,  $\Delta y_0 = 15 \mu m$  eingeführt. Dadurch treten für beide Orientierungsansätze Objektpunktfehler in allen drei Koordinatenachsen auf – aber auch für diese Simulation sind die Fehler beim indirekten Orientierungsverfahren kleiner als bei der Verwendung der direkten Georeferenzierung.

Die Simulation zeigt, dass das klassische indirekte Orientierungsverfahren wesentlich weniger anfällig für Fehler in der inneren Orientierung der Kamera ist. Durch die simultane Bestimmung der Parameter der äußeren Orientierung und der Neupunktkoordinaten werden Fehler in der inneren Orientierung durch die Orientierungsparameter aufgefangen. Die simultan bestimmten Orientierungselemente werden im Rahmen der photogrammetrischen Rekonstruktion des Strahlenbündels optimal bestimmt und absorbieren gleichzeitig alle Arten von nicht korrigierten Restfehlern. Daher gewinnt die innere Orientierung eines Sensors bzw. die Gesamtsystemkalibrierung bei der direkten Georeferenzierung wesentlich an Bedeutung. Alle nicht korrigierten Restfehler oder Restsystematiken wirken sich unmittelbar auf die Punktgrenauigkeit aus. Die direkte Georeferenzierung stellt demnach sehr viel höhere Anforderungen an die Genauigkeit und Stabilität der Kalibrierung des zu orientierenden Sensors. Das in der klassischen Photogrammetrie übliche Verfahren der Selbstkalibrierung der Kamera steht für die direkte Georeferenzierung zunächst nicht mehr zur Verfügung. Alle Systemfehler müssen a priori bekannt sein.

## 2.2 Grundlagen des Globalen Satellitenpositionierungssystems GPS

Das Globale Positionierungssystem (GPS) ist ein von den amerikanischen Streitkräften ursprünglich für militärische Anwendungen entwickeltes passives Funknavigationssystem. Es basiert auf Laufzeitmessungen von Funksignalen, welche von Satelliten, die die Erde umkreisen, ausgestrahlt werden und von den entsprechenden Empfängern der individuellen Nutzer empfangen werden können. Diese Beobachtungen erlauben die dreidimensionale Positions-, Geschwindigkeits- und unter bestimmten Voraussetzungen (spezielle Empfänger mit mehreren Empfangsantennen bzw. Kombination von mehreren Einzelempfängern) auch Neigungsbestimmung mit hoher absoluter und konsistenter Genauigkeit über die gesamte Erde, zu jeder Tages- und Nachtzeit, praktisch unabhängig von den aktuellen Wetterbedingungen.

Das Gesamtsystem lässt sich in drei verschiedene Bereiche unterteilen:

- Raumsegment
- Nutzersegment
- Kontrollsegment

Das mittlerweile für operationell erklärte Raumsegment (seit 1994) umfasst im Allgemeinen 24 aktive Satelliten in sechs Bahnebenen, wovon jede 4 Satelliten enthält. Die genaue Anzahl aktiver Satelliten ist variabel und vom jeweiligen Systemzustand abhängig. Der Bahnradius der nahezu kreisförmigen Satellitenbahnen beträgt

26500 km um das Geozentrum. Die Inklination ist  $55^\circ$ . Bei einer Umlaufzeit von 12 h (Sternzeit) stehen demnach für jeden Anwender auf der Erde normalerweise 6 bis 11 Satelliten mit einer Elevation  $> 5^\circ$  zur Navigation zur Verfügung. Seitens des Systembetreibers wird allerdings nur die Verfügbarkeit von 4 Satelliten garantiert. Die von den Satelliten ausgesendeten Signale sind auf zwei Trägerwellen aufmoduliert, deren Frequenzen (L1-Band: 1227.60 MHz, L2-Band: 1575.42 MHz) durch Multiplikation der Grundfrequenz der im Hochfrequenzbereich (10.23 MHz) arbeitenden Satellitenoszillatoren abgeleitet sind (Spilker jr. 1980). Im Einzelnen sind dies der weniger genaue C/A-Code (L1-Frequenz) und der genaue P-Code (L1- und L2-Frequenz). Mittlerweile ist der P-Code zum Y-Code verschlüsselt worden, der nur autorisierten Nutzern zur Verfügung steht (sog. A/S, Antispoofing). Neben den Navigationssignalen werden zusätzliche Bahn- und Systemdaten ausgestrahlt (Dierendonck et al. 1980).

A/S ist zusammen mit der sogenannten “selective availability” (S/A) ein Verfahren zur bewussten Einschränkung der Echtzeitpositionierungsgenauigkeit seitens des amerikanischen Verteidigungsministeriums. Während bei A/S durch Verschlüsselung die genaue P-Code Messung den zivilen Anwendern nicht mehr zugänglich ist, besteht die Funktionsweise von S/A darin, dass sowohl die GPS-Grundfrequenz mit kurz- und langwelligen Fehleranteilen überlagert ( $\delta$ -Prozess) als auch die Bahn- und Satellitenuhrkorrekturdaten in der Ephemeriden-nachricht künstlich verfälscht werden ( $\epsilon$ -Prozess)<sup>7</sup>.

Das Kontrollsegment besteht aus mehreren Monitorstationen, einer Hauptkontrollstation und mehreren Bodenantennen, über die der Kontakt zu den Satelliten hergestellt wird. Hauptaufgabe dieses Bodensegments ist die Kontrolle der Satelliten auf ihre Funktionsfähigkeit, die Korrektur der Satellitenbahnen, die Vorausberechnung der Satellitenbahnpараметer und des Satellitenuhrenverhaltens und das Einspeisen der berechneten Bahndaten und Uhrenparameter in die Satellitenehemeriden-nachricht zur Weitergabe an die jeweiligen Nutzer.

Das Nutzersegment schließlich wird gebildet von allen denjenigen Nutzern, die die Beobachtungen der GPS-Satelliten zur eigenen Positionierung oder zur hochgenauen Zeitübertragung verwenden.

### 2.2.1 Beobachtungsgleichungen

Die grundlegenden Beobachtungsgrößen sind Pseudoentfernungsmeßungen  $p$  und Trägerphasenmeßungen  $\Phi$ . Die zugehörigen Beobachtungsgleichungen sind bekannt und in (4) und (5) gegeben (z.B. (Hofmann-Wellenhof et al. 1992), (Wells (ed.) 1987)).

$$p_R^S = \rho_R^S + c \cdot (dt - dT) + d_\rho + d_{ion} + d_{trop} + \epsilon_p \quad (4)$$

$$\Phi_R^S = \rho_R^S + c \cdot (dt - dT) + \lambda N + d_\rho - d_{ion} + d_{trop} + \epsilon_\Phi \quad (5)$$

Durch die Laufzeitfestlegung der Codemessung kann die Entfernung  $p_R^S$  vom Empfänger  $R$  zum jeweiligen Satelliten  $S$  berechnet werden. Sie ergibt sich als Produkt zwischen  $p_R^S = c \cdot (t_i^R - T_i^S)$ , wobei  $c$  die Lichtgeschwindigkeit,  $T_i^S$  die Satellitenuhr und  $t_i^R$  die Empfängeruhr bezeichnet. Da bei dieser Messung die Differenz zwischen den beiden Uhren berücksichtigt werden muss und zusätzlich die Geschwindigkeit des Signals nicht gleich der Lichtgeschwindigkeit im Vakuum ist, wird  $p_R^S$  Pseudoentfernung oder Pseudorange genannt. Neben den bei einer Ortsbestimmung unbekannten Standpunktkoordinaten ist demnach im Rahmen der GPS-Positionierung mittels Pseudoentfernungsmeßungen auch ein zusätzlicher Uhrenoffset mitzubestimmen. Daher müssen mindestens vier gleichzeitige Pseudoentfernungsmeßungen zu verschiedenen Satelliten vorliegen, um alle vier unbekannten Parameter eindeutig zu bestimmen (sog. Navigationslösung, Abbildung 3). Dieses Verfahren zur absoluten Positionsbestimmung wird hauptsächlich in der Navigation zur Einzelpunktbestimmung verwendet, wenn die Ergebnisse mit eingeschränkter Genauigkeit in Echtzeit vorliegen müssen, wobei die Positionsfehler von verbleibenden Modellfehlern überlagert werden: Satellitenpositionsfehler  $d_\rho$ , ionosphärische bzw. troposphärische Fehlereinflüsse  $d_{ion}$ ,  $d_{trop}$  und die Satelliten- und Empfängeruhrenfehler  $dt$ ,  $dT$ . Diese Einflüsse müssen modelliert werden. Stattdessen kann aber auch zu einem differenziellen Prozessierungsansatz übergegangen werden, der obige Fehlereinflüsse eliminiert bzw. signifikant reduziert werden kann.

Die Trägerphasenmeßung wird durch den Vergleich des im Empfänger generierten Referenzsignals mit dem vom Satelliten empfangenen frequenzverschobenen Signal gewonnen. Der Vergleich der Phasenlage zwischen beiden Signalen ist nur innerhalb einer Wellenlänge (L1:  $\lambda_1 = 19.05$  cm, L2:  $\lambda_2 = 24.45$  cm) möglich, d.h.

<sup>7</sup>Mit Wirkung zum 2. Mai 2000 wurde bis auf Weiteres die Degradation der Positionierungsgenauigkeit durch S/A außer Kraft gesetzt (siehe z.B. (Marel 2000)).

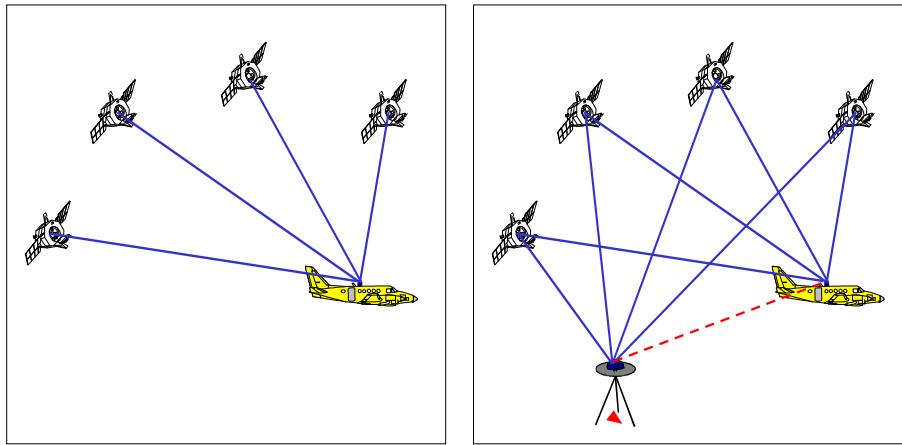


Abbildung 3: Prinzip der absoluten und relativen GPS-Positionierung (Navigationslösung (links), Differentielle Positionierung (rechts)).

nur der Bruchteil einer Wellenlänge kann mit einer sehr hohen Auflösung von ca. 1-2 mm gemessen werden. Die ganzzahlige Anzahl  $N$  von vollständigen Wellenzügen zwischen Empfänger und Satellit ist zunächst unbekannt (5). Man spricht daher auch von der Phasenmehrdeutigkeit bzw. Ambiguity. Diese Mehrdeutigkeit ist für jeden Satellit verschieden, bleibt aber konstant, solange während der Messung keine Signalunterbrechungen oder Phasensprünge (“cycle slips”) auftreten. Ähnlich wie bei der Pseudoentfernungsmessung müssen auch für die Phasenbeobachtungen die in der Beobachtungsgleichung aufgeführten Fehlerterme modelliert bzw. durch Differenzbildung eliminiert werden, um höchste Positionierungsgenauigkeiten zu erreichen. Wesentlich für die Phasenbeobachtung ist vor allen Dingen die korrekte Bestimmung der Phasenmehrdeutigkeit  $N$ . Dazu gibt es verschiedene Lösungsansätze, auf die an dieser Stelle nur hingewiesen werden kann (z.B. (Han & Rizos 1997), (Tiberius et al. 1997), (Landau & Euler 1992), (Hatch 1990)). Wichtige Bedeutung hat heute vor allem die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten während der Bewegung des Empfängers (sogenannte “on-the-fly” (OTF)-Algorithmen) gewonnen. Diese Verfahren ermöglichen es, zu Beginn der Messkampagne auf statische Initialisierungsphasen durch eine Basislinienbeobachtung für die Bestimmung der Ambiguitäten zu verzichten, was die Operationalität des GPS für hochkinematische Anwendungen wesentlich erhöht hat. Wichtige Resultate von Untersuchungen zur Qualität derartiger kommerziell verfügbarer OTF-Software in flugzeuggestützten Anwendungen sind unter anderem in (Schiele 1997) und (Ackermann 1996) dokumentiert. In Abschnitt 4.4.2 werden ähnliche Untersuchungen vorgenommen.

Wie bereits mehrfach erwähnt bietet der Übergang von der absoluten zur relativen Positionsbestimmung die Möglichkeit, die Genauigkeit der Positionsbestimmung wesentlich zu steigern ohne die in (4) und (5) angegebenen Fehlergrößen modellieren zu müssen. Der Grund liegt darin, dass sich Fehler bei benachbarten Empfängern ähnlich auf die gleichzeitig von den Satelliten ausgesendeten Signalen auswirken und somit durch Linearkombination der Beobachtungen aus den Gleichungen eliminiert werden können. Eine Darstellung für das Prinzip dieser Auswertestrategie ist in Abbildung 3 dargestellt und eine anschauliche Beschreibung sei im Folgenden gegeben. Ein zusätzlicher Empfänger (Referenzstation) wird auf einem bekannten Punkt installiert und beobachtet simultan zu dem zu positionierenden Empfänger (Rover). Dadurch kann der Einfluss der obigen Fehlerterme für die Referenzstation exakt berechnet werden. Bringt man diese Korrekturen nun auch an den Beobachtungen des Rover-Empfängers an, so wird dessen Positionierungsgenauigkeit signifikant gesteigert. Der Standpunkt des Rover-Empfängers wird nun nicht mehr absolut, sondern relativ zu dem Referenzempfänger bestimmt. Man bezeichnet dieses Positionierungsverfahren auch als differenzielles GPS (DGPS). Initiiert von der Arbeitsgemeinschaft deutscher Vermessungsverwaltungen (AdV) wird mittlerweile ein stationäres Netz von GPS-Permanentstationen in Deutschland installiert, das in seiner Endausbaustufe die gesamte Landesfläche engmaschig abdecken soll (sog. Satelliten-Positionierungsdienst der deutschen Landesvermessung SAPOS (Hankemeier 1997)). Diese Permanentstationen bestimmen fortwährend die differenziellen Korrekturwerte und stellen sie den Anwendern in Echtzeit über Funk (UKW, LW) oder im nachträglichen Datenaustausch zur Verfügung. Demnach ist es in Zukunft möglich, unter Verwendung der Beobachtungen dieser Permanentstationen mit nur einem Empfänger differenzielle GPS-Auswertungen vornehmen zu können.

Bei differenziellen GPS-Auswertungen werden keine rohen Phasen- und Pseudorangemessungen mehr ausgewertet; vielmehr verwenden diese Auswertekonzepte Linearkombinationen der fundamentalen GPS-Beobachtungen

auf den Trägerfrequenzen L1 und L2. Solche Kombinationen können z.B. aus den Beobachtungen eines Trägers zu unterschiedlichen Empfängern ( $\Delta$ -Symbol), Satelliten ( $\nabla$ -Symbol) oder Epochen ( $\delta$ -Symbol) gebildet werden. Je nachdem wie oft diese Beobachtungen differenziert werden spricht man von Einfach- und Mehrfachdifferenzen. Hauptzweck dieser Differenzenbildung ist die Eliminierung oder zumindest die signifikante Reduktion des Einflusses der Bahnfehler, der Satelliten- und Empfängeruhrenfehler und im Fall von Dreifachdifferenzen für Phasenbeobachtungen auch der Mehrdeutigkeitsparameter  $N$ . Werden dabei alle mathematischen Korrelationen zwischen den abgeleiteten differenzierten Beobachtungen berücksichtigt, so führt die Auswertung zu denselben Ergebnissen wie die Berechnung mit den ursprünglichen Beobachtungen unter entsprechender Modellierung aller Fehlereinflüsse (Beutler et al. 1990).

Die Differenz zweier GPS-Beobachtungen auf ein und derselben Trägerfrequenz, gemessen auf zwei verschiedenen Standpunkten (Referenzstation, Rover-Empfänger) zu derselben Epoche zum gleichen Satelliten bezeichnet man mit Empfängereinfachdifferenz oder Einfachdifferenz. Durch die Differenzenbildung von (4) und (5) erhält man (6) und (7).

$$\Delta p_R^S = \Delta \rho_R^S + c \Delta dT + \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \epsilon_{\Delta p} \quad (6)$$

$$\Delta \Phi_R^S = \Delta \rho_R^S + c \Delta dT + \lambda \Delta N - \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \epsilon_{\Delta \Phi} \quad (7)$$

Über diese Differenzenbildung werden die Fehler der Satellitenuhr  $dT$  eliminiert und sowohl Satellitenbahnfehler als auch atmosphärischen Einflüsse zu einem großen Teil reduziert. Voraussetzung ist, dass die Basis zwischen den beiden an der Differenzbildung beteiligten Empfängern im Verhältnis zu der Entfernung zum beobachteten Satelliten klein ist.

Die Doppeldifferenz oder Empfänger-Satellit-Doppeldifferenz, d.h. die Differenz zweier Einfachdifferenzen mit zwei verschiedenen Satelliten, eliminiert zusätzlich den Einfluss der Empfängeruhrenfehler  $dT$  ((8) und (9)).

$$\nabla \Delta p_R^S = \nabla \Delta \rho_R^S + \nabla \Delta d_{ion} + \nabla \Delta d_{trop} + \epsilon_{\nabla \Delta p} \quad (8)$$

$$\nabla \Delta \Phi_R^S = \nabla \Delta \rho_R^S + \lambda \nabla \Delta N - \nabla \Delta d_{ion} + \nabla \Delta d_{trop} + \epsilon_{\nabla \Delta \Phi} \quad (9)$$

Es verbleiben dennoch Terme in den Beobachtungsgleichungen, welche die Restfehler auf Grund atmosphärischer Einflüsse beschreiben. Der Betrag dieser Terme ist korreliert mit der Entfernung beider GPS-Empfänger. Streng genommen fallen diese Glieder nur dann aus den Gleichungen heraus, wenn die GPS-Signale exakt den gleichen atmosphärischen Bedingungen unterliegen. Dieses ist nur dann der Fall, wenn sich sowohl der Referenz- als auch der unbekannte Empfänger an einem identischen Standpunkt befinden. Die zweifach differenzierte Phasenmessung nach (9) ist die grundlegende Auswertegröße für hochgenaue geodätische und photogrammetrische GPS-Auswertungen.

Nur der Vollständigkeit halber sei die Dreifachdifferenz zwischen zwei Doppeldifferenzen zu zwei verschiedenen Zeitpunkten erwähnt. Für dreifach differenzierte Phasenbeobachtungen  $\delta \nabla \Delta \Phi_R^S$  fällt zusätzlich zu den in der Doppeldifferenz bereits eliminierten Termen der unbekannte Mehrdeutigkeitsparameter  $N$  heraus. Neben der Eliminierung der Mehrdeutigkeiten hat diese Differenz den Vorteil, dass sich Phasensprünge sehr einfach aufdecken lassen und somit eine automatische Korrektur der Beobachtungen um die aufgedeckten Phasensprünge möglich wird.

Zusammenfassend lässt sich bezüglich der GPS-Datenprozessierung Folgendes festhalten: Die Genauigkeit der Positionsbestimmung ist im Wesentlichen abhängig von der gewählten GPS-Beobachtungsgröße und dem gewählten Auswertekonzept. Zusätzliche genauigkeitsbeeinflussende Effekte sind von der aktuellen Testkonfiguration und Satellitengeometrie abhängig. Weitere Einflussgrößen, auf die in diesem Zusammenhang nicht eingegangen wird, sind z.B. Mehrwegeeffekte, Empfängerermessrauschen und Variationen der Antennenphasenzentren. Durch die hochkinematische Umgebung bei flugzeuggestützten Anwendungen sind die Beobachtungen sehr anfällig für Phasensprünge, und durch Abschattungen während der Kurvenflüge treten häufige Signalabrisse auf. Daher sind die in der Tabelle 3 (nach (Schwarz 1995) und (Cannon 1994)) angegebenen Genauigkeiten der GPS-Positionierung nur als Richtwerte zu verstehen, die im Einzelfall, je nach aktueller Testkonfiguration, variieren können.

Prozessierungsmodell	Basislinienlänge [km]	Genauigkeit [m]
Pseudorange (nur 1 Empfänger)	-	100 - 150 <sup>a</sup>
Phaseneglättete Pseudorange (differenziell)	10	0.5 - 4
	500	3 - 8
Phasenlösung (differenziell)	10	0.05 - 0.3
	50	0.15 - 0.4
	200 <sup>b</sup>	0.15 - 0.4

<sup>a</sup>Genauigkeit ergibt sich unter Einfluss von S/A.

<sup>b</sup>Unter Verwendung präziser Bahndaten.

Tabelle 3: Genauigkeit der GPS-Positionierung.

### 2.2.2 Dynamische GPS-Fehlermodellierung

Die GPS-Beobachtungen liegen zu diskreten Zeitpunkten vor. Üblich sind Datenraten im Bereich von 1-10 Hz für kinematische Anwendungen. Um dennoch eine kontinuierliche GPS-Trajektorie zu bekommen, wird für ein gewähltes Zeitintervall  $\Delta t$  die Annahme konstanter Beschleunigung bzw. konstanter Geschwindigkeit getroffen. Das dynamische Modell für den GPS-Zustandsvektor enthält dann sechs Parameter

$$\mathbf{x}^e = (\delta x^e, \delta y^e, \delta z^e, \delta v_x^e, \delta v_y^e, \delta v_z^e)^T \quad (10)$$

und ergibt sich für den Fall einer konstanten Geschwindigkeitsannahme (Schwarz et al. 1989) zu

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{x}^e \\ \delta \dot{y}^e \\ \delta \dot{z}^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v_x^e \\ \delta v_y^e \\ \delta v_z^e \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} \delta \ddot{v}_x^e \\ \delta \ddot{v}_y^e \\ \delta \ddot{v}_z^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Der Vektor  $\mathbf{w} = (w_1, w_2, w_3)^T$  berücksichtigt das durch störende Beschleunigungen hervorgerufene Prozessrauschen. In dem dynamischen Modell werden die Geschwindigkeiten zur Vorhersage der neuen Bahnposition genutzt, die Trägerphasenmessungen liefern die Aktualisierungsinformationen. Sind die Vieldeutigkeiten der Trägerphasenmessung zu Beginn der Messung nicht bekannt bzw. gehen die Vieldeutigkeiten im Verlauf der Messung durch Signalabriß verloren, so kann der Zustandsvektor um entsprechende Korrekturterme für die Vieldeutigkeiten ergänzt werden.

## 2.3 Grundlagen zur Inertialnavigation

Trägheitsnavigationssysteme oder auch Inertialnavigationssysteme (INS) (von lat. *inertia* - Trägheit) sind Messsysteme, die ursprünglich für die Navigation von Flugzeugen oder Schiffen entwickelt wurden. Sie machen sich das Prinzip der Massenträgheit von Körpern gegenüber linearen Beschleunigungen und Drehbeschleunigungen zu Nutze und leiten aus den gemessenen Beschleunigungen durch einfache Integration die Geschwindigkeit und durch zweifache Integration die Position des Systems ab. Als notwendige Messsensoren werden dafür Beschleunigungsmesser und Kreisel verwendet, wobei die Kreisel die notwendigen Richtungsinformationen für die Beschleunigungsmesser liefern. Erste Versuche, die Messung von Beschleunigungen zur Bestimmung von zurückgelegten Wegstrecken zu verwenden (sog. Koppelnavigation), wurden seit den zwanziger Jahren dieses Jahrhunderts vor allem in Deutschland vorgenommen. Dennoch dauerte es bis in die sechziger Jahre, bis ausgereifte Trägheitssysteme zunächst den militärischen Nutzern, später auch im zivilen Bereich zur Verfügung

standen. Durchbruch für die Inertialnavigation waren die Tauchfahrten des US-amerikanischen U-Bootes "Nau-tilus" unter dem nördlichen Polareis im Jahre 1958. Mittlerweile befinden sich in fast allen militärischen und zivilen Flugzeugen hochwertige Inertialnavigationssysteme.

Um die Navigation im dreidimensionalen Raum zu ermöglichen werden in einem INS drei Beschleunigungsmesser zur Bestimmung der Beschleunigungen in drei Raumrichtungen benötigt. Da sich diese Beschleunigungsmessungen in der Regel zunächst nicht auf das für die Navigation gewünschte Koordinatensystem beziehen, müssen die Beschleunigungen in dieses System transformiert werden. Dazu wird zu jedem Messzeitpunkt  $t_i$  die Ausrichtung der Sensoren im Raum mit sogenannten Kreiseln (Gerät zur Messung von Drehbewegungen im Sinne der Inertialtechnik) gemessen. Für die drei Drehachsen ist demnach ein Satz von drei Kreiseln notwendig.

Je nach Anordnung der Beschleunigungsmesser und Kreiselgeräte sind die Inertialnavigationssysteme in verschiedene Typenklassen eingeteilt (Lawrence 1993):

- Plattformsystem, halbanalytisches System
  - raumorientierte Version (sog. "space-stabilized")  
Die Messachsen behalten während des gesamten Einsatzes ihre Orientierung bezüglich des Inertialraums bei.
  - erdorientierte Version (sog. "local-level")  
Die Messachsen werden während der Messung nachgeführt. Die vertikale Achse bleibt dabei im lokalen Lot, die Nordachse liegt in der lokalen Meridianebene.

Wesentliches Merkmal der Plattformsysteme ist die raumfeste Lage der Sensoren unabhängig von der Fahrzeuggbewegung. Die Sensoren sind auf einer Plattform angebracht, die durch eine kardanische Aufhängung von dem Trägerfahrzeug und seinen Bewegungen entkoppelt ist (Abbildung 4). Wegen der weitgehend raumfesten Lage müssen die Sensoren daher nur für einen kleinen Messbereich ausgelegt werden, in dem sie dann sehr genau messen können. Bei einem erdorientierten System z.B. arbeiten die Beschleunigungsmesser der XY-Ebene des Horizontsystems in einem Bereich frei von der Erdbeschleunigung, der Z-Beschleunigungssensor immer um 1 g. Allerdings führt der hohe mechanische Aufwand für die kardanische Aufhängung zu hohen Kosten für derartige Systeme. Die Systeme sind wegen ihrer Komplexität relativ empfindlich, wegen der notwendigen Mechanik verschleißanfällig und daher mit einer erhöhten Ausfallwahrscheinlichkeit behaftet. Außerdem scheint die Inertialtechnologie im Bereich der Plattformsysteme mittlerweile ausgereizt zu sein, da sich seit vielen Jahren nur noch kleine Fortschritte in Genauigkeit und Preis abzeichnen.

- Trägerorientiertes oder "strap-down" System, analytisches System  
Im Gegensatz zu den oben beschriebenen Plattformsystemen sind hier die Messachsen fest mit dem Trägerfahrzeug verbunden (engl. "strap-down" - angeschnallt) und demnach werden alle Bewegungen des Fahrzeugs von dem INS mitgemacht (Abbildung 5). Somit ist für diese Systeme keine aufwendige Mechanik notwendig (hohe Robustheit und Zuverlässigkeit) und sie können wesentlich günstiger produziert werden. Allerdings müssen die Sensoren einen entsprechend größeren Messbereich aufweisen, da sie der vollen Dynamik des Bewegungs- und Vibrationsspektrums des Fahrzeuges ausgesetzt sind. Dadurch werden die Messungen durch störende Nebeneffekte verfälscht. Das führt dazu, dass strap-down Systeme noch nicht in die Genauigkeitskategorien hochgenauer Plattformsysteme vorstoßen können.

Die Entwicklung neuer Drehratensensoren und Beschleunigungsmesser, die im Vergleich zu konventionellen mechanischen Systemen kleiner und billiger sind, führt vor allem in den Anwendungsbereichen mit niedrigen und mittleren Genauigkeitsanforderungen zu einer Verdrängung der Plattformsysteme durch die strap-down Systeme. Dieser Trend wird sich in Zukunft verstärkt fortsetzen, da sich besonders in der Kreiseltechnik noch ein großes Entwicklungspotenzial was Preis und Miniaturisierung angeht abzeichnet.

Alternativ zu der oben vorgestellten Klassifikation von INS gemäß ihrer technischen Realisierung können die Systeme auch nach ihren Positionierungs- und Neigungsgenauigkeiten eingestuft werden. Je nach Positionsfehler (Ablage), der sich nach einer Stunde ungestützter Navigation ergibt, werden die Systeme in drei verschiedene Kategorien eingeteilt (Tabelle 4, (Schwarz et al. 1994)): Systeme hoher Genauigkeit (Ablage deutlich unter 1 nautischen Meile (nm) nach 1 h ungestützter Navigation), mittlerer Genauigkeit (Ablage im Bereich 1 nm/h) und niedriger Genauigkeit mit Positionsfehlern von mehreren 100 km/h. Die angegebenen Neigungsgenauigkeiten beziehen sich auf die Genauigkeit des Roll- und Nickwinkels. Für den Kurswinkel sind um den Faktor 3-5 schlechtere Genauigkeiten anzunehmen. Da die Absolutgenauigkeit zeitabhängig ist, sind neben den Fehlern

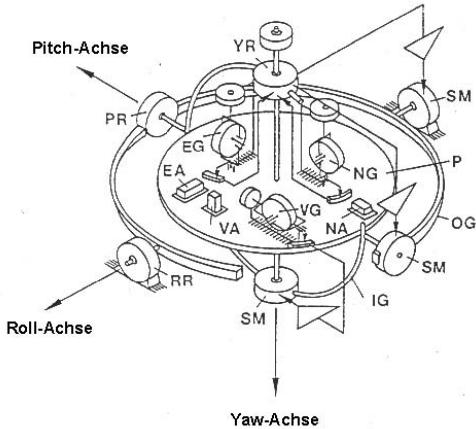


Abbildung 4: Schematische Ansicht Plattform INS.

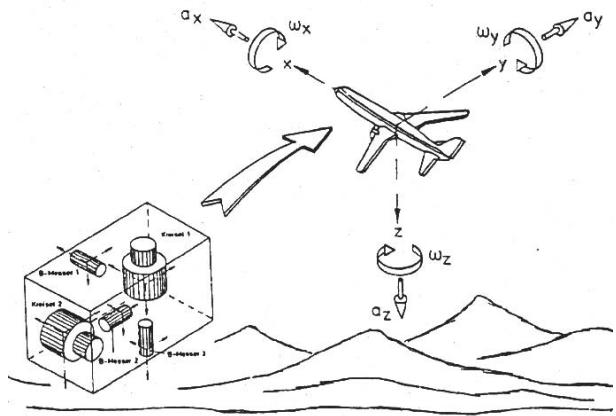


Abbildung 5: Schematische Ansicht strap-down INS.

nach 1 h Navigation auch die Genauigkeiten für das 1 min bzw. 1 s Intervall aufgeführt. Dieses systematische Fehlerverhalten wird durch die Bestimmung der Positionen und Neigungen im Rahmen eines Integrationsprozesses verursacht. Verwendet man jedoch geeignete externe Stützinformationen, so können die zeitabhängigen Fehler fast vollständig eliminiert werden. Im Idealfall sind dann für INS der hohen bzw. mittleren Kategorie Genauigkeiten im Bereich des 1 s Intervalls möglich (Schwarz 1995). Wegen des hohen Sensorrauschen können für Systeme der unteren Genauigkeitsklasse diese Werte auch bei geeigneter Stützinformation nicht erreicht werden. Wie bereits erwähnt finden sich in der hohen Genauigkeitskategorie fast ausschließlich Plattformsysteme, wohingegen es sich in den beiden anderen Klassen im Wesentlichen um strap-down Systeme handelt. Das schlägt sich auch in den als groben Richtwert zu verstehenden angegebenen Preisen nieder.

Zeitintervall	Systemgenauigkeit		
	hoch	mittel	niedrig
Position			
1 h	300 - 500 m	1 - 3 km	200 - 300 km
1 min	0.3 - 0.5 m	0.5 - 3 m	30 - 50 m
1 s	0.01 - 0.02 m	0.03 - 0.1 m	0.3 - 0.5 m
Neigung [°]			
1 h	$3 - 8 \cdot 10^{-3}$	0.01 - 0.05	1 - 3
1 min	$0.3 - 0.5 \cdot 10^{-3}$	$4 - 5 \cdot 10^{-3}$	0.2 - 0.3
1 s	$< 0.3 \cdot 10^{-3}$	$3 - 5 \cdot 10^{-3}$	0.01 - 0.03
Preis (US\$)	~1000000	~100000	~10000

Tabelle 4: Genauigkeitsklassen für INS.

### 2.3.1 Prinzip der Positions- und Neigungsbestimmung mit INS

Der Grundgedanke für die Inertialmessung liegt im 2. Axiom Newtons begründet, wonach eine Kraft  $\mathbf{f}$  sich aus dem Produkt von Masse  $\mathbf{m}$  und Beschleunigung  $\mathbf{a}$  bestimmen lässt.

$$\mathbf{f} = \mathbf{m} \cdot \mathbf{a} \quad (13)$$

Die Beschleunigung  $\mathbf{a}$ , als eine auf eine Längeneinheit gestützte Größe, wird demnach nicht durch einen Längemaßstab bestimmt, sondern unter Anwendung von (13) durch die Beobachtung der bei einer Beschleunigung

einer Masse auftretenden Trägheitskräfte (Inertialkräfte) gewonnen. Voraussetzung für die Gültigkeit des Axioms ist, dass der mit der beschleunigten Bewegung verbundene Reaktionsvorgang zwischen Kraft  $\mathbf{f}$  und Masse  $\mathbf{m}$  in einem inertialen Bezugssystem stattfindet. In einem derartigen Inertialsystem sind Körper der Masse  $\mathbf{m}$  beschleunigungsfrei, es sei denn, äußere Kräfte wirken auf sie ein.

Auf dieser Grundlage lassen sich nun die Differenzialgleichungen, die den Zusammenhang zwischen der momentanen Beschleunigung  $\mathbf{a}(t)$  eines Körpers, seiner momentanen Geschwindigkeit  $\mathbf{v}(t)$  und momentanen Position  $\mathbf{r}(t)$  beschreiben wie folgt formulieren:

$$\begin{aligned}\mathbf{v} &= \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \dot{\mathbf{r}} \\ \mathbf{a} &= \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \ddot{\mathbf{v}} = \frac{d^2 \cdot \mathbf{r}}{dt^2} = \ddot{\mathbf{r}}\end{aligned}\quad (14)$$

Ausgehend von kontinuierlich (Folge kurzer Zeitintervalle) gemessenen momentanen Beschleunigungen  $\mathbf{a}(t)$  ergibt sich für den Zeitraum von  $t - t_0$  die momentane Geschwindigkeit

$$\mathbf{v} = \int_{t_0}^t \mathbf{a} \cdot dt + \mathbf{v}_0 \quad (15)$$

und Position

$$\mathbf{r} = \int_{t_0}^t \mathbf{v} \cdot dt + \mathbf{r}_0 = \int_{t_0}^t \left( \int_{t_0}^t \mathbf{a} \cdot dt \right) \cdot dt + \mathbf{v}_0 \cdot (t - t_0) + \mathbf{r}_0 . \quad (16)$$

Mit Startgeschwindigkeit  $\mathbf{v}(t_0) = \mathbf{0}$  vereinfacht sich (16) schließlich zu

$$\mathbf{r} = \int_{t_0}^t \left( \int_{t_0}^t \mathbf{a} \cdot dt \right) \cdot dt + \mathbf{r}_0 . \quad (17)$$

Überträgt man die obigen grundlegenden Beziehungen nun auf ein bewegtes Objekt auf der Erdoberfläche, so ist zusätzlich der Einfluss des Gravitationsfeldes zu berücksichtigen. Für ein bewegtes Objekt im Erdgravitationsfeld findet sich demnach folgende Differenzialgleichung 2. Ordnung, die den zeitlichen Zusammenhang zwischen den gemessenenen linearen Beschleunigungen und den Drehraten berücksichtigt. Es gilt

$$\ddot{\mathbf{r}}^i = \mathbf{f}^i + \mathbf{g}^i , \quad (18)$$

mit  $\mathbf{r}^i$  als Position des Objekts,  $\mathbf{f}^i$  als der gemessenen linearen Beschleunigung und  $\mathbf{g}^i$  als der Gravitationsbeschleunigung. Alle Größen beziehen sich auf das Inertialkoordinatensystem ( $i$ -System). Die Differenzialgleichung (18) lässt sich in ein System von Differenzialgleichungen erster Ordnung überführen:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}^i &= \mathbf{v}^i \\ \dot{\mathbf{v}}^i &= \mathbf{f}^i + \mathbf{g}^i\end{aligned}\quad (19)$$

Die gemessenen linearen Beschleunigungen  $\mathbf{f}^b$  beziehen sich zunächst nicht auf das Inertialsystem  $i$  sondern auf das körperbezogene  $b$ -System. Sie werden daher über eine orthogonale Transformationsmatrix  $\mathbf{R}_b^i$  vom Körpersystem  $b$  in das Inertialsystem  $i$  transformiert:

$$\mathbf{f}^i = \mathbf{R}_b^i \cdot \mathbf{f}^b \quad (20)$$

$\mathbf{R}_b^i$  ergibt sich aus

$$\dot{\mathbf{R}}_b^i = \mathbf{R}_b^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b , \quad (21)$$

mit  $\boldsymbol{\Omega}_{ib}^b$  als schiefsymmetrischer Matrix der gemessenen Drehgeschwindigkeiten  $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  vom  $b$ -System relativ zum  $i$ -System. Ähnlich wie in (20) kann mit der Transformation  $\mathbf{R}_e^i$  der Gravitationsvektor  $\mathbf{g}^e$  im erdbezogenen  $e$ -System im  $i$ -System ausgedrückt werden:

$$\mathbf{g}^i = \mathbf{R}_e^i \cdot \mathbf{g}^e \quad (22)$$

Damit liegen alle Größen aus (19) vor und die Bewegungsgleichungen für einen Körper bezogen auf das Inertialsystem  $i$  ergeben sich wie folgt:

$$\dot{\mathbf{x}}^i = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^i \\ \dot{\mathbf{v}}^i \\ \dot{\mathbf{R}}_b^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}^i \\ \mathbf{R}_b^i \cdot \mathbf{f}^b + \mathbf{R}_e^i \cdot \mathbf{g}^e \\ \mathbf{R}_b^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \end{bmatrix} \quad (23)$$

Gleichung (23) liefert als Ergebnis die Navigationsgrößen (Position, Geschwindigkeit, Lage) des Körpers im  $i$ -System. Da im Regelfall die Navigationsrechnung, auch Mechanisierung genannt, in einem erdbezogenen Koordinatensystem vorgenommen wird – üblicherweise wird die Navigation in Bezug zur Erdoberfläche durchgeführt – müssen die Navigationsgrößen  $\mathbf{r}^i, \mathbf{v}^i, \mathbf{R}_b^i$  in ein erdfestes System (z.B. lokales System  $l$ , geozentrisches System  $e$ ) transformiert werden. Ohne Angabe der einzelnen Zwischenschritte (Wei & Schwarz 1990a) kann so aus (23) das lineare Differenzialgleichungssystem für die Bewegung eines Körpers im  $e$ -System abgeleitet werden (24):

$$\dot{\mathbf{x}}^e = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^e \\ \dot{\mathbf{v}}^e \\ \dot{\mathbf{R}}_b^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}^e \\ \mathbf{R}_b^e \cdot \mathbf{f}^b - 2 \cdot \Omega_{ie}^e \cdot \mathbf{v}^e + \mathbf{g}^e \\ \mathbf{R}_b^e \cdot (\Omega_{ie}^b + \Omega_{ib}^b) \end{bmatrix}, \quad (24)$$

wobei  $\Omega_{ie}^b$  die schiefsymmetrische Matrix bestehend aus den Komponenten der Erddrehrate  $\omega_{ie}^b$  im Körpersystem  $b$  ist. Ähnlich lässt sich auch das Differenzialgleichungssystem für die Bewegung eines Körpers im lokalen Koordinatensystem  $l$  finden:

$$\dot{\mathbf{x}}^l = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^l \\ \dot{\mathbf{v}}^l \\ \dot{\mathbf{R}}_l^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}^{-1} \cdot \mathbf{v}^l \\ \mathbf{R}_b^l \cdot \mathbf{f}^b - (2 \cdot \Omega_{ie}^l + \Omega_{el}^l) \cdot \mathbf{v}^l + \mathbf{g}^l \\ \mathbf{R}_b^l \cdot (\Omega_{ib}^b - \Omega_{il}^b) \end{bmatrix} \quad (25)$$

Die Integration der INS-Beschleunigungen und Drehraten wird für Navigationsanwendungen bevorzugt im lokalen Koordinatensystem  $l$  vorgenommen, da dort die gewünschten geografischen Positionskoordinaten und Lagewinkel direkt geliefert werden. Demgegenüber ist im Falle einer Kombination der INS-Messungen mit GPS-Beobachtungen die Mechanisierung im geozentrischen Erdsystem  $e$  vorteilhaft – vor allem im Hinblick auf die automatische Aufdeckung von Phasensprüngen. Die Ergebnisse der Navigationsrechnung liegen dann unmittelbar in dem Bezugssystem der GPS-Daten vor. Allerdings muss für die Navigationsrechnung in geozentrischen Koordinaten der Schwerevektor in das entsprechende Koordinatensystem transformiert werden.

Im Folgenden wird daher genauer auf die numerische Durchführung der Mechanisierung im  $e$ -System, die als Ablaufdiagramm in der Abbildung 6 dargestellt ist, eingegangen (Schwarz & Wei 1994). Ausgehend von einer bekannten Anfangsposition und Anfangsausrichtung (“initial alignment”, Abschnitt 2.3.2) wird die orthogonale Transformation  $\mathbf{R}_b^e$  zwischen INS-Körpersystem  $b$  und dem geozentrischen System  $e$  berechnet. Mit dieser Rotationsmatrix kann der Erddrehratenvektor in das Körpersystem transformiert werden. Somit ist die Reduktion der gemessenen Drehraten  $\omega_{ib}^b$  um den Einfluss der Erddrehung möglich. Mit den reduzierten Drehraten  $\omega_{eb}^b$  wird die Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_b^e$  im Messtakt aufdatiert. Die eigentliche Integration wird dabei vielfach mit einem Quaternionenansatz durchgeführt (Savage 1978). Dieser Ansatz erlaubt eine effiziente Berechnung der

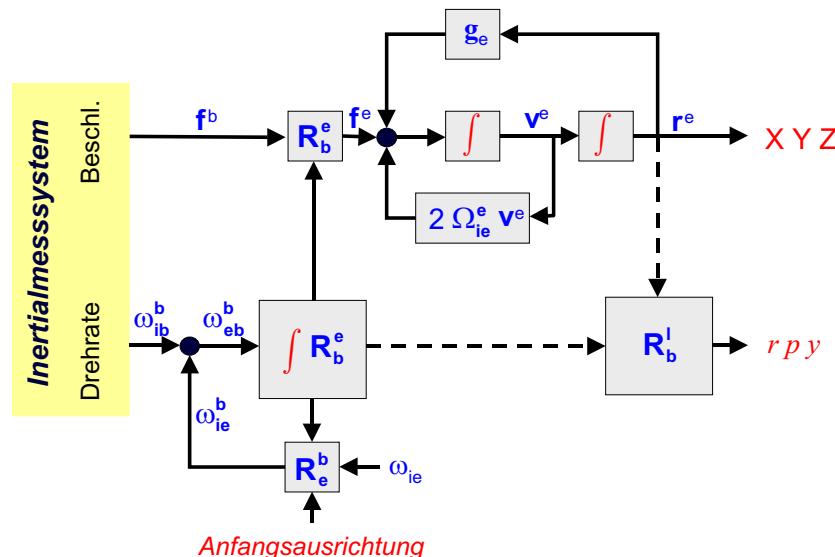


Abbildung 6: Ablaufdiagramm Mechanisierung im  $e$ -System.

Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_b^e$  aus den Winkelinkrementen. Dazu wird die Matrix  $\mathbf{R}_b^e$  durch vier voneinander abhängige Parameter  $q_1, q_2, q_3, q_4$  mit  $q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$  wie folgt repräsentiert:

$$\mathbf{R}_b^e = \begin{bmatrix} (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & (q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) & (q_3^2 - q_1^2 - q_3^2 + q_4^2) \end{bmatrix} \quad (26)$$

Über die durch Multiplikation mit dem Diskretisierungsintervall  $\Delta t$  aus den gemessenen reduzierten Drehraten  $\boldsymbol{\omega}_{eb}^b$  berechneten Winkelinkrementen  $\boldsymbol{\Theta}_{eb}^b = (\Theta_x^b, \Theta_y^b, \Theta_z^b)^T = \boldsymbol{\omega}_{eb}^b \cdot \Delta t$  (Annahme: konstante Drehraten über kleines Zeitintervall  $\Delta t$ ) werden die neuen Quaternionen berechnet. Die Aufdatierungsbeziehung ist in (27) gegeben.

$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}_k + \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} c & s\Theta_z^b & -s\Theta_y^b & s\Theta_x^b \\ -s\Theta_z^b & c & s\Theta_x^b & s\Theta_y^b \\ s\Theta_y^b & -s\Theta_x^b & c & s\Theta_z^b \\ -s\Theta_x^b & -s\Theta_y^b & -s\Theta_z^b & c \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}_k, \quad (27)$$

mit

$$\Theta^2 = (\Theta_x^b)^2 + (\Theta_y^b)^2 + (\Theta_z^b)^2 .$$

Die Koeffizienten  $c$  und  $s$  berechnen sich mit

$$\begin{aligned} s &= \frac{2}{\Theta} \sin \frac{\Theta}{2} \\ c &= 2(\cos \frac{\Theta}{2} - 1) . \end{aligned}$$

Mit den so aufgeführten Quaternionen wird die neue Transformationsmatrix  $\mathbf{R}_b^e$  berechnet (26), mit der die im Körpersystem  $b$  gemessenen Linearbeschleunigungen  $\mathbf{f}_b$  der Beschleunigungsmessertriade in das Erdsystem  $e$  transformiert werden.

$$\mathbf{f}^e = \mathbf{R}_b^e \cdot \mathbf{f}^b \quad (28)$$

Die gemessene Linearbeschleunigung  $\mathbf{f}^e$  enthält neben den auf Grund der eigentlichen Fahrzeuggbewegung gemessenen Beschleunigungen noch weitere Beschleunigungsanteile: Gravitationsbeschleunigung, Eulerbeschleunigung, Zentrifugalbeschleunigung und Coriolisbeschleunigung. Diese nicht fahrzeugbezogenen Beschleunigungen sind für die Positionsbestimmung bezüglich des erdbezogenen Systems  $e$  nicht von Interesse und daher vor der weiteren Integration an den Rohbeschleunigungen entsprechend zu korrigieren. Die Coriolisbeschleunigung ergibt sich in Abhängigkeit von der Momentangeschwindigkeit zu  $\mathbf{a}^e = 2\Omega_{ie}^e \mathbf{v}^e$  (siehe (24)); der Einfluss der Erdschwere  $\mathbf{g}^e$  kann mit der aktuellen Position bei einem entsprechend gewählten Schweremodell zahlenmäßig bestimmt werden (Moritz 1988). Eine Möglichkeit zur effizienten numerischen Berechnung des Schwerevektors ist in (Schwarz & Wei 1990) angegeben. In dieser Formel ist gleichzeitig der Einfluss der Zentrifugalbeschleunigung berücksichtigt. Der Einfluss der Eulerbeschleunigung ist gering und wird daher für die überwiegende Zahl der Anwendungen vernachlässigt (Dambeck 1999). Die passende Wahl eines Schweremodells ist ein wesentlicher Genauigkeitsfaktor für die spätere INS-Datenauswertung. Obwohl die bekannten Schweremodelle für viele Bereiche der Erde ausreichend sind, wirken sich in Regionen mit einem bewegten Erdschwerefeld die nicht richtig korrigierten Anteile in den Linearbeschleunigungen auf die Positions- und Winkelbestimmung aus. In (Glennie 1999) sind für ein Gebiet in den Rocky Mountains von Schwereanomalien hervorgerufene systematische Fehler in der Orientierungswinkelbestimmung von etwa 5" dokumentiert.

Unter der Annahme von über das Diskretisierungsintervall  $\Delta t$  konstanten Drehraten und Linearbeschleunigungen kann das Geschwindigkeitsinkrement  $\Delta \mathbf{v}^e$  im erdfesten System in einem ersten Integrationsschritt wie folgt abgeleitet werden:

$$\Delta \mathbf{v}^e = (\mathbf{f}^e - \mathbf{a}^e + \mathbf{g}^e) \Delta t \quad (29)$$

Damit ergibt sich die neue Momentangeschwindigkeit zu

$$\mathbf{v}_{k+1}^e = \mathbf{v}_k^e + \Delta \mathbf{v}_{k+1}^e . \quad (30)$$

Die geozentrischen Standortkoordinaten  $\mathbf{r}^e = (x^e, y^e, z^e)^T$  werden schließlich mit einer zweiten Integration bestimmt (31)<sup>8</sup>. Je nach Bedarf können die geozentrischen Koordinaten über die z.B. in (Hofmann-Wellenhof et al. 1992) angegebenen Beziehungen in geografische Koordinaten  $\Lambda, \Phi, h$  überführt werden.

$$\mathbf{r}_{k+1}^e = \mathbf{r}_k^e + \mathbf{v}_{k+1}^e \cdot \Delta t \quad (31)$$

Aus der in der Mechanisierung im  $e$ -System mit den gemessenen Drehraten aufgeführten Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_b^e$  lassen sich nicht unmittelbar die gewünschten Navigationswinkel (Rollwinkel  $r$ , Nickwinkel  $p$ , Kurswinkel  $y$ ) ableiten. Dazu muss eine orthogonale Transformation gefunden werden, mit der das  $b$ -System in das lokale topozentrische Koordinatensystem  $l$  überführt werden kann. In einem Zwischenschritt kann das Matrizenprodukt  $\mathbf{R}_b^l = \mathbf{R}_e^l \cdot \mathbf{R}_b^e$  gebildet werden. Die Matrix  $\mathbf{R}_e^l$  als Funktion der geografischen Länge  $\Lambda$  und Breite  $\Phi$  lässt sich folgendermaßen aufstellen:

$$\mathbf{R}_e^l = \begin{bmatrix} -\sin \Lambda & \cos \Lambda & 0 \\ -\sin \Phi \cos \Lambda & -\sin \Phi \sin \Lambda & \cos \Phi \\ \cos \Phi \cos \Lambda & \cos \Phi \sin \Lambda & \sin \Phi \end{bmatrix} \quad (32)$$

Die so gefundene Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_b^l$  stellt den gesuchten Zusammenhang zwischen  $b$ - und  $l$ -System dar. Aus dieser Matrix können demnach die Navigationswinkel abgeleitet werden. Wird die in (33) angegebene Parametrisierung für  $\mathbf{R}_b^l = (\mathbf{R}_1(r) \cdot \mathbf{R}_2(p) \cdot \mathbf{R}_3(y))^T$  gewählt (Albertz & Kreiling 1975), so lassen sich mit (34) die gewünschten Navigationswinkel zurückrechnen.

$$\mathbf{R}_b^l = \begin{bmatrix} \cos p \cos y & \cos r \sin y + \sin r \sin p \cos y & \sin r \sin y - \cos r \sin p \cos y \\ -\cos p \sin y & \cos r \cos y - \sin r \sin p \sin y & \sin r \cos y + \cos r \sin p \sin y \\ \sin p & -\sin r \cos p & \cos r \cos p \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} r &= -\arctan \left( \frac{\mathbf{R}_b^l(3, 2)}{\mathbf{R}_b^l(3, 3)} \right) \\ p &= \arcsin \left( \mathbf{R}_b^l(3, 1) \right) \\ y &= -\arctan \left( \frac{\mathbf{R}_b^l(2, 1)}{\mathbf{R}_b^l(1, 1)} \right) \end{aligned} \quad (34)$$

Die so bestimmten Orientierungswinkel  $r, p, y$  definieren zunächst die Navigationswinkel und sind nicht mit den aus der Photogrammetrie bekannten Winkeln  $\omega, \varphi, \kappa$  vergleichbar. Wie aus  $\mathbf{R}_b^l = \mathbf{R}_e^l \cdot \mathbf{R}_b^e$  abgelesen werden kann, ergeben sich die Navigationswinkel aus einer Transformationsmatrix, die das trägerfeste Körpersystem  $b$  in das jeweilige aktuelle lokale topozentrische System  $l$  überführt. Die Matrix  $\mathbf{R}_e^l$  ergibt sich in Abhängigkeit von der aktuellen Position  $\Lambda, \Phi$  nach (32). Da sich im Allgemeinfall einer kinematischen Anwendung dieses lokalen Bezugssystems mit dem Träger bewegt und sich damit zeitlich verändert, müssen die Navigationswinkel in das fest gelagerte Bezugssystem der Photogrammetrie transformiert werden um sie mit den Photogrammetriewinkeln  $\omega, \varphi, \kappa$  kompatibel zu machen. Im Rahmen dieser Transformation wird der Effekt der sich ändernden Nordrichtung und die Änderung der Richtung des lokalen Schwerevektors korrigiert. Für den Fall, dass sich die Photogrammetriewinkel unmittelbar auf ein lokales topozentrisches Bezugssystem  $l_0$  beziehen, ist mit (35) ein möglicher Weg zur Umrechnung der Navigationswinkel in Photogrammetriewinkel angegeben. Der Index  $i$  kennzeichnet dabei das zeitveränderliche lokale System.

$$\mathbf{R}_b^{l_0} = \mathbf{R}_e^{l_0} \cdot \mathbf{R}_{l_i}^e \cdot \mathbf{R}_b^{l_i} \quad (35)$$

In der Matrix  $\mathbf{R}_b^{l_i}(r, p, y)$  stehen die bekannten Navigationswinkel. Die Matrix  $\mathbf{R}_{l_i}^e(\Lambda_i, \Phi_i)$  transformiert das bewegte lokale System  $l_i$  unter Berücksichtigung der aktuellen Position  $\Lambda_i, \Phi_i$  nach (32) in ein erdfestes geozentrisches Bezugssystem  $e$ . Die Matrix  $\mathbf{R}_e^{l_0}(\Lambda_0, \Phi_0)$  stellt ebenfalls nach (32) den Bezug zu dem an der Stelle  $(\Lambda_0, \Phi_0)$  gelagerten lokalen System der Photogrammetrie her. Die Multiplikation der drei Einzelmatrizen führt schließlich zu der gesuchten  $\mathbf{R}_b^{l_0}(\omega, \varphi, \kappa)$ -Matrix, aus der sich nach Wahl einer entsprechenden Parametrisierung die gesuchten Winkel berechnen lassen.

---

<sup>8</sup>Die in (29) und (31) angegebene einfache Integrationsvorschrift nach Euler kann durch aufwendigere numerische Verfahren (z.B. Runge Kutta Verfahren (Bronstein & Semendjajew 1987)) ersetzt werden.

Die mit (26)–(34) vorgestellten numerischen Berechnungsformeln zur Bestimmung von Positions- und Lageinformation aus Inertialdaten lösen das in (24) gegebene Differenzialgleichungssystem nur in einer ersten Näherung. Vor allem bei hochdynamischen Anwendungen kann die Forderung nach konstanten Drehraten und Linearbeschleunigungen innerhalb des gewählten Diskretisierungintervalls nicht mehr aufrechterhalten werden (sog. “coning” Effekt). Zusätzlich ist für derartige Umgebungen in (28) die Rotation während des Abastintervalls zu berücksichtigen (sog. “sculling” Effekt). Näheres zu dieser Problematik ist der Literatur zu entnehmen (Savage 1978).

### 2.3.2 Anfangsausrichtung der INS-Sensorachsen

Bevor die Navigationsrechnung beginnen kann, muss das INS-spezifische Sensorachsensystem in Bezug zu dem übergeordneten Navigationskoordinatensystem (z.B. lokales topozentrisches System (*l*-System)) gesetzt werden (“initial alignment”). Im Falle eines Plattformsystems (z.B. “local level”-Version) richtet sich während der Initialisierung die Plattform so aus, dass die Richtungen der Beschleunigungsmesserachsen mit den Koordinatensystemachsen des lokalen Navigationssystems koinzidieren, d.h. die Orientierung wird mechanisch realisiert. Für strap-down Systeme entspricht diese Orientierungsbestimmung der analytischen Bestimmung der Rotationsmatrix ( $\mathbf{R}_b^n$ , die das Körpersystem *b* in das Navigationssystem *n* (je nach Wahl z.B. lokal topozentrisch *l* oder geozentrisch erdfest *e*) überführt.

**Statische Anfangsinitialisierung** Für die Bestimmung der Anfangsorientierung wird in der Regel das Kreiselkompassverfahren (“gyro compassing”) eingesetzt, dass sowohl mechanisch als auch analytisch realisiert werden kann (siehe z.B. (Caspary et al. 1986)). Befindet sich das INS im Ruhezustand, d.h. erfolgt relativ zur Erde keine Eigenbewegung, so werden von den Sensoren nur die ErdDrehrate und die Schwerebeschleunigung im Körpersystem *b* relativ zum Inertialsystem *i* gemessen. Aus diesen Messungen können Näherungen für die Orientierungswinkel abgeleitet werden.

Im Rahmen des Gyrocompassing wird das INS zunächst horizontiert. Bevor das Alignment durchgeführt wird, ist das INS-Körpersystem um die Orientierungswinkel  $r, p, y$  gegenüber dem lokalen System verdreht. Diese Fehlorientierung führt dazu, dass nicht nur in Richtung des Vertikalsensors ( $a_z$ ) sondern auch in den horizontalen Beschleunigungsmessern Anteile der Erdschwerebeschleunigung ( $a_x, a_y$ ) gemessen werden. Mit bekanntem Erdschwerevektor  $\mathbf{g}$  können die Orientierungswinkel  $r, p$  wie aus (36) und (37) ersichtlich berechnet werden.

$$r = \arcsin \frac{a_y}{\|\mathbf{g}\|} \quad (36)$$

$$p = \arcsin \frac{a_x}{\|\mathbf{g}\|} \quad (37)$$

In einem zweiten Schritt wird dann der Kurswinkel  $y$  aus den x- bzw. y-Komponenten der im horizontierten Körpersystem *b* gemessenen Erdrehrate  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^b = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$  nach (38) bestimmt. Da die Erdrehrate mit  $\omega_{ie} = 0.004178^\circ/\text{s}$  ein im Vergleich zu der Erdschwere viel geringeres Signal ist, kann die autonome Kursausrichtung des Systems nur mit Kreiseln durchgeführt werden, die einer bestimmten Qualitätsstufe entsprechen und deren Drift kleiner  $0.1^\circ/\text{h}$  ist.

$$y = \arctan \frac{\omega_x}{\omega_y} \quad (38)$$

Die in (36)–(38) angegebenen Beziehungen ermöglichen eine schnelle (Messdauer ca. 1-2 min), aber nur näherungsweise Bestimmung der Anfangsorientierung für ein INS (“coarse alignment”, Grobausrichtung). Die berechneten Orientierungswinkel sind durch die Einflüsse der systemspezifischen Sensorfehler verfälscht und werden daher in einem zweiten Schritt verbessert (“fine alignment”, Feinausrichtung). Je nach Qualität der verwendeten Sensoren und den äußeren Rahmenbedingungen der Messung (Laborbedingungen oder Messeumgebungen in einem Fahrzeug) können im Rahmen der Grobausrichtung Orientierungswinkelgenauigkeiten im Bereich von  $50''$ – $2'$  für  $r, p$  und  $1^\circ$ – $2^\circ$  für  $y$  erzielt werden (Heinze 1996), (Skaloud 1995). Im Rahmen der Feinausrichtung werden durch die Messung von Referenzgeschwindigkeiten (in der Regel während statischer Messepochen, Nullgeschwindigkeitsmessungen) über eine Kalman-Filterung die Sensorfehler bestimmt und somit die Anfangsorientierung verbessert (Abschnitt 3.2).

Das bisher vorgestellten Verfahren zur Bestimmung der Anfangsorientierung wird bei statischen Initialisierungen vor Beginn einer Messung verwendet. Prinzipiell lässt sich das Alignment aber auch im bewegten Fahrzeug

vornehmen (sog. “in-air”, “in-flight” oder “in-motion” Alignment), unter der Voraussetzung, dass für den Initialisierungszeitraum kontinuierliche Referenzmessungen mit hinreichender Genauigkeit zur Verfügung stehen. Diese Bedingung ist in integrierten GPS/INS-Modulen erfüllt, da das GPS für jede Messepoche Beobachtungen der Fahrzeugposition und vor allem der Fahrzeuggeschwindigkeit liefert. Damit stehen Referenzmessungen zur Verfügung und die durch die Orientierungswinkel hervorgerufenen Geschwindigkeitsfehler des nicht orientierten INS können bestimmt werden. Der Unterschied zur statischen Initialisierung besteht darin, dass es sich nicht mehr um Nullgeschwindigkeitsmessungen sondern um tatsächliche Geschwindigkeitsmessungen der Stützsenso- ren handelt.

**Dynamische Systeminitialisierung** Findet das Alignment im bewegten Fahrzeug statt, so liegen im Unter- schied zum statischen Fall in allen Sensorachsen signifikante Beschleunigungsmessungen vor. Während bei der statischen Initialisierung das INS meistens schon im vorhinein grob horizontiert ist, sodass der Hauptteil der Erdschwere  $\mathbf{g}$  in der Vertikalachse (z-Sensor) sensiert wird, treten in hochdynamischen Umgebungen (Flugzeug) während bestimmter Flugmanöver auch in den beiden anderen Körpersystemachsen vergleichbare Beschleu- nigungen auf. Dies führt dazu, dass durch die Referenzgeschwindigkeiten aus dem GPS im Gegensatz zum stationären Zustand zusätzliche INS-Fehler beobachtet und bestimmt werden können, vor allem wenn bewusst Beschleunigungen in allen Sensorachsen provoziert werden.

Im Vorgriff auf den Abschnitt 2.3.3 ((47), (49)) kann der Zusammenhang zwischen dem Fehler der INS- Geschwindigkeitsmessung  $(\delta\dot{v}_O, \delta\dot{v}_N, \delta\dot{v}_V)^T$ , dem Fehler in den Orientierungswinkeln  $(\epsilon_O, \epsilon_N, \epsilon_V)^T$ , dem Be- schleunigungsmesseroffset  $(b_O, b_N, b_V)^T$  und der Linearbeschleunigung  $(f_O, f_N, f_V)^T$  bezogen auf das lokale Bezugssystem  $l$  wie in (39) angegeben werden (Schwarz 1995), (Skaloud 1995). Die Indizes  $O, N, V$  stehen für die Ost-, Nord- bzw. Vertikalkomponente. Die Beziehungen (39) ergeben sich aus den in das lokale Bezugssys- tem transformierten Gleichungen (49) unter der Annahme, dass die von der Geschwindigkeit bzw. der Position abhängigen Terme auf Grund der Stützinformationen aus dem GPS klein sind und vernachlässigt werden können.

$$\begin{aligned}\delta\dot{v}_O &= f_V \epsilon_N - f_N \epsilon_V + b_O \\ \delta\dot{v}_N &= -f_V \epsilon_O + f_O \epsilon_V + b_N \\ \delta\dot{v}_V &= f_N \epsilon_O - f_O \epsilon_V + b_V\end{aligned}\tag{39}$$

Aus der ersten Gleichung in (39) können die folgenden Beziehungen abgeleitet werden:

$$\epsilon_V = \frac{f_V \epsilon_N - \delta\dot{v}_O + b_O}{f_N} \tag{40}$$

$$\epsilon_N = \frac{f_N \epsilon_V + \delta\dot{v}_O - b_O}{f_V} \tag{41}$$

(40) und (41) zeigen, wie der Fehler in der Bestimmung der Orientierungswinkel von der Linearbeschleuni- gung, dem Fehler der INS-Geschwindigkeit und dem Beschleunigungsmesseroffset abhängt. Für den Fall einer statischen Messung, bzw. falls der Sensor keinen horizontalen Beschleunigungen unterliegt, ist die gemessene Beschleunigung in der Vertikalkomponente  $f_V$  signifikant größer als die Beschleunigungen in den beiden anderen Achsrichtungen. Im besten Fall enthält  $f_V$  den Einfluss des Schwervektors ( $\sim 10 \text{ m/s}^2$ );  $f_O, f_N$  sind im Gegen- satz dazu praktisch beschleunigungsfrei ( $\sim 0 \text{ m/s}^2$ ). Da die Vertikalbeschleunigung im Nenner auftaucht, kann der Rollwinkel  $r$  bzw. der Nickwinkel  $p$  mit einer um den Faktor 100 höheren Genauigkeit als der Kurswinkel  $y$  bestimmt werden. Je kleiner die während des Alignment gemessenen Beschleunigungen  $f_O$  und  $f_N$  sind, d.h. je genauer das Fahrzeug die konstante Geschwindigkeitsbedingung erfüllen kann, umso höher ist die Genauigkeit der Roll- und Nickwinkelbestimmung und umso schlechter ist die Genauigkeit des Kurswinkels. Entsprechend sind auch die stark unterschiedlichen Genauigkeiten für  $r, p$  und  $y$  zu erklären, die während des statischen Align- ment für die Anfangsorientierung erzielt werden. Die Genauigkeit der Kurswinkelbestimmung kann nach (40) durch Beschleunigungen in Horizontalrichtung verbessert werden. Derartige Manöver (Kurvenflug, Änderung der Fahrzeuggeschwindigkeit) werden daher gezielt während eines in-air Alignment vorgenommen, sodass im Gegensatz zum statischen Alignment die Bestimmung der Orientierungswinkel mit vergleichbarer Genauigkeit möglich ist (Abschnitt 4).

Das in-air Alignment zerfällt wie die statische Initialisierung am Boden in eine Grob- bzw. Feinalignmentphase. Während das Flugzeug sich über einen gewissen Zeitraum (ca. 3-5 min) mit möglichst konstanter Geschwin- digkeit (“beschleunigungsfrei”), d.h. keine durch die Flugbewegung verursachten Beschleunigungen treten auf) bewegt, werden Anfangsnäherungen für den Roll- und Nickwinkel gefunden. Mit diesen Informationen kann der Kurswinkel bestimmt werden. Das anschließende Feinalignment dient der Verbesserung der groben Anfangsnäherungen. In der Regel wird nach dem beschleunigungsfreien Flugabschnitt eine S-Kurve bzw. eine

360°-Kurve geflogen (“wave manoeuvre”), um auch in den Horizontalen Beschleunigungsmessungen zu erzwingen und damit den dritten Orientierungswinkel (Kurswinkel) vollständig beobachtbar zu machen. Damit kann die Genauigkeit der Kurswinkelbestimmung auf das Genauigkeitsmaß der beiden anderen Winkel gesteigert werden. Das dynamische Alignment mit den anschließenden Orientierungsänderungen ist der statischen Initialisierung vorzuziehen. Empirische Untersuchungen konnten nachweisen, dass die Qualität der in-air Initialisierung nach den entsprechenden Flugmanövern besser ist als die Orientierung aus der statischen Initialisierung. Deutliche Verbesserungen um den Faktor 4 konnten für die Genauigkeit des Kurswinkels nachgewiesen werden (Skaloud 1999).

**Initialisierung in geringdynamischen Umgebungen** Für eine hochgenaue Initialisierung der Orientierungswinkel während der Bewegung sind wie oben gezeigt Beschleunigungsmessungen in allen drei Sensorachsen notwendig. Wenn allerdings nicht kontinuierlich sondern nur während geringdynamischer Flugabschnitte Messdaten aufgezeichnet werden (z.B. während photogrammetrischer Streifenflüge), stehen die bisherigen Ausrichtverfahren nicht zur Verfügung. Obwohl im Regelfall von einer kontinuierlichen Aufzeichnung der Flugtrajektorie ausgegangen werden kann, existieren ältere Zeilensensorsysteme, bei denen die Inertialdatenaufzeichnung mit der Bildaufnahme gekoppelt ist und damit nur während der eigentlichen Flugstreifen Daten zur Verfügung stehen (Abschnitt 1.2). Außerdem kann bei einer fehlerhaften Datenaufzeichnung die Neuinitialisierung des Systems in einem geringdynamischen Umfeld notwendig werden. Für derartige Fälle verbleibt vor allem für die Kurswinkelbestimmung nur die Möglichkeit, über die aus den GPS-Messungen abgeleiteten Nord- und Ost-Geschwindigkeitskomponenten das Azimut zu initialisieren und kontinuierlich zu berechnen (42).

$$y = \arctan \frac{v_N}{v_O} \quad (42)$$

Allerdings muss bei dieser Methode berücksichtigt werden, dass z.B. das Flugzeug auf Grund der Luftströmung einer Abtrieb unterliegt, d.h. der Kurswinkel nicht mit dem Tracking-Winkel des Fahrzeugs identisch ist. Die dadurch hervorgerufene Querkomponente der Geschwindigkeit bewirkt einen Fehler in der Systeminitialisierung, der u.U. mehrere Grad aufweisen kann. Für photogrammetrische Anwendungen wird dieser Abtrittswinkel in der Regel a priori festgelegt und durch die stabilisierte Kameraaufhangung kompensiert. So kann für den Fall, dass ein INS im Rahmen einer photogrammetrischen Befliegung zusammen mit einem abbildenden Sensor eingesetzt wird und die beiden zuvor beschriebenen Initialisierungsverfahren nicht zur Verfügung stehen, diese Information für die Verbesserung der Kurswinkelinitialisierung herangezogen werden. Im besten Fall verwendet man ausschließlich die aus der photogrammetrischen Bilddatenauswertung gewonnenen Orientierungselemente für die Initialisierung der INS-Achsausrichtung. Bei dieser Methode ist im Wesentlichen nur der Einfluss der Fehlausrichtung zwischen den sensorspezifischen Kamera- bzw. INS-Koordinatensystemen zu berücksichtigen (siehe Abschnitt 2.1.3). Verschiedene Testinstallationen haben gezeigt, dass die mechanische Ausrichtung der beiden Systeme bei der Installation auf etwa 0.1° realisierbar ist (Abschnitt 4.5.1). Es muss daher mit Fehlern dieser Größenordnung gerechnet werden. Falls für ein kalibriertes Gesamtaufnahmesystem diese Fehlausrichtung bekannt ist, kann die INS-Anfangsinitialisierung mit der photogrammetrie-spezifischen Genauigkeit vorgenommen werden. Damit ist für die Initialisierung eine Genauigkeit im Bereich von 10-20“ zu erwarten, wobei allerdings zu berücksichtigen ist, dass sich die Orientierungselemente aus der Photogrammtrie durch nicht bereinigte Restsystematiken von den tatsächlichen physikalischen Orientierungsparametern unterscheiden können (Abschnitt 2.1.3).

### 2.3.3 Dynamische INS-Fehlermodellierung

Die Genauigkeit der INS-Positions- und Lagebestimmung ist nicht konstant sondern zeitabhängig (siehe Tabelle 4). Das liegt im Wesentlichen in dem Integrationsprozess zur Berechnung der Positions- und Geschwindigkeitsinformationen begründet. Fehler in den Startwerten, die zu Beginn des Integrationsprozess bestimmt werden müssen, Unvollkommenheiten des Navigationsrechenprogramms, z.B. nicht modellierte Schwereanomalien, und vor allem die technischen Unvollkommenheiten der verwendeten Inertialsensoren führen zu dem akkumulierenden Gesamtfehlerbudget. Die gerätebedingten Fehler führen dazu, dass Kreisel bzw. Linearbeschleunigungsmesser Drehraten und Beschleunigungen sensieren, obwohl sich die Sensoren in einer statischen Umgebung bezüglich des Inertialkoordinatensystems befinden.

Die Ursachen für diese Fehler sind vielfältig und abhängig vom Sensortyp. Es handelt sich im Wesentlichen um Sensoroffsets (Kreiseldrift, Nullpunktsfehler der Beschleunigungsmesser), Skalenfaktorfehler, Sensorrauschen, Fehler durch Nichtorthogonalität der Sensorachsen und beschleunigungsabhängige Terme, die in dem Fehlermodell für Drehratensensoren (43) und Linearbeschleunigungsmesser (44) entsprechend zu berücksichtigen sind.

$(d_x, d_y, d_z)^T$  bzw.  $(b_x, b_y, b_z)^T$  bezeichnen die konstante Kreiseldrift und den Beschleunigungsmesseroffset;  $S_{gi}$  und  $S_{fi}$  stehen für die Skalenfaktorfehler;  $\Theta_g^{ij}$  und  $\Theta_f^{ij}$  geben die Nichtorthogonalität der Kreisel- und Beschleunigungsmesserachsen an. Die Vektoren  $\mathbf{f}_i$  und  $\boldsymbol{\omega}_i$  stehen für die gemessenen Beschleunigungen und Drehraten. Alle nicht explizit erwähnten Fehler finden ihre Berücksichtigung in den Rauschvektoren  $(\delta_{\omega_x}, \delta_{\omega_y}, \delta_{\omega_z})^T$  und  $(\delta_{f_x}, \delta_{f_y}, \delta_{f_z})^T$ . Verfeinerte Modelle für spezielle Sensortypen sind der entsprechenden Literatur (Lawrence 1993), (Schröder 1992), (Britting 1971) zu entnehmen.

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_{gx} & \Theta_g^{xz} & -\Theta_g^{xy} \\ -\Theta_g^{yz} & S_{gy} & -\Theta_g^{yx} \\ \Theta_g^{zy} & -\Theta_g^{zx} & S_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{\omega_x} \\ \delta_{\omega_y} \\ \delta_{\omega_z} \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$\delta\mathbf{f}_{ib}^b = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_{fx} & \Theta_f^{xz} & -\Theta_f^{xy} \\ -\Theta_f^{yz} & S_{fy} & -\Theta_f^{yx} \\ \Theta_f^{zy} & -\Theta_f^{zx} & S_{ fz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{f_x} \\ \delta_{f_y} \\ \delta_{f_z} \end{bmatrix} \quad (44)$$

Die Größenordnungen der typischen INS-Sensorfehler für ein Navigationssystem der mittleren Genauigkeitsklasse können der folgenden Auflistung entnommen werden (nach (Applanix 1997), (Lee 1996), (Skaloud 1995)).

- Beschleunigungsmesseroffset  $b_x, b_y, b_z$   
Konstanter Fehler der Beschleunigungsmessung, der zwischen zwei Messkampagnen variieren kann. Die typische Größenordnung liegt zwischen 50-100  $\mu\text{g}$  ( $1 \mu\text{g} = 9.81 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$ ).
- Skalenfaktorfehler Beschleunigungsmesser  $S_{fx}, S_{fy}, S_{ fz}$   
Skalierungsfehler, der einen Beschleunigungsfehler proportional der gemessenen Beschleunigung verursacht. Typische Werte für diesen Fehler liegen in der Größenordnung von 75-200 ppm (parts-per-million).
- Rauschen Beschleunigungsmesser  $\delta_{f_x}, \delta_{f_y}, \delta_{f_z}$   
Unkorreliertes Messrauschen der Beschleunigungsmessung, das bei ca. 100  $\mu\text{g}$  liegen kann.
- Kreiseldrift  $d_x, d_y, d_z$   
Konstanter Fehler der Drehratenmessung, abhängig von den verwendeten Kreiselmesssystemen. Für mechanische Kreisel (spinning mass gyros) liegt dieser Fehler in der Größenordnung von 0.1-1°/h, für Laserkreisel bei 0.002-0.01°/h. Für faseroptische Kreisel betragen die Driften bis zu 100°/h.
- Skalenfaktorfehler Drehratensensor  $S_{gx}, S_{gy}, S_{gz}$   
Skalierungsfehler, abhängig von der gemessenen Drehrate, der in der Größenordnung von 5-100 ppm liegen kann. Qualitativ nicht so hochwertige low-cost Kreisel haben Skalierungsfehler bis zu 0.1 %. Der Fehler wird durch nicht korrigierte Fehler in der Sensorkalibrierung hervorgerufen.
- Rauschen Drehratensensoren  $\delta_{\omega_x}, \delta_{\omega_y}, \delta_{\omega_z}$   
Unkorreliertes Messrauschen der Drehratensensoren, das für Laserkreisel Werte von  $0.002^\circ/\sqrt{h}$  annimmt.
- Fehlausrichtung Sensorachsen  
Der Fehler in der Ausrichtung der Sensorachsen wird durch die Nichtorthogonalität der Sensoren und durch die fehlerhafte Ausrichtung des INS relativ zum übergeordneten Koordinatensystem der Mechanisierung verursacht. Je nach Güte des verwendeten Systems liegt der mechanische Achsausrichtungsfehler im Bereich weniger Bogensekunden. Der Fehler in der Anfangsorientierung ist wesentlich größer. Er hängt von der Qualität der durchgeföhrten Anfangsorientierungsbestimmung ab und kann Beträge von 0.1° für Roll- und Nickwinkel und 0.5° für den Kurswinkel annehmen (siehe auch Abschnitt 2.3.2).

Inertialnavigationssysteme sind dynamische Systeme. Sie arbeiten nach streng dynamischen Prinzipien basierend auf den Axiomen Newtons. Die dynamische, zeitabhängige Modellbildung steht im Vordergrund. Daher müssen zur Modellierung der INS-Fehler dynamische Verfahren zur Behandlung der Systemfehler gefunden werden. Im Abschnitt 2.3.1 wurden die dynamischen Bewegungsgleichungen für die Auswertung von Inertialdaten bezogen auf verschiedene Koordinatensysteme angegeben. Durch die unvermeidbaren Sensorfehler werden Fehler in den Bewegungsgleichungen hervorgerufen. Diese Fehler müssen in geeigneten Modellen beschrieben und verbessert werden. Für dynamische Systeme werden dazu lineare Differenzialgleichungssysteme verwendet. Gleichung (45) zeigt das entsprechende lineare, zeitkontinuierliche und inhomogene Differenzialgleichungssystem.

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{u}(t) \quad (45)$$

$\mathbf{F}(t)$  ist die dynamische Matrix (abhängig vom gewählten Koordinatensystem der Navigationsrechnung),  $\mathbf{G}(t)$  die Störeingangsmatrix (Transformationsmatrix zwischen Sensorachssystem und gewähltem Rechenkoordinatensystem),  $\mathbf{x}(t)$  gibt die Zustandsgrößen an, die der Systemdynamik unterliegen, und  $\mathbf{u}(t)$  steht für den Störvektor (Systemfehler und Systemrauschen). Der Zustandsvektor (Vektor der Fehlervariablen) enthält alle zur Beschreibung des Systems notwendigen Größen. Vielfach werden 15 Größen in dem Zustandsvektor berücksichtigt. Es handelt sich dabei im Einzelnen um neun Navigationsfehler (Positionsfehler  $\delta x, \delta y, \delta z$ , Geschwindigkeitsfehler  $\delta v_x, \delta v_y, \delta v_z$ , Winkelfehler  $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ ), die ergänzt werden um sechs sensorspezifische Fehlergrößen (Kreiseldrift  $d_x, d_y, d_z$  und Beschleunigungsmesseroffset  $b_x, b_y, b_z$ ). Diese sensorspezifischen Größen berücksichtigen die komplizierten Fehlerzusammenhänge der Inertialsensoren, deren jeweilige Einflüsse sich in der Regel nicht voneinander trennen lassen, und die daher in diesen Parametern zusammengefasst werden. Durch die Zusammenfassung von Fehlertermen wird zusätzlich die Anzahl der notwendigen Zustandsgrößen klein gehalten, was sich positiv auf die Rechenzeit auswirkt. Zustandsvektoren der Dimension 15-21 stellen daher einen guten Kompromiss hinsichtlich Rechenaufwand und notwendigen Fehlergrößen dar und sind für die Modellierung qualitativ hochwertiger strap-down INS vielfach ausreichend (Skaloud & Schwarz 1998). Die Navigationsfehler beziehen sich auf das gewählte Rechenkoordinatensystem, in dem die Navigationsrechnung vorgenommen wird (z.B. geozentrisches Koordinatensystem  $e$ ). Die Sensorfehler beziehen sich auf die trägerorientierten Körpersysteme.

Da im Hinblick auf die Integration von INS mit GPS die Navigationsrechnung bevorzugt im geozentrischen Koordinatensystem vorgenommen wird, ist das ausführliche Fehlermodell für das geozentrische Koordinatensystem mit 15 verwendeten Zustandsgrößen

$$\mathbf{x}^e = (\delta \mathbf{r}^e, \delta \mathbf{v}^e, \boldsymbol{\epsilon}^e, \mathbf{d}, \mathbf{b})^T = (\delta x^e, \delta y^e, \delta z^e, \delta v_x^e, \delta v_y^e, \delta v_z^e, \epsilon_x^e, \epsilon_y^e, \epsilon_z^e, d_x, d_y, d_z, b_x, b_y, b_z)^T \quad (46)$$

wie folgt angegeben (Schwarz & Wei 1994):

$$\dot{\mathbf{x}}^e(t) = \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{r}}^e \\ \delta \dot{\mathbf{v}}^e \\ \dot{\boldsymbol{\epsilon}}^e \\ \dot{\mathbf{d}} \\ \dot{\mathbf{b}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}^e \\ \mathbf{N}^e \delta \mathbf{r}^e - 2\Omega_{ie}^e \delta \mathbf{v}^e - \mathbf{F}^e \boldsymbol{\epsilon}^e + \mathbf{R}_b^e \mathbf{b} \\ -\Omega_{ie}^e \boldsymbol{\epsilon}^e + \mathbf{R}_b^e \mathbf{d} \\ -\mathbf{I}_\alpha \mathbf{d} + \mathbf{w}_d \\ -\mathbf{I}_\beta \mathbf{b} + \mathbf{w}_b \end{bmatrix} \quad (47)$$

Die ausgeschriebenen Beziehungen für die verschiedenen Fehlergruppen des Zustandsvektors ergeben sich dann zu:

- Positionsfehler

$$\delta \dot{\mathbf{r}}^e = \begin{bmatrix} \delta \dot{x}^e \\ \delta \dot{y}^e \\ \delta \dot{z}^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v_x^e \\ \delta v_y^e \\ \delta v_z^e \end{bmatrix} \quad (48)$$

- Geschwindigkeitsfehler

$$\begin{aligned} \delta \dot{\mathbf{v}}^e = \begin{bmatrix} \delta \dot{v}_x^e \\ \delta \dot{v}_y^e \\ \delta \dot{v}_z^e \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} N_{11} & N_{12} & N_{13} \\ N_{21} & N_{22} & N_{23} \\ N_{31} & N_{32} & N_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x^e \\ \delta y^e \\ \delta z^e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_e & 0 \\ -2\omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v_x^e \\ \delta v_y^e \\ \delta v_z^e \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0 & f_z^e & -f_y^e \\ -f_z^e & 0 & f_x^e \\ f_y^e & -f_x^e & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^e \\ \epsilon_y^e \\ \epsilon_z^e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x^b \\ b_y^b \\ b_z^b \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (49)$$

Der Gesamtgeschwindigkeitsfehler setzt sich aus verschiedenen Anteilen zusammen. Der Term  $\mathbf{N}^e \delta \mathbf{r}^e$  berücksichtigt den durch fehlerhaft bestimmt Normalschwere auf Grund fehlerhafter Position hervorgerufenen Fehler,  $-2\Omega_{ie}^e \delta \mathbf{v}^e$  gibt den Fehler in der Corioliskorrektur in Abhängigkeit von Geschwindigkeitsfehlern an. Die Terme  $-\mathbf{F}^e \boldsymbol{\epsilon}^e$  und  $\mathbf{R}_b^e \mathbf{b}$  zeigen den Einfluss von fehlerhaften Linearbeschleunigungen, die unter anderem durch fehlerhafte Ausrichtung des Systems und Nullpunktfehler bei den Beschleunigungssensoren hervorgerufen werden. Da sich der Beschleunigungsmesseroffset auf das Körperkoordinatensystem bezieht, wird dieser über die Transformationsmatrix  $\mathbf{R}_b^e$  in das geozentrische System transformiert.

- Winkelfehler

$$\dot{\epsilon}^e = \begin{bmatrix} \dot{\epsilon}_x^e \\ \dot{\epsilon}_y^e \\ \dot{\epsilon}_z^e \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^e \\ \epsilon_y^e \\ \epsilon_z^e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_x^b \\ d_y^b \\ d_z^b \end{bmatrix} \quad (50)$$

Die Winkelfehler werden durch die fehlerhafte Korrektur der Erddrehrate, hervorgerufen durch die fehlerhafte Ausrichtung der Sensorachsen, verursacht. Dieses wird in dem Term  $-\Omega_{ie}^e \epsilon^e$  berücksichtigt. Weiterhin schlagen sich Fehler der Drehratensensoren (Drift) in dem Gesamtfehler nieder. Über  $\mathbf{R}_b^e \mathbf{d}$  werden die Kreiseldrifteinflüsse in das geozentrische System rotiert.

- Kreiseldrift und Beschleunigungsmesseroffset

$$\dot{\mathbf{d}}^b = \begin{bmatrix} \dot{d}_x^b \\ \dot{d}_y^b \\ \dot{d}_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\alpha & 0 & 0 \\ 0 & -\alpha & 0 \\ 0 & 0 & -\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_x^b \\ d_y^b \\ d_z^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{d_x} \\ w_{d_y} \\ w_{d_z} \end{bmatrix} \quad (51)$$

$$\dot{\mathbf{b}}^b = \begin{bmatrix} \dot{b}_x^b \\ \dot{b}_y^b \\ \dot{b}_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\beta & 0 & 0 \\ 0 & -\beta & 0 \\ 0 & 0 & -\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x^b \\ b_y^b \\ b_z^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{b_x} \\ w_{b_y} \\ w_{b_z} \end{bmatrix} \quad (52)$$

Im Gegensatz zu den Zuständen, die den Navigationsfehlern zuzuordnen sind, beziehen sich die Kreiseldrift und die Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser auf das sensorspezifische Koordinatensystem, d.h. sie können unabhängig von dem gewählten Koordinatensystem der Mechanisierung wie in (51) und (52) angesetzt werden. Wie bereits erwähnt gehen alle nicht explizit modellierten Sensorfehler in diese Terme mit ein (“lumped error states”). Die Kreiseldrift und der Beschleunigungsmesseroffset sind zeitlich veränderliche Größen, die farbiges Rauschen aufweisen, und werden daher als Gauß-Markoff-Prozess erster Ordnung modelliert (Brown & Hwang 1992), (Gelb 1974).  $\mathbf{I}_\alpha$  und  $\mathbf{I}_\beta$  sind Diagonalmatrizen, auf deren Hauptdiagonale die reziproke Korrelationszeit  $\tau$  der Prozesse steht. Die Korrelationszeit ist ein Maß für die mittlere Zeitspanne, in der sich der entsprechende Zustand praktisch nicht ändert. In Abhängigkeit von der gewählten Korrelationszeit wird die Zustandsgröße als mehr ( $\tau \rightarrow \infty$ ) oder weniger ( $\tau \rightarrow 0$ ) konstante Größe behandelt. Die Vektoren  $\mathbf{w}_d$  und  $\mathbf{w}_b$  enthalten weißes Rauschen. Zur Modellierung der INS-Sensorfehler wird der Gauß-Markoff-Prozess oft durch Hinzunahme einer weiteren Zufallsvariable ergänzt, die einen zufälligen aber konstanten Nullpunktfehler erfassst.

Trotz des oben angegebenen ausführlichen Fehlermodells kann das Fehlerverhalten von INS in der Regel nur näherungsweise beschrieben werden. Durch unzureichende Modellierung der systemspezifischen Fehlergrößen können bei allen Rechenschritten der Navigationsrechnung Störungen auftreten, deren Einfluss nur unzureichend bekannt ist. Daher ist es unbedingt notwendig, INS durch zusätzliche Beobachtungsinformationen zu kontrollieren, um die Größe des Navigationsfehlerhaushaltes abschätzen zu können. In der klassischen geodätischen Inertialvermessung werden dazu folgende zwei Methoden verwendet:

- Geschwindigkeitsbeobachtungen

Durch den Vergleich der berechneten internen INS-Geschwindigkeit mit einer Referenzgeschwindigkeit kann der Geschwindigkeitsfehler bestimmt werden. Im einfachsten Fall lässt sich dieser Geschwindigkeitsabgleich während statischer Messperioden durchführen, da dann die Referenzgeschwindigkeit den Wert 0 annimmt (sog. Nullgeschwindigkeitupdates, “zero velocity update point (ZUPT)”).

- Koordinatenbeobachtungen

Durch den Vergleich mit unabhängig bestimmten Koordinaten von Referenzpunkten kann der Positionsfehler des INS bestimmt werden (sog. Koordinatenupdate, “coordinate update point (CUPT)”). Im einfachsten Fall wird das INS dazu über einem geodätisch bekannten Punkt angehalten und die Positionsabweichung ermittelt. Gleichzeitig kann ein ZUPT durchgeführt werden.

Für die Navigation von Flugzeugen bzw. Schiffen stehen während der Durchführung der Messungen die angeführten Methoden zur Stützung des INS nicht zur Verfügung. Die erforderlichen Update-Informationen müssen daher aus anderen, unabhängigen Messsystemen gewonnen werden, die während der Sensorbewegung Referenzmessungen z.B. für Geschwindigkeit und Position liefern. Dazu wurden zunächst vor allem Radionavigationsverfahren

(z.B. Loran) oder frühe Satellitennavigationsverfahren (z.B. Transit) verwendet. Mit der vollständigen Einrichtung des GPS können heute zu jeder Zeit, quasi unabhängig von der aktuellen Position, Messungen durchgeführt werden. Das GPS ist deshalb mittlerweile ein bevorzugter Sensor für die Stützung und Integration mit INS geworden. Diese Art der Systemintegration wird daher in den nächsten Abschnitten der Arbeit behandelt.

### 3 Ansätze zur GPS/INS-Integration

In den Abschnitten 2.2 und 2.3 wurden das globale Positionierungssystem GPS und Inertialnavigationssysteme eingeführt und das typische Fehlerverhalten beider Systeme charakterisiert. INS sind autarke Systeme, d.h. sie sind auf keinerlei externe Systemkomponenten angewiesen. Sie liefern alle neun Navigationsgrößen – Positions-, Geschwindigkeits- und Neigungsinformationen – mit einer hohen kurzzeitigen Genauigkeit und einer hohen Datenrate. Die Systemgenauigkeit bleibt aber nicht konstant, sondern verschlechtert sich mit fortschreitender Zeit in Abhängigkeit von der Qualität der verwendeten Sensorkomponenten, sofern die Systeme nicht durch externe Beobachtungen gestützt werden. Das GPS ist auf die Messung von Signalen zu Satelliten angewiesen. Diese GPS-Messungen liefern im Wesentlichen Positions- und Geschwindigkeitsinformationen, die über eine hohe und konsistente Langzeitstabilität verfügen, über kurze Zeiträume aber ein hohes Messrauschen aufweisen – vor allem dann, wenn nur die Pseudorangemessungen zur Auswertung zur Verfügung stehen. Durch den Übergang auf die Trägerphasenmessung kann zwar das Messrauschen erheblich reduziert werden (ca. Faktor 1000), allerdings sind die Messungen mehrdeutig, sobald Phasensprünge auftreten. Eine geeignete Integration beider Systeme sollte daher die zuverlässige Aufdeckung von Phasensprüngen zulassen und somit Positions-, Geschwindigkeits- und Neigungsbestimmung mit gleichbleibend hoher Genauigkeit über das gesamte Messintervall ermöglichen. Durch die optimale GPS/INS-Integration werden die langfristigen INS-Fehler detektiert und entsprechend eliminiert. Die Genauigkeit wird letztlich nur noch durch das Messrauschen der Sensoren vorgegeben. Dabei wird die Positionsgenauigkeit im Wesentlichen durch die GPS-Positionsgenauigkeit definiert, die Winkelgenauigkeit durch das Rauschen der INS-Drehratenmessung. Außerdem liefert das kombinierte GPS/INS-Modul auch Navigationsdaten, wenn das GPS durch kurzzeitige Abschattungen keine Messungen zur Verfügung stellen kann.

#### 3.1 Integrationsstrategien

Im Prinzip kann die Integration auf verschiedene Art und Weise erfolgen: auf der Hardware- bzw. auf der Softwareseite. Die hardwaremäßige Integration, bei der beide Systeme in einer “black box” kombiniert sind, die in der Regel von außen nicht mehr zugänglich ist, soll nicht weiter verfolgt werden. Das Verfahren kann durch die sehr enge Verknüpfung der Systeme vorteilhaft sein, z.B. im Hinblick auf eine schnelle Re-Akquisition des Satelliten-signals nach Signalabrisse. Andererseits sind nachträglich kaum mehr Modifikationen an dem Gesamtsystem möglich. Daher wird, abgesehen von wenigen Spezialanwendungen, in der Regel eine softwareseitige Integration zwischen GPS- und INS-Komponenten angestrebt: Beide Einheiten sind hardwaremäßig zunächst voneinander getrennt und erst die jeweiligen Messgrößen werden auf der Softwareseite gemeinsam ausgewertet. Auch dieser Ansatz kann auf zwei verschiedene Arten durchgeführt werden. Man muss zwischen einem zentralen und einem dezentralen Ansatz zur Auswertung der GPS- und INS-Daten unterscheiden.

Im ersten Verfahren werden GPS und INS in einem zentralen Filter zusammengeführt. Beim zentralen Ansatz wird ein gemeinsamer Zustandsvektor verwendet um das Fehlerverhalten beider Systeme zu modellieren. Die unmittelbar anfallenden GPS-Messungen (Pseudorange, Phasenmessung, Doppler) und nicht erst die abgeleiteten Größen (Position, Geschwindigkeit) gehen zur Korrektur der Systemfehler in den Filter ein. Hinsichtlich der Prozessierungszeit ist dieser Ansatz empfehlenswert; selbst bei weniger als vier zur Verfügung stehenden Satelliten können deren Beobachtungen zur Stützung des Gesamtsystems verwendet werden. Allerdings weist der zentrale Integrationsansatz wesentliche Nachteile bei einer späteren Erweiterung des Systems um zusätzliche Komponenten auf, da der gesamte Filter neu konzipiert werden muss um zusätzliche Systemzustände im Zustandsvektor zu berücksichtigen.

Alternativ werden in einem dezentralen Ansatz je nach Anzahl der verwendeten Sensorsysteme zwei oder mehrere separate Filter formuliert, die parallel arbeiten und nur zu bestimmten Zeitpunkten miteinander korrespondieren. Für den Fall eines integrierten GPS/INS-Moduls existieren demnach zwei verschiedene Filter: Die GPS-Daten werden zunächst in einem eigenen lokalen Filter prozessiert (Abschnitt 2.2.2), der zweite Filter ist dann der eigentliche Haupt- oder Masterfilter, der die INS-Daten verarbeitet und die Positions-, Geschwindigkeits- und Orientierungsinformationen entlang der Trajektorie liefert (Abschnitt 2.3.3). Die aus den Rohmessungen abgeleiteten Ergebnisse des lokalen GPS-Filters werden als “Pseudo”-Beobachtungen als Stützinformationen für den Masterfilter verwendet und ermöglichen somit eine global gesehen optimale Zustandsschätzung des Gesamtsystems. Der dezentrale Ansatz kann in einer Vielzahl von Varianten implementiert werden (kaskadierender Filter, vollständig dezentralisierter Filter, sub-dezentraler Filter (Wei & Schwarz 1990b)), auf die hier im Einzelnen nicht eingegangen werden soll. Dies zeigt jedoch die Flexibilität des Verfahrens, vor allem im Hinblick auf die Erweiterung des GPS/INS-Moduls um weitere Sensorkomponenten

zu Multisensor-Systemen. Zusätzlich können durch die Vorprozessierung der Daten in den lokalen Unterfiltern grobe Fehler bereinigt werden, bevor die Informationen als Stützinformationen in den Masterfilter eingehen.

## 3.2 Integration durch Kalman-Filterung

### 3.2.1 Filterung

Die optimale Schätzung der Systemzustände wird vielfach in einem Kalman-Filter realisiert. Der Kalman-Filter beruht unmittelbar auf der in Abschnitt 2.3.3 gegebenen Differenzialgleichung, die das Systemverhalten eines dynamischen Systems beschreibt. Seit ca. 1960 hat sich die Kalman-Filterung zur rekursiven Lösung von zeitdiskreten linearen Prozessen vor allem in Navigationsanwendungen durchgesetzt. Dafür sind im Wesentlichen folgende Gründe anzuführen (Brown & Hwang 1992):

- Die Kalman-Filterung erlaubt eine Echtzeitauswertung der anfallenden Messdaten. Während der Messung können die Navigationsfehler durch Berücksichtigung von Kontrollinformationen bestimmt und verbessert werden.
- Die Systemdynamik lässt sich durch ein lineares System beschreiben, bzw. eine Linearisierung ist mit ausreichender Genauigkeit möglich.
- Für Navigationsanwendungen kommen vielfach Multisensor-Systemkonfigurationen zur Anwendung, die verschiedene Ein- und Ausgangsdaten liefern (z.B. Position, Geschwindigkeit, Orientierung). Es handelt sich um Multi-Ein- und Ausgabesysteme unterschiedlicher Genauigkeit, deren Informationen sich gegenseitig stützen können.
- Die gelieferten Ausgangswerte sollen mit der höchsten Genauigkeit bestimmt werden, daher ist eine optimale Kombination der Eingangsgrößen in einem optimalen Filter notwendig.

Bei integrierten Navigationssystemen handelt es sich fast immer um Inertialnavigationssysteme, die durch weitere Sensoren gestützt werden. Das INS ist dabei der Basissensor, der als autarkes System die kontinuierliche Bestimmung der Fahrzeugbewegung ermöglicht. Alle für die Navigation relevanten Daten können mit dem INS gewonnen werden (Position-, Geschwindigkeit- und Neigungsinformation). Die zur Stützung verwendeten Sensoren liefern zu bestimmten Zeiten redundante Messungen, vielfach aber nur Teilinformationen (z.B. Standard-GPS: Position und Geschwindigkeit). Sie werden zur Verbesserung der systemimmanenten INS-Fehler verwendet. Die Abbildung 7 zeigt ein integriertes GPS/INS-Navigationssystem (dezentraler Ansatz). Das System ist so konzipiert, dass die aus den Inertialdaten berechnete Navigationslösung nachträglich korrigiert wird (sog. "feedforward"-Konfiguration). Bei dieser Konfiguration findet keine Rückkopplung der geschätzten Systemfehler zu dem Navigationsalgorithmus statt, der aus den INS-Rohmessungen die gewünschten Navigationsgrößen bestimmt.

Liegen zu einem bestimmten Zeitpunkt  $t_k$  Daten aus dem GPS bzw. weiteren zusätzlichen Sensoren vor, so können die Stützinformationen zur Schätzung der Fehler der INS-Bahnberechnung herangezogen werden. Die Eingangsgröße  $\mathbf{z}_k$  für den Filter ergibt sich exemplarisch für den Fall eines GPS-Geschwindigkeitsupdates  $\mathbf{v}_{GPS}$  wie in (53) aufgeführt. Für jeden weiteren Sensor, der als Messgröße Beobachtungen der Navigationsgrößen aus-

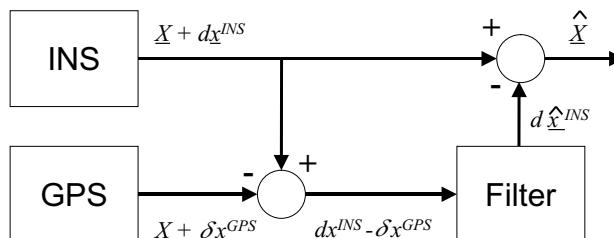


Abbildung 7: Integriertes GPS/INS-Modul (feedforward-Konfiguration).

der INS-Mechanisierung liefert, kann eine derartige Differenzgleichung aufgestellt werden.

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_k &= \mathbf{v}_{INS} - \mathbf{v}_{GPS} \\ &= \mathbf{v} + d\mathbf{v}_{INS} - (\mathbf{v} + \delta\mathbf{v}_{GPS}) \\ &= d\mathbf{v}_{INS} - \delta\mathbf{v}_{GPS} \end{aligned} \quad (53)$$

Sei  $\mathbf{v}$  die tatsächliche Sensorgeschwindigkeit, so bezeichnet  $\delta\mathbf{v}_{GPS}$  den Fehler der GPS-Geschwindigkeit und  $d\mathbf{v}_{INS}$  den Fehler der ungestützten INS-Geschwindigkeitsberechnung. Die INS-Geschwindigkeit ist auf Grund der in Abschnitt 2.3.3 gegebenen INS-Sensorfehler verfälscht, die Geschwindigkeitsinformation aus dem GPS weist ebenfalls Fehler auf. Die korrelierten Fehler, sowohl von INS als auch von GPS, werden im Rahmen der Filterung bestimmt. Gleichzeitig wird das eigentliche Messrauschen der Sensoren unterdrückt. Gleichung (53) zeigt, dass nur die Systemfehler  $\delta\mathbf{v}_{GPS}$ ,  $d\mathbf{v}_{INS}$  in die Filterung eingehen, die eigentliche, „wahre“ Geschwindigkeit  $\mathbf{v}$  wird durch die Differenzbildung eliminiert und bleibt in der Kalman-Filterung unberücksichtigt. Das Filterresultat verbessert die ungestützte INS-Bahn. Die verbesserte Bahn liegt mit einer Genauigkeit vor, die der Genauigkeit der Stützinformationen des besten zur Verfügung stehenden Sensors entspricht.

Alternativ zur rückkopplungsfreien („feedforward“) Sensorkonfiguration können die Systemfehler nach der im Rahmen der Filterung erfolgten Schätzung wieder der INS-Datenmechanisierung zugeführt werden („feedback“). Die Integration der INS-Daten wird somit mit den verbesserten Größen fortgeführt, d.h. die Systemfehler werden im Filter bestmöglich bestimmt und in der weiteren Prozessierung entsprechend berücksichtigt. Im Rahmen der Inertialdatenprozessierung werden demnach die entstehenden Fehler ständig korrigiert. Die maximalen noch auftretenden Fehler sind durch die Genauigkeit der Stützinformationen vorgegeben. Der wesentliche Unterschied zur rückkopplungsfreien Integration besteht darin, dass es sich bei den Ergebnissen aus der INS-Mechanisierung nicht mehr um die unkorrigierten Resultate handelt, sondern um die auf Grund der geschätzten Systemfehler verbesserten Werte. Die Filtergleichungen sind gegenüber der feedforward-Konfiguration entsprechend zu modifizieren (erweiterter Kalman-Filter (Brown & Hwang 1992)).

Die allgemeinen Herleitungen der Kalman-Filtergleichungen für zeitkontinuierliche Systeme können der einschlägigen Literatur (Gelb 1974) entnommen werden. Für Navigationsanwendungen – die Bestimmung der äußeren Orientierung ist unter diesen Begriff zu fassen – ist der Algorithmus für den zeitdiskreten Fall von Bedeutung. Daher wird im Folgenden auch nur der zeitdiskrete Fall behandelt. Den entsprechenden Kalman-Filteralgorithmus erhält man durch Diskretisierung von (45). Durch Übergang auf den Differenzenquotient  $\dot{\mathbf{x}} = \frac{\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_{k-1}}{\Delta t}$  für diskrete Zeitpunkte  $t_k = t_{k-1} + \Delta t$  ergibt sich die diskrete Form (54).

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (54)$$

$\mathbf{x}$  ist der Zustandsvektor,  $\mathbf{w}$  gibt das Prozessrauschen an und  $\Phi$  ist die Transitionsmatrix, welche die Zustandsänderung vom Zeitpunkt  $t_{k-1}$  zum Zeitpunkt  $t_k$  beschreibt. Die Transitionsmatrix lässt sich durch Taylorisierung aus der ursprünglichen dynamischen Matrix  $\mathbf{F}(t)$  ableiten (55), wobei die Reihenentwicklung vielfach nach dem linearen Term abgebrochen wird.

$$\Phi = e^{\mathbf{F}\Delta t} = \mathbf{I} + \mathbf{F}\Delta t + \frac{1}{2!}\mathbf{F}^2\Delta t^2 + \frac{1}{3!}\mathbf{F}^3\Delta t^3 + \dots \quad (55)$$

Im Rahmen der Kalman-Filterung werden die Systemzustände unter Berücksichtigung der Informationen aus zusätzlichen Beobachtungen  $\mathbf{z}_k$  optimal geschätzt. Dabei ist es unerheblich, ob es sich bei den zur Verfügung stehenden Beobachtungen um Daten handelt, die direkt vom System geliefert werden, oder um die Messungen zusätzlicher Sensoren, die Beobachtungen der Systemzustände liefern. Die Beobachtungen sind durch Beobachtungsrauschen  $\mathbf{v}_k$  verfälscht, das entweder vom System selber oder vom Messsensor verursacht wird. Sie werden in der Beobachtungsgleichung (56) berücksichtigt.

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (56)$$

Die Beobachtungskoeffizientenmatrix (Designmatrix)  $\mathbf{H}_k$  stellt den Zusammenhang zwischen den Beobachtungen und den zu schätzenden Zuständen her. Prozess- und Beobachtungsrauschen werden als unkorreliertes, normalverteiltes weißes Rauschen mit dem Mittelwert 0 und den Kovarianzmatrizen  $\mathbf{Q}_k$  für das Prozess- und  $\mathbf{R}_k$  für das Beobachtungsrauschen angenommen. Die entsprechenden Kovarianzmatrizen sind in (57) gegeben.

Die statistischen Annahmen charakterisieren das lineare System und die Messfehler.

$$\begin{aligned} E[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_i^T] &= \begin{cases} \mathbf{Q}_k & \text{für alle } i = k \\ 0 & \text{für alle } i \neq k \end{cases} \\ E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_i^T] &= \begin{cases} \mathbf{R}_k & \text{für alle } i = k \\ 0 & \text{für alle } i \neq k \end{cases} \\ E[\mathbf{w}_k \mathbf{v}_i^T] &= 0 \quad \text{für alle } i, k \end{aligned} \quad (57)$$

Die Kalman-Filterung ist ein rekursiv ablaufender Algorithmus, der aus einer Abfolge von Filter- und Schätzoperationen besteht. Die Filtergleichungen des Kalman-Filters lassen sich nach (Schrück 1977) durch die rekursive Anwendung der verallgemeinerten Ausgleichungsrechnung nach Gauß-Markoff ableiten. Sie ergeben sich nach z.B. (Brown & Hwang 1992), (Gelb 1974) wie in (58) und (59) angegeben. In (58) wird der neue Zustandsvektor prädiziert (Vorhersage, Extrapolation (Stufe 1)) und in (59) die Verbesserung der Schätzung durch die Beobachtungen vorgenommen (Korrektur, Update (Stufe 2)). (–) kennzeichnet prädizierte Größen, (+) symbolisiert Werte unmittelbar nach der verbesserten Schätzung.

### 1. Prädiktion

Ausgehend von  $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}(+)$  und  $\mathbf{P}_{k-1}(+)$  wird der beste Schätzwert für den Zustandsvektor  $\hat{\mathbf{x}}_k(–)$  und die entsprechende Kovarianzmatrix  $\mathbf{P}_k(–)$  für den Zeitpunkt  $t_k$  unmittelbar vor der nächsten Messung berechnet.

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k(–) &= \Phi_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}(+) \\ \mathbf{P}_k(–) &= \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}(+) \Phi_{k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \end{aligned} \quad (58)$$

### 2. Korrektur

Über die Transformationsmatrix  $\mathbf{H}_k$  wird aus dem geschätzten Zustandsvektor  $\hat{\mathbf{x}}(–)$  der erwartete Messwert berechnet. Die Differenz zur tatsächlichen Messung  $\mathbf{z}_k$  wird zur Korrektur der prädizierten Werte verwendet. Damit kann der verbesserte Zustandsvektor nach durchgeföhrtem Update zum Zeitpunkt  $t_k$  bestimmt werden.

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k(–) \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k(–) \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k(+) &= \hat{\mathbf{x}}_k(–) + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}(–)] \\ \mathbf{P}_k(+) &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_k(–) \end{aligned} \quad (59)$$

Die Matrix  $\mathbf{K}_k$  ist die sogenannte Verstärkungs- oder “Kalman-Gain”-Matrix. Sie hat wesentlichen Einfluss auf die verbesserte Berechnung der Schätzwerte  $\hat{\mathbf{x}}_k(+)$ ,  $\mathbf{P}_k(+)$ . Die optimale Wahl von  $\mathbf{K}_k$  minimiert die Hauptdiagonalelemente in der Matrix  $\mathbf{P}_k$  (Spur der Kovarianzmatrix), d.h. die Summe der Varianzen des Schätzfehlers des Unbekanntenvektors wird als Minimumkriterium herangezogen. Über  $\mathbf{K}_k$  wird der Innovationsvektor (Differenz aus Beobachtung  $\mathbf{z}_k$  und prädizierter Beobachtung  $\mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}(–)$ ) als Verbesserungsvektor für den prädizierten Zustandsvektor bestimmt. In z.B. (Caspary et al. 1986) ist gezeigt, dass  $\mathbf{K}_k$  ausschlaggebend für den Genauigkeitsgewinn durch die berücksichtigten Beobachtungen ist. Die Kovarianzen des verbesserten Zustandsvektors sind kleiner gleich den Kovarianzen des prädizierten Zustands.

Die Gleichungen (58) und (59) sind so anzuwenden, dass ausgehend von Startwerten für Zustandsvektor  $\hat{\mathbf{x}}_0$  und dessen Kovarianzmatrix  $\mathbf{P}_0$  zum Zeitpunkt  $t_0$  der neue Systemzustand  $\hat{\mathbf{x}}_k(–)$  und die Kovarianzen  $\mathbf{P}_k(–)$  prädiziert werden. Falls Messungen  $\mathbf{z}_k$  vorliegen kann dann ein Update des Systemzustands vorgenommen werden. Für zeitvariante Prozesse wird dazu die neue Kalman-Verstärkungsmatrix  $\mathbf{K}_k$  berechnet. Damit kann der Systemzustand  $\hat{\mathbf{x}}_k$  korrigiert und eine neue Kovarianzmatrix  $\mathbf{P}_k(+)$  des Zustandsvektors bestimmt werden. Finden die in (Brown & Hwang 1992) angegeben alternativen Kalman-Filtergleichungen ihre Anwendung, wird zunächst die Kovarianzmatrix berechnet. Dann erfolgt die Berechnung der Verstärkungsmatrix mit dem anschließenden Update des Zustandsvektors. Vielfach werden bei der programmtechnischen Umsetzung der Kalman-Filterung die Gleichungen nicht in ihrer ursprünglichen Form ((58), (59)) implementiert, sondern eine Faktorisierung der Kovarianzmatrix  $\mathbf{P} = \mathbf{U} \mathbf{D} \mathbf{U}^T$  vorgenommen.  $\mathbf{U}$  ist dabei eine obere Dreiecksmatrix. Die Hauptdiagonalelemente sind identisch 1,  $\mathbf{D}$  ist eine Diagonalmatrix. Diese Form der Darstellung der Kovarianzmatrix erlaubt eine algorithmische Verbesserung der ursprünglichen Kalman-Filtergleichungen. Damit ist eine effizientere und

vor allem bei großen Zustandsvektoren nummerisch stabilere Berechnung möglich (Applanix 1997), (Brown & Hwang 1992).

### 3.2.2 Glättungsverfahren

Wesentliches Kriterium des Kalman-Filters ist die Filterung der Daten, d.h. die optimale Schätzung des Systemzustandes basierend auf allen bis zum aktuellen Zeitpunkt gemessenen Informationen. Der Filter greift dazu nur auf die vergangenen Messungen zurück, der aktuelle Systemzustand repräsentiert die Informationen aus den bisherigen Beobachtungen. Diese Methodik ergibt sich zwangsläufig aus der geforderten Echtzeitfähigkeit der Datenauswertung. Im Gegensatz zur Filterung stützt sich eine Glättung auf alle in dem Beobachtungsintervall von Beginn bis Ende der Messung angefallenen Messdaten. Glättungsoperationen sind daher nicht mehr echtzeitfähig. Sie können nur im späteren Post-Processing durchgeführt werden, erlauben aber im Gegensatz zur Filterung die Einbeziehung aller Beobachtungen zur optimalen Zustandsbestimmung des Systems. Werden die im Rahmen einer Kalman-Filterung gewonnenen Zustandsgrößen einer anschließenden Glättung unterzogen, so lässt sich dadurch eine erhöhte Genauigkeit der Schätzwertbestimmung erzielen. Die Kombination einer Kalman-Filterung mit einer anschließenden Glättung ist daher vor allem im Hinblick auf die Bestimmung der Trajektorie mit höchster Genauigkeit (z.B. für die Orientierungsbestimmung von luftgestützten Sensoren) notwendig.

Ein mögliches Glättungsverfahren ist in (Fraser & Potter 1969) gegeben. Wie bereits erwähnt verwendet der Kalman-Filter alle "vergangenen" Beobachtungen  $\mathbf{z}_i$  mit  $0 \leq i \leq k$  ( $t_k$  = aktuelle Zeit) zur Zustandsschätzung  $\hat{\mathbf{x}}_k$ . Die Kovarianzen sind durch  $\mathbf{P}_k$  gegeben. Konzipiert man nun einen zweiten Filter, der im Gegensatz zur herkömmlichen Kalman-Filterung alle "zukünftigen" Beobachtungen  $\hat{\mathbf{x}}_\kappa$  rückwärts in der Zeit mit  $k \leq \kappa \leq T$  ( $T$  = Zeitpunkt zum Ende der Messung) zur Schätzung des Systemzustands verwendet, so ermittelt man auf diese Art und Weise ebenfalls einen Schätzwert  $\hat{\mathbf{x}}_k^r$  für den Zeitpunkt  $t_k$ . Diese Schätzung beruht auf allen Informationen der restlichen Messungen  $\mathbf{z}_\kappa$ , beginnend mit der Messung  $\mathbf{z}_T$  bis zur Messung  $\mathbf{z}_k$ . Das Verfahren entspricht demnach einer Kalman-Filterung, die in entgegengesetzter Richtung auf die zukünftigen Beobachtungen angewendet wird. Durch gewichtete Linearkombination aus den beiden Schätzwerten  $\hat{\mathbf{x}}_k, \hat{\mathbf{x}}_k^r$  aus vorwärts- und rückwärtsgerichteter Kalman-Filterung kann so der optimale Zustand bestimmt werden (Zwei-Filter-Form zur optimalen Zustandsbestimmung zu einem bestimmten Zeitpunkt  $t_k$  ("fixed-point"-Glättung)). Die Kombination beider Filter verwendet alle erfassten Beobachtungen der gesamten Messperiode. Die optimale Kombination der beiden Zustandsvektoren zum Zeitpunkt  $t_k$  repräsentiert eine optimale Glättung. Der Beweis ist in (Fraser & Potter 1969) gegeben.

Die Gleichungen für den rückwärtsgerichteten Kalman-Filter können durch die Anwendung von (54) und (56) auf das zeitinvertierte System (mit  $\tau = T - t, \frac{d}{d\tau} = -\frac{d}{dt}$ ) erhalten werden. In den nachfolgenden Gleichungen sind die entsprechenden Beziehungen für das normale bzw. für das zeitinvertierte System gegeben ((60)–(64), zeitkontinuierliches System (Schrick 1977), (Fraser & Potter 1969)).

1. System (vorwärts in der Zeit)

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\mathbf{x}(t) &= \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t) \end{aligned} \quad (60)$$

2. System (rückwärts in der Zeit)  $\tau = T - t$

$$\begin{aligned} \frac{d}{d\tau}\mathbf{x}(\tau) &= -\mathbf{F}(\tau)\mathbf{x}(\tau) - \mathbf{G}(\tau)\mathbf{u}(\tau) \\ \mathbf{z}(\tau) &= \mathbf{H}(\tau)\mathbf{x}(\tau) + \mathbf{v}(\tau) \end{aligned} \quad (61)$$

3. Vorwärts-Kalman-Filter  $\hat{\mathbf{x}}(0) = \hat{\mathbf{x}}_0; \mathbf{P}(0) = \mathbf{P}_0$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\hat{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{F}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}^{-1}(t)(\mathbf{z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)) \\ \frac{d}{dt}\mathbf{P}(t) &= \mathbf{F}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{F}^T(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{Q}(t)\mathbf{G}^T(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) \end{aligned} \quad (62)$$

$$4. \text{ Rückwärts-Kalman-Filter} \quad \hat{\mathbf{x}}^r(\tau = 0) = \hat{\mathbf{x}}_T; \quad \mathbf{P}^r(\tau = 0) = \mathbf{P}_T$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{d\tau} \hat{\mathbf{x}}^r(\tau) &= -\mathbf{F}(\tau) \hat{\mathbf{x}}^r(\tau) + \mathbf{P}(\tau) \mathbf{H}^T(\tau) \mathbf{R}^{-1}(\tau) (\mathbf{z}(\tau) - \mathbf{H}(\tau) \hat{\mathbf{x}}^r(\tau)) \\ \frac{d}{d\tau} \mathbf{P}^r(\tau) &= -\mathbf{F}(\tau) \mathbf{P}^r(\tau) - \mathbf{P}^r(\tau) \mathbf{F}^T(\tau) + \mathbf{G}(\tau) \mathbf{Q}(\tau) \mathbf{G}^T(\tau) - \mathbf{P}^r(\tau) \mathbf{H}^T(\tau) \mathbf{R}^{-1}(\tau) \mathbf{H}(\tau) \mathbf{P}^r(\tau) \end{aligned} \quad (63)$$

## 5. Geglätteter Schätzwert

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(t, T) &= (\mathbf{P}^{-1}(t) + \mathbf{P}^{r-1}(t))^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}(t, T) &= \mathbf{P}(t, T) (\mathbf{P}^{-1}(t) \hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{P}^{r-1}(t) \hat{\mathbf{x}}^r(t)) \end{aligned} \quad (64)$$

Aus dem Zwei-Filter-Algorithmus lassen sich andere Glättungsverfahren ableiten. Der Rauch-Tung-Striebel-Algorithmus (RTS) (Brown & Hwang 1992) gibt z.B. im Gegensatz zum Zwei-Filter-Verfahren den geglätteten Schätzwert bezogen auf ein bestimmtes Zeitintervall an (“fixed-interval”-Glättung). Er wird durch Differenzierung von (64) aus dem Zwei-Filter-Verfahren abgeleitet. Allerdings ist die rechentechnische Umsetzung des diskreten Verfahrens für die praktische Anwendung zu aufwendig (Bierman 1973). Daher wird stattdessen ein modifizierter Bryson-Frazier-Algorithmus verwendet, der im Vergleich zum RTS-Verfahren rechentechnische und speicherplatzmäßige Vorteile hat. Der Algorithmus basiert auf dem in (Bryson & Ho 1975) gegebenen Bryson-Frazier Glättungsverfahren. Da dieser Algorithmus in der im weiteren Verlauf der Untersuchung angewendeten Software implementiert ist, werden im Folgenden die entsprechenden Gleichungen kurz angegeben. Die Herleitung der Beziehungen findet sich in (Bierman 1973).

$$\begin{aligned} \hat{\chi}_k(+) &= \Phi_{k+1}^T \hat{\chi}_{k+1}(-) \\ \mathbf{Z}_k(+) &= \Phi_{k+1}^T \mathbf{Z}_{k+1}(-) \Phi_{k+1} \end{aligned} \quad (65)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{D}_k &= \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k(-) \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \\ \hat{\chi}_k(-) &= \hat{\chi}(+) - \mathbf{H}_k^T \mathbf{D}_k^{-1} [\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}(-) + \mathbf{D}_k \mathbf{K}_k^T \hat{\chi}(+)] \\ \mathbf{Z}_k(-) &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{Z}_k(-) [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k]^T + \mathbf{H}_k^T \mathbf{D}_k^{-1} \mathbf{H}_k \end{aligned} \quad (66)$$

In (65) und (66) ist das modifizierte diskrete Bryson-Frazier-Glättungsverfahren gegeben. Die Dualität der Beziehungen zu den Standardbeziehungen der Kalman-Filterung ist offensichtlich.  $\chi$  und  $\mathbf{Z}$  sind die äquivalenten Größen zum Zustandsvektor  $\mathbf{x}$  mit seiner zugehörigen Kovarianzmatrix  $\mathbf{P}$ . Die Größen  $\chi$  und  $\mathbf{Z}$  werden entgegen der positiven Zeitachse wie bei der Kalman-Filterung prädiziert (65) und anschließend korrigiert (66). Der Glättungsalgorithmus verwendet demnach die im Rahmen der Filterung geschätzten Zustandsvektoren in der gleichen Art und Weise, wie der prädizierte Zustandsvektor im Rahmen der Kalman-Filterung verwendet wird. Daher kann ein Programm zur Durchführung einer Kalman-Filterung für eine Bryson-Frazier-Glättung eingesetzt werden, wenn die Dualitätsbeziehungen in (Bierman 1973) zwischen den entsprechenden Filter- bzw. Glättungsgrößen berücksichtigt werden.

Die geglätteten Größen  $\hat{\mathbf{x}}_k^*$ ,  $\mathbf{P}_k^*$  fallen nicht automatisch während der rekursiven Berechnung an, sondern werden zu den gewünschten Zeitpunkten mit (67) bestimmt. Um die optimale Glättung zu jeder Messepoche vornehmen zu können, müssen die Ergebnisse aus der Kalman-Filterung vorliegen. Die Glättung ist daher nicht so rechenaufwendig wie die Filterung, benötigt aber wesentlich mehr Speicheroperationen, da auf die Filterresultate zurückgegriffen werden muss (Wong 1988).

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k^* &= \hat{\mathbf{x}}_k(-) - \mathbf{P}_k(-) \hat{\chi}_k(-) \\ \mathbf{P}_k^* &= \mathbf{P}_k(-) - \mathbf{P}_k(-) \mathbf{Z}_k(-) \mathbf{P}_k(-) \end{aligned} \quad (67)$$

Auf weitere Glättungsverfahren (z.B. “fixed-lag”-Glättung) wird im Rahmen dieser Arbeit nicht eingegangen. Sie sind der entsprechenden Literatur zu entnehmen (Brown & Hwang 1992), (Gelb 1974). Allen optimalen Glättungsverfahren gemeinsam ist die Tatsache, dass sie im Sinne einer minimalen Schätzfehlervarianz alle Beobachtungen der Messreihe optimal auswerten. Daher bringt eine erneute Filterung oder Schätzung keine Verbesserung der Genauigkeiten zur Bestimmung der Systemzustandsgrößen (Schrick 1977).

### 3.3 Streifenweiser Integrationsansatz

Im Folgenden soll ein alternatives Verfahren zur Integration von GPS/INS-Daten vorgestellt werden, das im Rahmen der Arbeit am Institut für Photogrammetrie (ifp) entstanden ist und im Gegensatz zu der in Abschnitt 3.2 vorgestellten Standardmethode der GPS/INS-Datenauswertung keinen Kalman-Filter verwendet, sondern nur auf der Auswertung der unmittelbar während des photogrammetrischen Streifenfluges aufgenommenen INS-Daten basiert. Demnach ist für dieses Auswerteverfahren keine komplette Registrierung und Rekonstruktion der Gesamtflugtrajektorie notwendig. Obwohl in der Regel davon auszugehen ist, dass bei neu entwickelten integrierten GPS/INS-Modulen die kontinuierliche Datenaufzeichnung selbstverständlich ist, gibt es ältere Sensorskonfigurationen, bei denen keine durchgehende GPS/INS-Trajektorie geliefert wird. Eine nicht-kontinuierliche INS-Trajektorie kann aber auch bei neuen Systemen auftreten, wenn während des Fluges durch Probleme bei der Datenerfassung Lücken in den INS-Daten entstehen. Bei den am Institut für Photogrammetrie untersuchten Zeilenscannern DPA und WAAC (Abschnitt 1.2) ist die INS-Datenaufzeichnung unmittelbar mit der Bilddatenerfassung verknüpft, sodass nur während der photogrammetrischen Streifenflüge INS-Daten zur Verfügung stehen. Ähnliche Ausgangssituationen gibt es auch bei Laserscanner-Systemen (Burman 1999). Somit ist keine vollständige INS-Trajektorie vorhanden, d.h. es kann auch auf keine statische oder in-air Anfangsinitialisierung zurückgegriffen werden. Die Anfangsorientierung muss stattdessen während der Bewegung ermittelt werden. Wesentliche Voraussetzung dafür ist die Verfügbarkeit von Linearbeschleunigungsmessungen in allen Sensorachsen (siehe Abschnitt 2.3.2). Da sich aber während des photogrammetrischen Bildstreifens abgesehen von der Schwerbeschleunigung das Flugzeug praktisch beschleunigungsfrei bewegt, kann keine korrekte Initialisierung durchgeführt werden. Das gilt insbesondere für die Bestimmung des Kurswinkels. Eine Kalman-Filterung wird demnach auch nur zu unbefriedigenden Resultaten führen.

Eine alternative Möglichkeit zur Bestimmung der Anfangsorientierung und zur Kalibrierung des GPS/INS-Moduls liefert der streifenweise Integrationsansatz. In diesem Verfahren werden die GPS/INS-Daten mit den Beobachtungen aus dem Bildraum verknüpft und die entsprechenden Fehlergrößen abgeleitet. Daher ist dieser Streifenansatz nur in Verbindung mit einem abbildenden Sensor zu realisieren. Die GPS/INS-Datenauswertung wird demnach mit der photogrammetrischen Bilddatenauswertung verknüpft (kombinierte AT). Das Verfahren der kombinierten AT greift auf den von (Gibson 1994) vorgestellten Algorithmus zurück. Dieser Ansatz wird insofern erweitert, als dass die Auswertung nicht nur auf den prozessierten INS-Positionen und -Winkeln beruht, sondern zusätzlich die GPS-Positionen und Geschwindigkeiten mit einbezieht. Außerdem wird im Rahmen der Auswertungen die GPS/INS-Integration mehrmals durchgeführt und in der kombinierten AT iterativ verbessert.

#### 3.3.1 Streifenweise GPS/INS-Datenauswertung

Die streifenweise Auswertung läuft in verschiedenen Stufen ab und basiert auf der strap-down Mechanisierung der INS-Daten. Die GPS-Positionen und -Geschwindigkeiten werden als Stützinformationen verwendet, wobei aus den INS-Daten zunächst möglichst gute Orientierungselemente abgeleitet werden, die dann in einem zweiten Schritt in die GPS-Trajektorie eingeschaltet werden. Da zunächst keine Informationen über die sensorspezifischen INS-Fehler (z.B. Kreiseldrift, Beschleunigungsmesseroffset) vorliegen, werden diese zu Null angenommen. Diese fehlerhafte Annahme und weitere Fehler in der Anfangsorientierung führen beim ersten Integrations schritt zu großen Abweichungen, die aber durch die Einbeziehung von Informationen aus den GPS-Daten in einer nachfolgenden Integration reduziert werden können.

**Systeminitialisierung** Bevor mit der Mechanisierung begonnen werden kann, müssen die Startwerte initialisiert werden. Die Anfangsposition und -geschwindigkeit wird aus den GPS-Daten abgeleitet. Die Bestimmung der Orientierungswinkel, die die Anfangsorientierung des INS relativ zum übergeordneten Koordinatensystem festlegen, erfolgt in zwei Schritten. Zunächst wird von einer normalen Fluglage ausgegangen, wie sie für photogrammetrische Bildstreifenflüge, bei denen der abbildende Sensor mittels einer stabilisierenden Plattform horizontiert wird, in der Regel vorliegt. Die zwei Lagewinkel (Roll- und Nickwinkel) können demnach mit Null angenommen werden, der Kurswinkel ergibt sich unter Berücksichtigung der Abtrittproblematik aus der momentanen GPS-Geschwindigkeit zum Startzeitpunkt (Abschnitt 2.3.2). Aus den Annahmen können erste Orientierungswinkel abgeleitet werden, die aber wegen der fehlerhaften Startwerte und unbekannten Sensoroffsets verfälscht sind. Eine Verbesserung der Anfangsorientierung ist möglich, wenn für den Roll- und Nickwinkel ein Gyrocompassing vorgenommen wird. Ausgehend von der Annahme, dass sich das Flugzeug während des Streifenfluges mit konstanter Geschwindigkeit und daher beschleunigungsfrei bewegt, werden über den gesamten Streifen diejenigen Flugsegmente detektiert, in denen der Betrag der sensierten Beschleunigungen dem Betrag

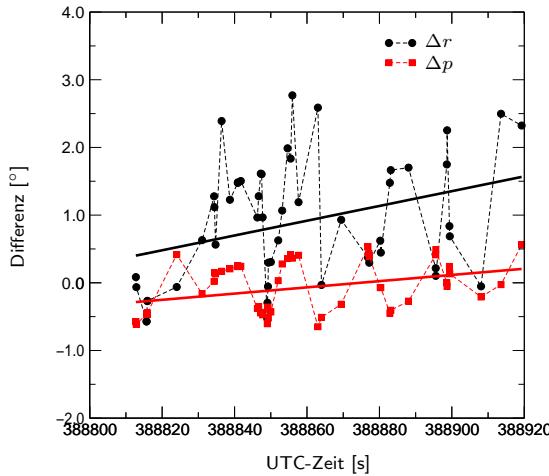


Abbildung 8: Systemhorizontierung durch Gyrocompassing (Streifenansatz).

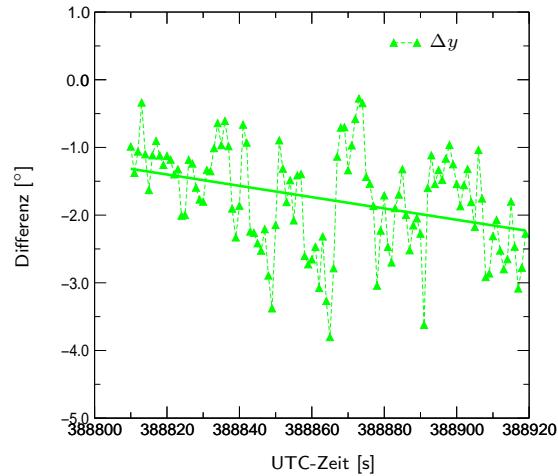


Abbildung 9: Kurswinkelbestimmung aus GPS-Geschwindigkeiten (Streifenansatz).

des lokalen Schwervektors entspricht. An diesen Stellen können mit (36) und (37) wie beim klassischen statischen Alignment jeweils die beiden Lagewinkel  $r$  und  $p$  berechnet werden. Durch die Vorgabe von bestimmten Toleranzgrenzen, um welche die gemessene Beschleunigung von der lokalen Sollschwere abweichen darf, und einer anschließenden Glättung der Beschleunigungsmessungen können das Messrauschen der Beschleunigungsmesser und eventuelle Beschleunigungsanteile, die durch Restflugbewegungen verursacht werden, herausgefiltert werden. Durch dieses Verfahren ergeben sich an verschiedenen Zeitpunkten innerhalb des photogrammetrischen Streifens Orientierungswinkel, die nicht aus den integrierten Drehratenmessungen abgeleitet werden und daher durch keine fehlerhaften Kreiseloffsets verfälscht sind. Aus den Differenzen zwischen den beiden unabhängigen Winkelinformationen können Korrekturwerte für die Anfangsorientierung und die Drehratensorsoffsets abgeleitet werden. Die Abbildung 8 zeigt exemplarisch für einen photogrammetrischen Flugstreifen die berechneten Winkeldifferenzen für den Roll- und Nickwinkel. Deutlich ist das lineare Fehlerverhalten auf Grund der nicht richtig korrigierten Kreiseloffsets zu erkennen. Aus den insgesamt 52 Differenzmessungen während des etwa 2-minütigen Streifenfluges lässt sich für jeden Winkel jeweils ein lineares Korrekturpolynom bestimmen. Die Steigung liefert einen korrigierten Wert für den Offset des jeweiligen Drehratensors, der Achsabschnitt zum Startzeitpunkt eine korrigierte Anfangsorientierung. Damit kann die Roll- und Nickwinkelberechnung entsprechend verbessert werden.

Das Verfahren kann analog auch auf die Korrektur der Kurswinkel-Anfangsorientierung bzw. des zugehörigen Sensoroffsets übertragen werden. Allerdings werden in diesem Fall die Referenzwinkel aus den jeweiligen GPS-Geschwindigkeiten nach (42) bestimmt. Diese GPS-Orientierungen können an jeder GPS-Messepoch berechnet werden. Entsprechend stehen für den bereits zuvor exemplarisch angesprochenen photogrammetrischen Flugstreifen 110 Epochen mit Stützinformationen zur Verfügung. Die Abbildung 9 zeigt die Differenzen zwischen den integrierten Drehraten und den aus den GPS-Geschwindigkeiten abgeleiteten Winkeln. Die lineare Regression liefert Korrekturen für Anfangsausrichtung und Kreiseloffset.

Für das in den Abbildungen 8 und 9 gezeigte Beispiel werden für alle drei Winkel ähnliche Korrekturen aus der Regressionsgeraden ermittelt. Die geschätzten Offsets der Drehratensensoren liegen bei etwa  $0.01^\circ/\text{s}$ , die Anfangsorientierungen werden für den Roll- und Nickwinkel um etwa  $0.3^\circ$ , für den Kurswinkel um  $1.3^\circ$  korrigiert. Wird dieses Regressionsverfahren iterativ angewendet, ist nach zwei Durchgängen die endgültige Lösung erreicht. Allerdings zeigen die Abweichungen von der Regressionsgeraden, dass Schwankungen in einer Bandbreite von  $4^\circ$  auftreten können. Die Qualität der verbesserten Orientierungen ist für den Kurswinkel abhängig von dem aktuellen Abtriftwinkel. Für den Roll- und Nickwinkel hängt die Genauigkeit von der Größe der Beschleunigungsmesseroffsets ab. Nicht korrigierte Offsets führen zu einer fehlerhaften Detektion der beschleunigungsfreien Flugabschnitte. Weiterhin werden die abgeleiteten Orientierungswinkel durch Offsets verfälscht. So führt z.B. ein nicht korrigierter Offset von  $0.001 \text{ m/s}^2$  in der Beschleunigungsmessung zu einem Orientierungsfehler von  $0.005^\circ$ . Demnach kann auch diese Methode nur eine Näherungslösung für die endgültige Systeminitialisierung liefern. Empirische Untersuchungen haben gezeigt, dass über dieses Verfahren die tatsächliche Anfangsorientie-

rung in etwa auf  $2^\circ$  genau realisiert werden kann (Abschnitt 5.1). Die Restfehler in der Anfangsorientierung und den Kreiseloffsets müssen in Kauf genommen werden und sind später zu korrigieren.

**Orientierungswinkelberechnung** Nach der Systeminitialisierung können die entsprechenden Orientierungswinkel durch numerische Integration gewonnen werden, wobei die Winkel nun derart definiert sein müssen, dass sie mit den in der Photogrammetrie üblichen Winkeln zu vergleichen sind. Die berechneten Orientierungswinkel  $\omega_i, \varphi_i, \kappa_i$  sind im Wesentlichen durch einen konstanten Offset  $\omega_0, \varphi_0, \kappa_0$  und eine lineare Drift  $\omega_1, \varphi_1, \kappa_1$  verfälscht (68). Der Offset wird durch die fehlerhaft bestimmte Anfangsorientierung, die linearen Fehler durch Restfehler in den Sensoroffsets verursacht. Die Offsets bei den Drehraten wirken sich durch die Integration als lineare Fehler der Winkel aus. Daher wird in der Gleichung ein Polynom 1. Ordnung zur Beschreibung des Fehlerverhaltens angesetzt. Um die korrekten Orientierungswinkel zu erhalten, müssen diese unbekannten Fehler zahlenmäßig bestimmt und an den gemessenen Winkel angebracht werden.

$$\begin{aligned}\bar{\omega}_i &= \omega_i + \omega_0 + \omega_1 \cdot t \\ \bar{\varphi}_i &= \varphi_i + \varphi_0 + \varphi_1 \cdot t \\ \bar{\kappa}_i &= \kappa_i + \kappa_0 + \kappa_1 \cdot t\end{aligned}\tag{68}$$

Gleichung (68) beruht auf der Annahme, dass die geschätzten Offsets der Drehratensensoren für den relativ kurzen Zeitraum von ca. 2-3 min während eines photogrammetrischen Streifens konstant sind. Von dieser Voraussetzung kann für ein INS der mittleren Genauigkeitsklasse ausgegangen werden. Bei sehr langen Streifenflügen bzw. bei der Verwendung von qualitativ nicht so hochwertigen INS sind ggf. Streifensegmente zu bilden, so dass die obige Annahme wieder zutrifft. Anhand der in Abschnitt 4.4.3 durchgeföhrten Auswertungen wurde für ein INS mittlerer Genauigkeit die Annahme konstanter Offsetfehler bestätigt. Die zur Untersuchung verwendeten Testdaten sind im Abschnitt 4.2 detailliert vorgestellt. Die folgende Untersuchung verwendet die Daten von zwei Bildflügen mit einem Maßstab von 1:13000. Die Flüge umfassen jeweils 6 Flugstreifen.

Im Rahmen einer klassischen Kalman-Filterung wurden zur Modellierung des tatsächlichen Fehlerverhaltens für jeden Kreisel ein langfristiger INS-Fehler (konstanter Offset) und zwei kurzfristige Fehler als Gauß-Markoff-Prozesse 1. Ordnung (Änderung/Drift Offset bzw. Skalenfaktor) angesetzt. Die zeitveränderlichen Zustandsgrößen variieren für den gesamten Bildflug in einem Bereich von  $0.05^\circ/\text{h}$  für die Kreiseldrift (Abbildung 85-90, Seite 115) bzw. zwischen 15-70 ppm für die Drift der Skalenfaktoren (Abbildung 97-102, Seite 117). Betrachtet man allerdings nur die kurzen Zeitabstände während der Streifenflüge, ergeben sich innerhalb eines jeden Streifens Offsets, die mit einer Standardabweichung von  $2\text{-}3 \cdot 10^{-4}^\circ/\text{h}$  bestimmt werden. Die zeitvariablen Skalenfaktoren variieren innerhalb eines Streifens nur im Bereich 0.5 ppm (max. Std. Abw.). Die konstanten Anteile der Kreiseldrift werden wie in Tabelle 33 angegeben bestimmt. Wird für jeden Streifen die Summe aus dem konstanten Offset, dem zeitvariablen Offset und dem Skalenfaktor gebildet, so ergibt sich aus den drei Einzeloffsets ein gemeinsamer Offset für jeden Streifen. Für die insgesamt 12 Flugstreifen der Befliegungen im Maßstab 1:13000 sind die entsprechenden Werte in der Tabelle 5 angegeben.

Flug Nr.	Streifen Nr.	Streifenzeiten [s]		Offset [ $^\circ/\text{h}$ ]		
		Anfang	Ende	X	Y	Z
1	1	388230	388350	1.9754	1.8116	-0.2862
1	2	388520	388650	1.9727	1.8095	-0.2848
1	3	388810	388920	1.9754	1.8067	-0.2854
1	4	387350	387450	1.9639	1.8099	-0.2971
1	5	387620	387710	1.9651	1.8121	-0.2936
1	6	387890	387980	1.9674	1.8125	-0.2899
2	1	390960	391060	1.9801	1.7908	-0.2589
2	2	390680	390800	1.9825	1.7929	-0.2654
2	3	390370	390480	1.9849	1.7954	-0.2717
2	4	391350	391430	1.9786	1.7887	-0.2516
2	5	391610	391690	1.9770	1.7872	-0.2493
2	6	391850	391940	1.9769	1.7862	-0.2479

Tabelle 5: Geschätzte Kreiseloffsets pro Flugstreifen (nach Kalman-Filterung und Glättung).

Obwohl es in der Regel für INS ab einer bestimmten Genauigkeitsklasse zulässig ist, für ein beschränktes Zeitintervall von einem praktisch konstanten Kreiseloffset auszugehen (Tabelle 5), beschreibt (68) nur in erster Näherung das tatsächliche Fehlerverhalten der abgeleiteten Winkel. Durch die fehlerhafte Anfangsorientierung und Winkeldrift ergeben sich im Rahmen der Integration Korrelationen zwischen den einzelnen Winkeln. Durch die falsche analytische Ausrichtung zwischen dem INS-Körpersystem und dem erdfesten System der Navigationsrechnung werden Teile der Sensorbewegung auf die falschen Sensorachsen bezogen. Dadurch entstehen Fehler in den berechneten Navigationswinkeln, die mit der eigentlichen Flugbewegung des Sensors korreliert sind. Diese Korrelationen können in dem einfachen linearen Fehlermodell in (68) nicht aufgefangen werden. Die Größenordnung der Korrelationen hängt von der Größe der Orientierungsfehler und der Flugdynamik ab und wird in Abschnitt 3.3.3 noch genauer behandelt. Durch eine iterative Verbesserung der GPS/INS-Integration werden die Offset- und Driftfehler immer kleiner, sodass letztlich keine Korrelationen zwischen den Winkeln mehr auftreten.

**Positionsberechnung** Die aus den Linearbeschleunigungsmessungen abgeleiteten Positionsdaten sind durch den zweimaligen Integrationsschritt durch systematische Fehler 2. Ordnung verfälscht, wobei die Größe dieser Fehler von den Offsets der Beschleunigungsmesser, der fehlerhaften Berücksichtigung des Schwervektors und weiteren Einflussgrößen abhängig ist. Werden zunächst keinerlei Korrekturen bei den Sensoroffsets angebracht, kann die Position nach etwa 150 s Integration der INS-Daten einen Fehler von mehreren 100 m aufweisen. Durch Restfehler in den Orientierungswinkeln wird die Erdschwere in der Navigationsrechnung anteilmäßig falsch korrigiert, was zu zusätzlichen Positionsfehlern führt. Die GPS-Positionsmessungen können verwendet werden, um diese Fehler zu reduzieren. In (Schaible 2000) wurde dazu eine Parameterschätzung nach dem Gauß-Markoff-Modell verwendet. Dazu sind die Formeln der Navigationsrechnung in eine andere Form zu überführen, die eine spätere Linearisierung zulassen. Die aktuelle Position  $s_i$  zum Zeitpunkt  $i$  ergibt sich in Abhängigkeit von der Startposition  $s_0$ , der Anfangsgeschwindigkeit  $v_0$  und den gemessenen Beschleunigungen  $a_i$  durch Summationen wie in (69) angegeben. Für diese Darstellung wird von einer über das Diskretisierungsintervall  $\Delta t$  konstanten Beschleunigung ausgegangen. Diese Gleichung gilt für die X-, Y-, und Z-Position entsprechend.

$$s_i = s_0 + \frac{1}{2} \Delta t^2 \cdot \sum_{j=1}^i a_j + \Delta t v_0 + \Delta t^2 \cdot \sum_{j=1}^i (i-j) a_j \quad (69)$$

Da der Einfluss von Fehlern in der Anfangsposition  $\delta s$  und -geschwindigkeit  $\delta v$ , und von Offsets der Beschleunigungsmesser  $\delta a$  untersucht werden soll, wird die Gleichung um die entsprechenden Fehlerterme ergänzt (70).

$$s_i = (s_0 + \delta s) + \frac{1}{2} \Delta t^2 \cdot \sum_{j=1}^i (a_j + \delta a) + \Delta t (v_0 + \delta v) + \Delta t^2 \cdot \sum_{j=1}^i (i-j) (a_j + \delta a) \quad (70)$$

Diese Darstellung erlaubt nach einigen Umformungen die Linearisierung nach den gesuchten Unbekannten  $\delta s$ ,  $\delta v$ ,  $\delta a$ . Aus den Differenzen zwischen den Positionen aus der Navigationsrechnung und den GPS-Positionen ergeben sich die Widersprüche für die Parameterschätzung. Die GPS-Positionen werden dabei als praktisch fehlerfreie Größen betrachtet. Die Parameterschätzung liefert demnach neben verbesserten Startwerten für die Anfangsposition und -geschwindigkeit auch Korrekturen für die Beschleunigungsmesseroffsets. Damit können die Positionsfehler deutlich reduziert werden. Nach der Berücksichtigung der geschätzten Unbekannten liegen die mittleren Abweichungen der in der Navigationsrechnung bestimmten Positionen von der tatsächlichen Flugbahn in der Regel bei etwa 5 m.

Selbstverständlich können diese Positionsfehler für die genaue Sensororientierung noch nicht akzeptiert werden. Daher wird in einem letzten Schritt die aus den INS-Daten berechnete Flugtrajektorie in die durch die GPS-Lösung vorgegebene Solltrajektorie eingehängt, wobei die Restabweichungen zwischen den unterschiedlichen Positionen durch entsprechende Polynome korrigiert werden. Dadurch wird das INS faktisch als Interpolationsvorschrift für die Zeiten zwischen den jeweiligen GPS-Messepochen verwendet. Damit die Relativgenauigkeit der INS-Bahnbestimmung durch die Interpolation auf die vorgegebene GPS-Bahn nicht verloren geht, sollte die Interpolation über mehrere Epochen erfolgen. Bei einem 5 s-Intervall stehen bei einer GPS-Datenrate von 1 Hz 6 Epoche zur Verfügung, an denen die Differenz zwischen der GPS- und der INS-Position berechnet werden kann. Aus den bestimmten Differenzen kann dann das Korrekturpolynom abgeleitet werden. Da die Position hauptsächlich systematische Fehler 2. Ordnung aufweist, wird für die Korrektur entsprechend ein quadratisches Polynom angesetzt. Dieses Polynom wird für das gewählte Zeitintervall optimal bestimmt. Durch sukzessives Verschieben des Zeitfensters können die Korrekturen für den gesamten Flugstreifen bestimmt und angebracht werden, wobei für höchste Genauigkeiten Stetigkeitsbedingungen für den Übergang zwischen zwei

verschiedenen Korrekturpolynomen berücksichtigt werden müssen. Mit dieser Korrektur der INS-Bahn um die jeweiligen Polynomterme kann die Positions berechnung mit einer Genauigkeit vorgenommen werden, die durch die entsprechende Glättung über der Genauigkeit der GPS-Bahn liegt. Die im Rahmen der Mechanisierung bestimmten Navigationswinkel werden von dieser Interpolation nicht beeinflusst. Die GPS/INS-Orientierungen dienen als Ausgangsinformationen für die nachfolgende kombinierte AT. In der AT werden durch Einbeziehung von Informationen aus dem Bildraum Restfehler der Orientierungselemente bestimmt und korrigiert.

### 3.3.2 Kombinierte AT

Die kombinierte Aerotriangulation verwendet die in Abschnitt 2 hergeleitete modifizierte Kollinearitätsbeziehung (3). Allerdings wird diese allgemeine Beziehung um die entsprechenden zusätzlichen Fehlerterme erweitert. Die Offset- und Driftfehler der Orientierungswinkel werden als lineares Korrekturpolynom nach (68) in der Rotationsmatrix  $\mathbf{R}_b^m(\bar{\omega}, \bar{\varphi}, \bar{\kappa})$  (Rotation vom INS-Körperkoordinatensystem  $b$  in das übergeordnete Gelände koordinatensystem  $m$ ) berücksichtigt. Je nach Anwendung können weitere Korrekturpolynome für die Koordinaten des Projektionszentrums vorgesehen werden. In der Regel sind hierfür Polynome 0. oder 1. Ordnung ausreichend. Die Positionen werden praktisch durch die GPS-Positionen festgelegt und sollten daher lediglich Offsets (z.B. auf Grund fehlerhafter Referenzstationskoordinaten) bzw. näherungsweise lineare Fehler (auf Grund fehlerhafter Ambiguitäten) aufweisen. Werden die Koordinaten des Projektionszentrums nur aus Inertialdaten durch die zweimalige Integration der Linearbeschleunigungsmessung gewonnen und findet keine Stützung durch GPS statt, sind entsprechende quadratische Korrekturglieder mitzubestimmen. Neben den sensorspezifischen Fehlern muss die Fehlausrichtung zwischen INS und Kamera berücksichtigt werden. Zusätzliche Parametersätze zur Kalibrierung des abbildenden Sensors können als zusätzliche Gruppe von Unbekannten in den Ausgleichungsprozess eingeführt werden. Mit dieser um die entsprechenden Fehlerterme erweiterten Gleichung liegt der funktionale Zusammenhang zwischen den beobachteten Bildkoordinaten und Orientierungsdaten einerseits und den gesuchten Unbekannten andererseits vor. Für jeden bekannten Objekt- oder Verknüpfungspunkt kann diese Beziehung aufgestellt und die unbekannten Größen können im Rahmen einer Parameterschätzung nach dem Gauß-Markoff-Modell bestimmt werden. Die nun bestimmten Unbekannten werden als verbesserte Ausgangsgrößen für eine erneute GPS/INS-Integration verwendet und die verbesserten Orientierungselemente dienen wiederum als Eingangsgrößen für eine neue kombinierte AT. Demnach besteht die kombinierte GPS-, INS- und Bilddatenauswertung abwechselnd aus der GPS/INS-Integration und der nachfolgenden kombinierten AT zur Bestimmung der Fehlerterme<sup>9</sup>. Diese iterative Vorgehensweise wird solange durchgeführt, bis die endgültige Lösung erreicht ist. Normalerweise ist nach 2-3 Iterationen keine signifikante Änderung der geschätzten Parameter mehr erkennbar und im Bild- und Objektraum ergeben sich keine Verbesserungen bei der Punktbestimmung mehr.

### 3.3.3 Einfluss von Winkeloffset und -drift

Die Winkelinformationen werden im Rahmen der INS-Datenmechanisierung aus einer Drehmatrix  $\mathbf{R}$  gewonnen, die den Zusammenhang zwischen dem INS-Körpersystem  $b$  und dem übergeordneten Koordinatensystem der Navigationsrechnung (z.B. topozentrische Koordinaten  $l$ ) herstellt (Abschnitt 2.3.1, (26) und (27)). Diese Rotationsmatrix wird durch die Aufdatierung mit den gemessenen Drehraten ständig fortgeführt und gibt somit immer den aktuellen Bezug zum Navigationskoordinatensystem an. In strap-down Systemen wird die INS-Plattform analytisch durch die Rotationsmatrix  $\mathbf{R}$  definiert (Abschnitt 2.3). Die initiale Drehmatrix ergibt sich aus den Rotationswinkeln, die die Anfangsorientierung des Systems definieren. Geben diese Anfangsorientierungen nicht die korrekte Ausrichtung der INS-Körpersystemachsen relativ zum übergeordneten System an, so weist die abgeleitete Rotationsmatrix  $\mathbf{R}$  eine Missweisung gegenüber der tatsächlichen Lage auf. Die Richtung der INS-Sensorachsen wird bezogen auf das System der Navigationsrechnung fehlerhaft angenommen. Diese Missweisung führt im weiteren Integrationsprozess dazu, dass physikalisch gemessene Winkeländerungen einer Sensorachse rechnerisch als Winkeländerungen einer anderen Achse interpretiert werden. Die Verdrehung der Rotationsmatrix führt dazu, dass die berechneten Winkel Restanteile der Winkeländerungen einer anderen Achse zeigen. Die Winkel sind untereinander korreliert.

Die Größe der Korrelationen zwischen den Winkeln kann einer Simulation in den Abbildungen 10-13 entnommen werden. Die Abbildung 10 zeigt den tatsächlichen Verlauf der Winkeländerungen während eines photogramme-

<sup>9</sup>Zur Realisierung der kombinierten AT wurde von Dipl.-Ing. Dirk Stallmann am Institut für Photogrammetrie (ifp) das Bündelprogramm *dgap* entwickelt, das die Einbeziehung direkt gemessener Orientierungselemente als Beobachtungen mit entsprechender Gewichtung in die Parameterschätzung und die nachträgliche Korrektur dieser Orientierungselemente erlaubt.

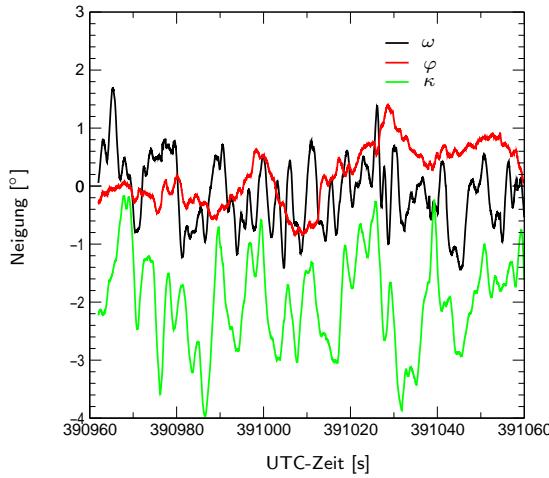


Abbildung 10: Neigungswinkel (Streifen 2.1).

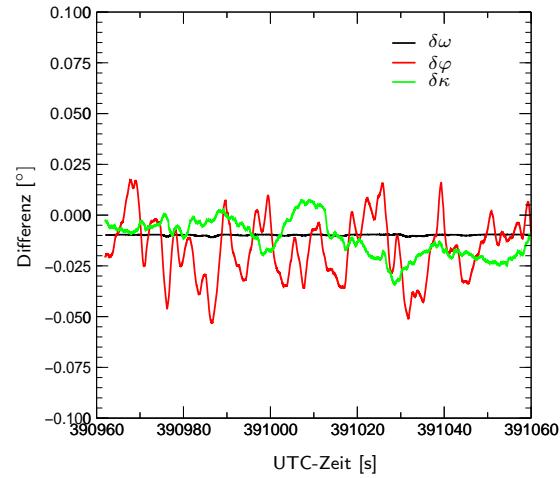


Abbildung 11: Differenz der Neigungswinkel mit Offsetfehler (um Mittelwert bereinigt).

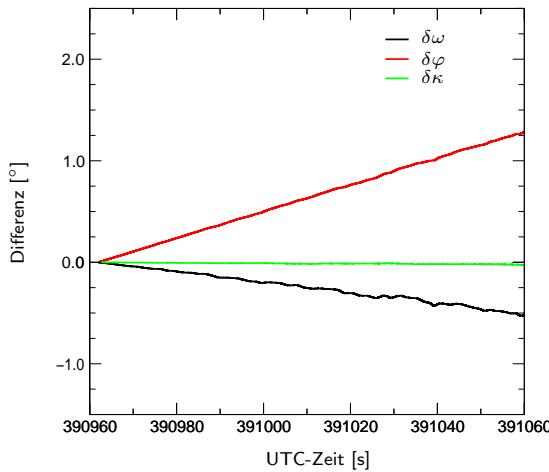


Abbildung 12: Differenz der Neigungswinkel mit Driftfehler.

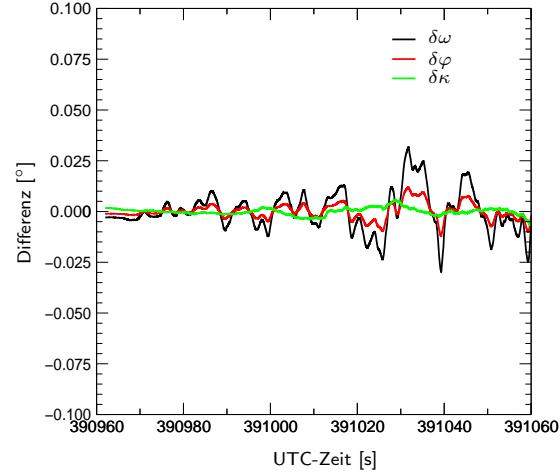


Abbildung 13: Differenz der Neigungswinkel mit Driftfehler (Residuen nach linearer Regression).

trischen Streifens von ca. 100 s Dauer<sup>10</sup>. Hier sind die tatsächlichen Winkeländerungen während des ersten Längsstreifens der photogrammetrischen Befliegung des Testgebiets Vaihingen/Enz (Maßstab 1:13000, 2. Flugdurchgang) aufgetragen. Die Winkel bewegen sich mit einer Standardabweichung von  $0.5^\circ$ - $0.8^\circ$  um Mittelwerte von  $-0.1^\circ$ ,  $0.2^\circ$  und  $-2.0^\circ$  für  $\omega$ ,  $\varphi$ , bzw.  $\kappa$ . Der Bereich in dem sich die Winkel maximal ändern beträgt  $1.7^\circ$ ,  $1.4^\circ$  bzw.  $3.8^\circ$  je Winkel. Wird die Integration der INS-Daten mit einer verfälschten Anfangsorientierung wiederholt, ergeben sich andere Winkel für dieses Zeitintervall. In der hier durchgeföhrten Simulation wurden die Anfangsorientierungen für Roll- und Kurswinkel um folgende Werte verändert:  $\Delta\omega_0 = -0.9^\circ$ ,  $\Delta\kappa_0 = 1.7^\circ$ . Die neuen Winkel sind gegenüber den Referenzorientierungen in Abbildung 10 um die Fehler  $\Delta\omega_0$ ,  $\Delta\kappa_0$  in der Anfangsorientierung gegeneinander verschoben. Die Winkel oszillieren daher um entsprechend veränderte neue Mittelwerte. Zusätzlich zu der Verschiebung der Winkelkurven gegeneinander entstehen Korrelationen. Zur Ver deutlichung dieser Effekte sind in der Abbildung 11 die Differenzen zwischen den Referenzorientierungen und den um  $\Delta\omega_0$ ,  $\Delta\kappa_0$  verfälschten Orientierungswinkeln aufgetragen. Die jeweiligen Kurven wurden um den Mittelwert bereinigt. Daher tauchen die eingeföhrten konstanten Winkeloffsets  $\Delta\omega_0$ ,  $\Delta\kappa_0$  in der Differenz nicht auf. Deutlich sind in der Abbildung die Korrelationen der Differenzkurven mit der eigentlichen Sensorbewegung zu

<sup>10</sup>Die genaue Testdatenbeschreibung ist in Abschnitt 4.2 gegeben.

erkennen. Die Differenz der  $\varphi$ -Winkel ( $\delta\varphi$ ) ist mit der ursprünglichen Bewegung in  $\kappa$  positiv korreliert. Die Differenz der  $\kappa$ -Winkel ( $\delta\kappa$ ) zeigt eine negative Korrelation mit der Sensorbewegung in  $\varphi$ . Die Differenzkurve in  $\delta\omega$  ist praktisch nur um den konstanten Offset verschoben und zeigt keine Korrelationen. Die maximalen Änderungen in den Winkeldifferenzen betragen  $0.002^\circ$ ,  $0.042^\circ$  bzw.  $0.036^\circ$  für  $\delta\omega$ ,  $\delta\varphi$  bzw.  $\delta\kappa$ . Durch die unterschiedliche Größe der Anfangsfehler in  $\omega$  bzw.  $\kappa$  wirken sich die Korrelationen betragsmäßig unterschiedlich stark aus. In Abhängigkeit von den Variationen in der ursprünglichen Winkelbewegung ergibt sich als Abschätzung ein empirischer Wert von grob 1 % der ursprünglichen Eigenbewegung, die sich bei einem Winkelfehler von ca.  $1^\circ$  in den Winkeldifferenzen niederschlägt.

Ähnlich wie Fehler in der Anfangsorientierung nehmen auch fehlerhaft bestimmte Offsets in der ursprünglichen Drehratenmessung Einfluss auf die bestimmten Winkel. Offsetfehler in der Drehratenmessung wirken sich als lineare Driften der abgeleiteten Winkel aus. Deutlich ist in Abbildung 12 das lineare Fehlerverhalten zu erkennen. Die dargestellten Kurven zeigen die Differenz zwischen Referenzwinkeln (Abbildung 10) und den Winkeln, die sich unter der Annahme von Sensordriften in der Größenordnung von  $\Delta\omega_1 = -0.005^\circ/\text{s}$  und  $\Delta\varphi_1 = 0.013^\circ/\text{s}$  ergeben. Im Gegensatz zu dem konstanten Orientierungsoffset in Abbildung 11 bauen sich die Winkelfehler auf Grund fehlerhafter Sensordriften erst langsam auf. Für die hier angenommenen Driftfehler werden nach ca. 100 s Winkelfehler im Bereich von  $\delta\omega = -0.5^\circ$  bzw.  $\delta\varphi = 1.3^\circ$  erreicht. Dementsprechend treten im Unterschied zu Abbildung 11 die Korrelationen zwischen den Winkeln auch erst nach einer gewissen Zeit deutlicher in Erscheinung. Diese Effekte lassen sich deutlich erkennen, wenn man die Residuen der linearen Regression der Differenzkurven in Abbildung 12 entsprechend aufträgt (Abbildung 13). Die Sensordriften  $\Delta\omega_1, \Delta\varphi_1$  führen dazu, dass die Differenzen  $\delta\omega$  und  $\delta\varphi$  mit dem Kurswinkel  $\kappa$ , die Differenz  $\delta\kappa$  mit dem Nickwinkel  $\varphi$  korreliert sind. Die Residuen variieren im Bereich von max.  $0.06^\circ$  ( $\delta\omega$ ),  $0.025^\circ$  ( $\delta\varphi$ ) bzw.  $0.01^\circ$  ( $\delta\kappa$ ). Die maximalen Abweichungen treten erst in der zweiten Hälfte des Untersuchungsintervalls auf. Zur Abschätzung der aktuellen Größe des Fehlers, der durch die Korrelation hervorgerufen wird, kann bei den hier angenommenen Driftfehlern von etwa  $0.01^\circ/\text{s}$  ebenfalls der oben angegebene Faustwert von 1 % der ursprünglichen Sensorbewegung verwendet werden.

Die Abbildungen 11-13 haben den Einfluss systematischer INS-Fehler auf die Bestimmung der Neigungswinkel verdeutlicht. Während die Fehler in der Anfangsorientierung zunächst zu einer konstanten Verschiebung der Winkel führen, verursachen nicht berücksichtigte Sensoroffsets lineare Driftfehler in den Winkeln. Nicht zu vernachlässigen sind die zusätzlich auftretenden Fehler, die durch die Korrelationen zwischen den Winkeln verursacht werden. Die Größe dieser Korrelationsfehler ist abhängig von der Größe der Fehlausrichtung, der Größe des Sensoroffsets, der eigentlichen Sensorbewegung und der Länge des untersuchten Zeitintervalls. Als grober Richtwert kann davon ausgegangen werden, dass sich ein Winkelfehler von ca.  $1^\circ$  in einem Korrelationsfehler niederschlägt, der ca. den Betrag von 1 % der aktuellen Sensorbewegung ausmacht. Diese Korrelationen sind der limitierende Faktor in dem hier vorgestellten Ansatz zur streifenweise Georeferenzierung von Bilddaten, da sie nicht in dem mathematischen Fehlermodell (68) berücksichtigt werden können. Demnach ist die korrekte Bestimmung der Anfangsorientierung bzw. der Sensoroffsets zur Eliminierung der Korrelationseffekte für eine hochgenaue Orientierungsbestimmung unverzichtbar. Da zu Beginn der streifenweisen Auswertung der GPS/INS-Daten von fehlerhaften Annahmen bezüglich Anfangsorientierung und Sensordriften ausgegangen werden muss, können die Einflüsse der Korrelationen nur durch das iterative Zusammenspiel von GPS/INS-Integration (Abschnitt 3.3.1) und kombinierter Aerotriangulation (Abschnitt 3.3.2) eliminiert werden.

## 4 Untersuchung zur GPS/INS-Integration durch Kalman-Filterung

Zur unabhängigen Kontrolle der Qualität der Bestimmung der äußeren Orientierungsparameter durch integrierte GPS/INS-Module für den Fall einer flugzeuggestützten Anwendung wurde ein integriertes System (Applanix POS/AV 510 DG-System, im Folgenden mit POS/DG bezeichnet) in Verbindung mit einer herkömmlichen analogen photogrammetrischen Luftbildkamera zur Befliegung entsprechend signalisierter Testfelder eingesetzt. Die Abbildung 14 zeigt die Luftbildkamera (Zeiss RMK Top15) mit dem daran fest montierten strap-down INS (Litton LR86). Die GPS-Antenne ist auf dieser Abbildung nicht zu sehen. Sie befindet sich unmittelbar über dem Kameraloch auf der Rumpfoberfläche des Flugzeugs. Der eigentliche GPS-Empfänger (Novatel Millenium GPS-Card) ist in einem mitgeführten Computer integriert, der auch zur Bedienung bzw. Speicherung der anfallenden GPS- und INS-Daten verwendet wird.

Durch die standardmäßige Auswertung der aufgenommenen Luftbilder im Rahmen einer Aerotriangulation können für die diskreten Zeitpunkte, an denen Luftbilder aufgenommen wurden, unabhängige Vergleichswerte für die Parameter der äußeren Orientierung gewonnen werden. Die photogrammetrische Auswertung liefert demnach unabhängige Kontrollinformationen zur Qualitätsüberprüfung der über GPS und INS bestimmten Positionen und Lagewinkel. Durch die Vergleiche der indirekt bestimmten Orientierungen aus der AT mit den GPS/INS-Orientierungsdaten kann die Absolutgenauigkeit der Orientierungsbestimmung durch GPS/INS-Integration festgestellt werden. In den Bildern gemessene Bildpunkte können in einem zweiten Schritt mit den aus der GPS/INS-Integration bekannten äußeren Orientierungsparametern im Objektraum koordiniert werden (direkte Georeferenzierung). Die Vergleiche mit bekannten Kontrollpunktkoordinaten am Boden liefern Genauigkeitsaussagen über die erreichbare Genauigkeit der Punktbestimmung aus den direkt orientierten Luftbildern. Dieser Genauigkeitsvergleich ist umfassend, da sich sowohl Fehler in den Orientierungsparametern als auch eventuelle Restfehler des optischen Systems bzw. fehlerhafte Synchronisation zwischen den verschiedenen Messsystemen in den Differenzvektoren zu den bekannten Kontrollpunktkoordinaten zeigen. Im weiteren Verlauf dieses Kapitels wird zunächst das untersuchte integrierte GPS/INS-Modul der Firma Applanix in seinen Einzelkomponenten vorgestellt (Abschnitt 4.1). Anschließend werden die analysierten Testdaten erläutert (Abschnitt 4.2). Parallel zu der Befliegung des Testgebiets wurden die Daten mehrerer GPS-Referenzstationen aufgezeichnet, so dass die GPS/INS-Flugtrajektorien von verschiedenen Standpunkten mit unterschiedlicher Basislinienlänge berechnet werden konnten. Dadurch konnten interne Genauigkeitsvergleiche der unterschiedlichen Lösungen vorgenommen werden (Abschnitt 4.4.4). Anschließend werden die Referenzwerte durch eine Aerotriangulation bestimmt (Abschnitt 4.3). Der Vergleich mit den Referenzwerten aus der photogrammetrischen Auswertung erlaubt Aussagen zur Absolutgenauigkeit des GPS/INS-Moduls. Diese Vergleiche werden zunächst an den Projektionszentren (Abschnitt 4.5) und dann an den Kontrollpunkten im Gelände (Abschnitt 4.6) durchgeführt. Da die GPS-Datenauswertung im Rahmen der Applanix-Software getrennt behandelt wird, werden vor der eigentlichen GPS/INS-Integration die verschiedenen GPS-Flugbahnen gegenübergestellt (Abschnitt 4.4.2).

### 4.1 Integriertes GPS/INS-Modul POS/DG

Das integrierte GPS/INS-Modul (System POS/AV 510 DG der Firma Applanix) besteht neben der Auswerte-Software hardwareseitig aus drei Komponenten:

- Zwei-Frequenz-GPS-Empfänger (Novatel Millenium GPS-Karte)
- strap-down Inertialnavigationssystem (Litton LR86)
- POS-Computersystem (PCS) zur Bedienung und Datenspeicherung

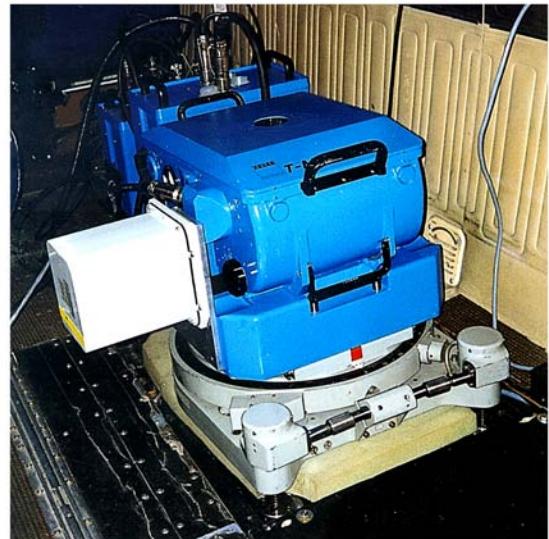


Abbildung 14: INS montiert an Luftbildkamera.

#### 4.1.1 Inertialnavigationssystem

Bei dem im POS/DG-System verwendeten INS handelt es sich um das strap-down System Litton LR86 mit 6 Freiheitsgraden. Es verwendet zwei dynamisch abgestimmte Kreisel (Typ Litton G7) und drei Linearbeschleunigungsmesser (Typ Litton A7) und lässt sich in die mittlere Genauigkeitskategorie (Tabelle 4) einstufen. Die Systemspezifikation gemäß Hersteller sind in der Tabelle 6 angegeben. Das LR86-System wurde ursprünglich für die militärische Nutzung zur Orientierung von flugzeuggestützten Radarsystemen konzipiert (Hutton 1999). Angesichts dieses Anwendungsfeldes wurde bereits bei der Systemkonzeption ein Schwerpunkt auf eine hohe relative Messgenauigkeit gelegt, womit dieses System für die direkte Orientierung von Sensorsystemen besonders geeignet ist<sup>11</sup>.

Technische Daten	Drehratensensoren	Beschleunigungssensoren
Messbereich	$\pm 160^\circ/\text{s}$	$\pm 15 \mu\text{g}$
Fehler Skalenfaktor	70 ppm	40 ppm
Fehlausrichtung	100 $\mu\text{rad}$	100 $\mu\text{rad}$
Biasstabilität	0.7°/h	68 $\mu\text{g}$
Rauschen (5 min RMS)	0.08°/h	3 $\mu\text{g}$
Abmessungen	$13 \text{ cm} \times 9 \text{ cm} \times 15 \text{ cm}$	
Gewicht	1.9 kg (ohne Gehäuse)	
Betriebstemperatur	−54°C bis +85°C	

Tabelle 6: Technische Spezifikationen Litton LR86 (lt. Hersteller).

Um die in Tabelle 6 angegebenen Daten zu kontrollieren wurde ein statischer Datensatz analysiert. Dieser Datensatz wurde über einen Zeitraum von etwa 5 min mit einer Datenrate von 200 Hz unter laborähnlichen Bedingungen aufgezeichnet. Es stand jedoch keine Vibrationsdämpfung und Temperaturkontrolle zur Verfügung, sodass davon ausgegangen werden muss, dass die in der Systemkalibrierung erreichten Genauigkeiten mit diesem Datensatz nicht vollständig nachgewiesen werden können. Die aufgezeichneten INS-Daten wurden anschließend in einen Kalman-Filter integriert um die Sensorfehler bestmöglich zu bestimmen und entsprechend zu berücksichtigen. Damit standen einerseits Drehraten bzw. Linearbeschleunigungsmessungen, andererseits die abgeleiteten Positionen und Winkelinformationen für die Genauigkeitsanalyse zur Verfügung. Auf die ursprünglichen INS-Messungen der inkrementellen Geschwindigkeiten bzw. Winkel konnte bei diesem Datensatz leider nicht zugegriffen werden.

Für die Analyse des statischen INS-Datensatzes muss zwischen dem Einfluss von drei wesentlichen Hauptfehlerquellen unterschieden werden: Zufälliges Rauschen, Sensoroffset und Quantisierungsfehler. Das INS misst intern analoge Signale die zu Geschwindigkeits- und Winkelinkrementen integriert und danach im Rahmen der A/D-Wandlung quantisiert werden. Demnach sind die INS-Messungen mit dem Quantisierungsfehler überlagert, der sich aber nicht auf die Integration auswirkt, da das gemessene Signal erst nach der Integration quantisiert wird und der "Rest" des Signals im folgenden Diskretisierungintervall berücksichtigt wird. Werden im Laufe der weiteren Prozessierung aus den digitalisierten Inkrementen Drehraten bzw. Linearbeschleunigungen durch Differenzierung berechnet, so wirkt sich der Quantisierungsfehler darauf voll aus und kann bei hochwertigen Inertialsystemen – wie das hier untersuchte LR86 – die anderen Fehlereinflüsse deutlich überlagern. Es handelt sich dabei um einen "künstlichen" Fehler, der durch die numerische Differenzierung eingeführt wird und in den ursprünglichen Rohdaten nicht vorhanden ist. Daher ist die Analyse des Sensorrauschen in diesem Fall sinnvollerweise über die Untersuchung der Winkel bzw. Positionen vorzunehmen. Die berechneten Winkel und Positionen leiten sich aus den gemessenen Winkel- und Geschwindigkeitsinkrementen und nicht aus den Drehraten und Beschleunigungen ab. Sie sind daher nicht durch den Quantisierungsfehler beeinflusst. Gemittelt über das gesamte Zeitintervall von über 300 s variieren Position um  $3 \cdot 10^{-4} \text{ m}$  und Winkel um ca.  $2 \cdot 10^{-4} \text{ }^\circ$ . Analysiert man die Winkel- bzw. Positionsänderungen zwischen zwei aufeinanderfolgenden Epochen ergeben sich mittlere Änderungen (RMS) in der Größenordnung von etwa  $2 \cdot 10^{-5} \text{ m/s}$  und  $1 \cdot 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{s}$  für die Position bzw. die Winkel. Aus den zweiten Differenzen kann die Genauigkeit der Beschleunigungsmessung abgeleitet werden. Sie liegt bei etwa  $0.3 \cdot 10^{-4} \text{ m/s}^2$ . Diese Werte können als das gesuchte nicht vom Quantisierungseffekt beeinflusste Sensorrauschen interpretiert werden. Vergleicht man die Ergebnisse der Analyse des statischen Datensatzes mit den technischen Spezifikationen aus der Laborkalibrierung (Tabelle 6), so kann für die Genauigkeit

<sup>11</sup>Unterschied INS vs. IMU, siehe auch Fußnote 1, Seite 9, Abschnitt 1.2.

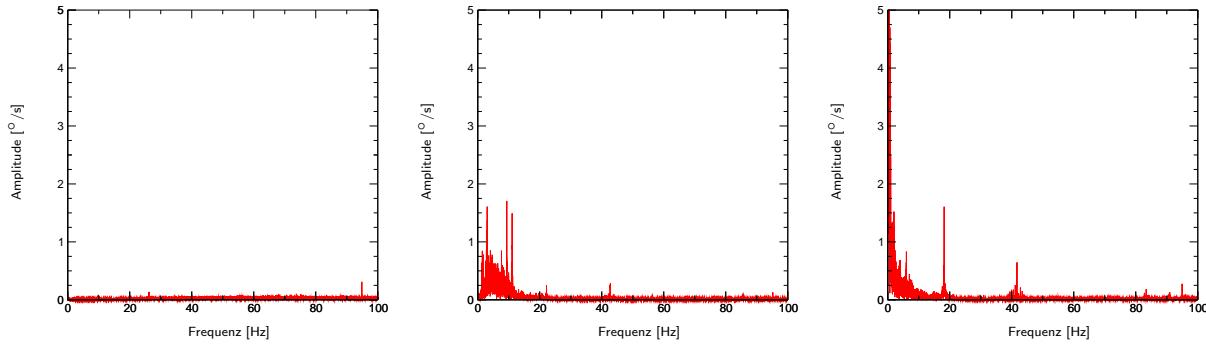


Abbildung 15: Spektralanalyse Kurswinkelmessung (statisch: Labor (links), Flugplatz (Mitte), kinematisch: Flugstreifen (rechts)).

der Beschleunigungsmessung eine gute Übereinstimmung mit dem Kalibrationswert von  $3 \mu\text{g}$  ( $\hat{=} 0.3 \cdot 10^{-4} \text{ m/s}^2$ ) festgestellt werden. Die Winkelgenauigkeiten sind im Vergleich zu dem in der Kalibrierung bestimmten Wert von  $0.08^\circ/\text{h}$  ( $\hat{=} 0.2 \cdot 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{s}$ ) etwa um den Faktor fünf schlechter, was aber auf Grund der nicht genau kontrollierten Umgebungsbedingungen während der Datenaufzeichnung im Vergleich zur Kalibrierung möglich ist. Werden im Gegensatz zu den bisherigen Analysen die Drehratenmessungen und Linearbeschleunigungen auf ihr Rauschverhalten untersucht, ergeben sich durch den Quantisierungsfehler wesentlich größere Werte im Bereich von  $0.02^\circ/\text{s}$  bzw.  $0.03 \text{ m/s}^2$ . Das zeigt deutlich den negativen Einfluss der Quantisierung im Zusammenhang mit numerischer Differenzierung.

Um das INS auf seine spektralen Eigenschaften zu untersuchen wurden im Folgenden Fourieranalysen der INS-Rohdaten vorgenommen. Die Abbildung 15 zeigt exemplarisch das resultierende Spektrum der Kurswinkelmesung ermittelt für statische bzw. kinematische Umgebungen. Die INS-Messungen standen mit einer Datenrate von jeweils 200 Hz zur Verfügung, dadurch können Schwingungen bis zur Nyquist-Frequenz von 100 Hz nachgewiesen werden. Die Amplituden sind für alle drei Fälle mit dem gleichen Maßstab aufgetragen. Damit lassen sich die Spektren direkt vergleichen. Deutlich ist aus dem Vergleich der Abbildungen der Einfluss des mehr oder weniger dynamischen Umfeldes auf das Spektrum zu erkennen. Unter Laborbedingungen wirken praktisch keine äußeren Vibrationen auf das System; die im Spektrum sichtbaren Frequenzen werden allein durch das sensorspezifische Messrauschen verursacht. Das Spektrum ist dementsprechend glatt und weist lediglich im Bereich von etwa 95 Hz eine kleinere singuläre Spitze auf. Im Vergleich dazu wurde in der zweiten Abbildung die Spektralanalyse für einen Datensatz durchgeführt, der unter "quasi-statischen" Bedingungen von dem bereits im Flugzeug installierten INS auf dem Flugplatz kurz vor dem Start einer Befliegung aufgezeichnet wurde. Während der Datenaufzeichnung waren die Flugzeugmotoren bereits eingeschaltet. Deutlich sind daher auf Grund von Vibrationen zusätzliche niederfrequente Anteile im Bereich von 5-15 Hz im Spektrum zu erkennen, die das eigentliche Sensorrauschen überlagern. In der hochkinematischen Flugumgebung während eines photogrammetrischen Streifenfluges treten vor allem Frequenzen im unteren Frequenzband <5 Hz auf. Diese Frequenzen repräsentieren die eigentliche Flugbewegung. Eine deutliche Spitze ist bei etwa 18 Hz zu erkennen. Sie wird durch die Flugzeugmotoren hervorgerufen, die im Reisebetrieb mit einer Drehzahl von etwa 1000 U/min betrieben werden. Die Spektralanalyse verdeutlicht die Tatsache, dass die gemessenen Sensordaten neben der eigentlich gewünschten Bewegungsinformation durch Störeffekte überlagert werden. Diese Störeinflüsse müssen nach hoch- bzw. niedrigfrequenten Anteilen unterschieden werden. Während sich im hochfrequenten Bereich überwiegend das Messrauschen der INS-Sensoren zeigt, werden die niederfrequenten Störungen hauptsächlich durch Vibrationen während der Datenaufzeichnung verursacht. Im Rahmen der weiteren Verarbeitung der INS-Daten müssen daher die Bewegungsinformationen von den Störeinflüssen getrennt werden. Die niedrigfrequenten Störanteile werden durch die optimale Integration der INS-Daten mit externen Stützinformationen in einer Kalman-Filterung detektiert und eliminiert; das hochfrequente Sensorrauschen kann zusätzlich durch eine entsprechende Bandpassfilterung unterdrückt werden.

#### 4.1.2 Datenauswertung

In der Applanix-Datenauswertung wird zunächst die Prozessierung der GPS-Beobachtungen durchgeführt (Programmpaket GrafNav der Firma Waypoint). Mit den GPS-Daten aus dem Flugzeug und den statischen GPS-

Daten, die parallel von den Referenzempfängern am Boden aufgezeichnet wurden, wird unter Verwendung der implementierten OTF-Algorithmen über eine differenzielle Phasenlösung die Position und die Geschwindigkeit (inkl. entsprechender Genauigkeiten) mit einer Datenrate von 1 Hz berechnet. Die GPS-Flugbahn dient dann als Stützinformation für die INS-Datenberechnung im Rahmen eines Kalman-Filters (Programm PosProc, Programmteil *iin* (“integrated inertial navigation”), siehe Abschnitt 3.2).

Der Kalman-Filter kann je nach INS und Stützsensoren flexibel konfiguriert werden. Insgesamt können je nach Systemkonfiguration optional 90 verschiedene Zustände und 23 verschiedene Messgrößen verwendet werden (Scherzinger 1997). Von den 90 verschiedenen Zuständen beschreiben 10 Größen die Navigationsfehler (Position, Geschwindigkeit, Orientierungswinkel – unter Verwendung eines modifizierten  $\kappa$ -Winkel Fehlermodells, um große Unsicherheiten der Kurswinkelbestimmung berücksichtigen zu können (Scherzinger 1994)). Weitere 47 Parameter beschreiben die kurzzeitigen Fehler des INS (Beschleunigungsmesser- und Kreiseldrift, Skalenfaktordrift, Drift, Nichtorthogonalität der Sensorachsen, Kreisel g-sensitive Drift), der Stützsensoren (z.B. GPS-Positions- und Geschwindigkeitsfehler, Translatorische Offsets zwischen GPS-Antenne und INS) als Gauß-Markoff-Prozess erster Ordnung, d.h. die Fehler werden als sich zufällig ändernde stationäre Größen modelliert. Langfristige INS-Fehler (Langzeit-Beschleunigungsmesser- und Langzeit-Kreiseloffsets, konstante Skalenfaktorfehler, konstante Nichtorthogonalität der Sensorachsen, konstanter g-sensitiver Kreiseloffset) werden als zufällige aber konstante Fehler modelliert (27 Zustände). 6 Parameter berücksichtigen die Einflüsse von S/A auf die Qualität der GPS-Positions- bzw. -Geschwindigkeitsbestimmung. Diese Größen werden als Gauß-Markoff-Prozess zweiter Ordnung angesetzt. Die 6 Zustandsgrößen sind nur von Bedeutung, wenn für die Auswertungen die C/A-Code-Beobachtungen von nur einem GPS-Empfänger zur Verfügung stehen. Bei differenziellen GPS-Auswertungen wird der Einfluss von S/A durch die Differenzbildung praktisch eliminiert. Zur Stützung der INS-Mechanisierung können insgesamt 23 verschiedene Messungen in die Datenintegration miteinbezogen werden. Im Hinblick auf ein integriertes GPS/INS-Modul handelt es sich dabei im Wesentlichen um Messungen, die aus dem GPS gewonnen werden (vorwiegend Positions- und Geschwindigkeitsinformation, bei Mehrantenempfängern zusätzlich Neigungsinformationen). Weitere Stützinformationen aus barometrischen Höhenmessern, Doppler-Radar-Geschwindigkeitsmessungen und Weggebern (Odometer) für landgestützte Anwendungen können ebenfalls berücksichtigt werden.

Die anschließende Glättung der Daten in einem rekursiven Bryson-Frazier-Filter (Programm PosProc, Programmteil *smth* (“smoother”), siehe Abschnitt 3.2.2) liefert die endgültigen, optimal geschätzten Navigationsgrößen (Position, Geschwindigkeit, Lagewinkel) mit einer standardmäßigen Datenrate von 50 Hz. Diese Lösung verwendet alle zurückliegenden, aktuellen und zukünftigen Beobachtungen. Die Zustände aus der Kalman-Filterung werden geglättet und mit den verbesserten Zuständen werden die Navigationsgrößen korrigiert. Somit ist im Vergleich zur reinen Kalman-Filterung die Bahnbestimmung mit höherer Genauigkeit möglich.

Das zur Auswertung der INS-Daten notwendige Alignment zur Bestimmung der relativen Orientierung zwischen INS-Körpersystem und Navigationskoordinatensystem kann sowohl statisch als auch als in-air Alignment während der Bewegung vorgenommen werden.

## 4.2 Testflugdesign

Im Rahmen der Testkampagne im Dezember 1998 wurde ein gut kontrollierter Testflug durchgeführt. Der Testflug sollte der Genauigkeitsuntersuchung des GPS/INS-Moduls dienen und wird daher im Folgenden behandelt. Der Flug erfolgte über einem hochgenau bestimmten Testfeld unter Verwendung von mehreren GPS-Referenzempfängern zur Untersuchung der Basislinienabhängigkeit der GPS/INS-Orientierungen und wurde am 17. Dezember 1998 über dem vom Institut für Photogrammetrie eingerichteten und betreuten Testfeld Vaihingen/Enz ca. 25 km nord-westlich von Stuttgart durchgeführt. Das Testgebiet wurde ursprünglich zur Überprüfung des Potenzials zur photogrammetrischen Stereoauswertung der digitalen flugzeuggestützten Zeilenkamera “Digitale Photogrammetrie Ausstattung (DPA)” eingerichtet (Abschnitt 1.2 und (Hahn et al. 1996)). Durch die bewegte Topografie eignet sich dieses Gebiet gut für derartige geometrische Genauigkeitsuntersuchungen. Das Untersuchungsgebiet hat eine Gesamtausdehnung von  $7 \text{ km} \times 5 \text{ km}$  mit 78 signalisierten Punkten (siehe Abbildung 16). Ein Teil der Punkte wurde in den Standardpositionen für eine klassische Aerotriangulation herkömmlicher Luftbilder (Bildmaßstab 1:13000) mit  $1 \times 1 \text{ m}^2$  großen PVC-Kunststoffplatten oder mit entsprechenden Farbmarkierungen signalisiert. Die 38 Passpunkte wurden zur Sicherheit als Punktpaare definiert. Die Punktbestimmung dieser Passpunkte erfolgte über statische GPS-Basislinienmessung. Die restlichen Punkte wurden photogrammetrisch aus den analogen Luftbildern bestimmt.

Vor dem Start der Befliegung auf dem Flughafen Münster/Osnabrück wurde eine statische Initialisierung von ca. 10 min Dauer vorgenommen. Nach ca. 1 Stunde Überführungsflug fand dann die eigentliche Testfeldüberfliegung

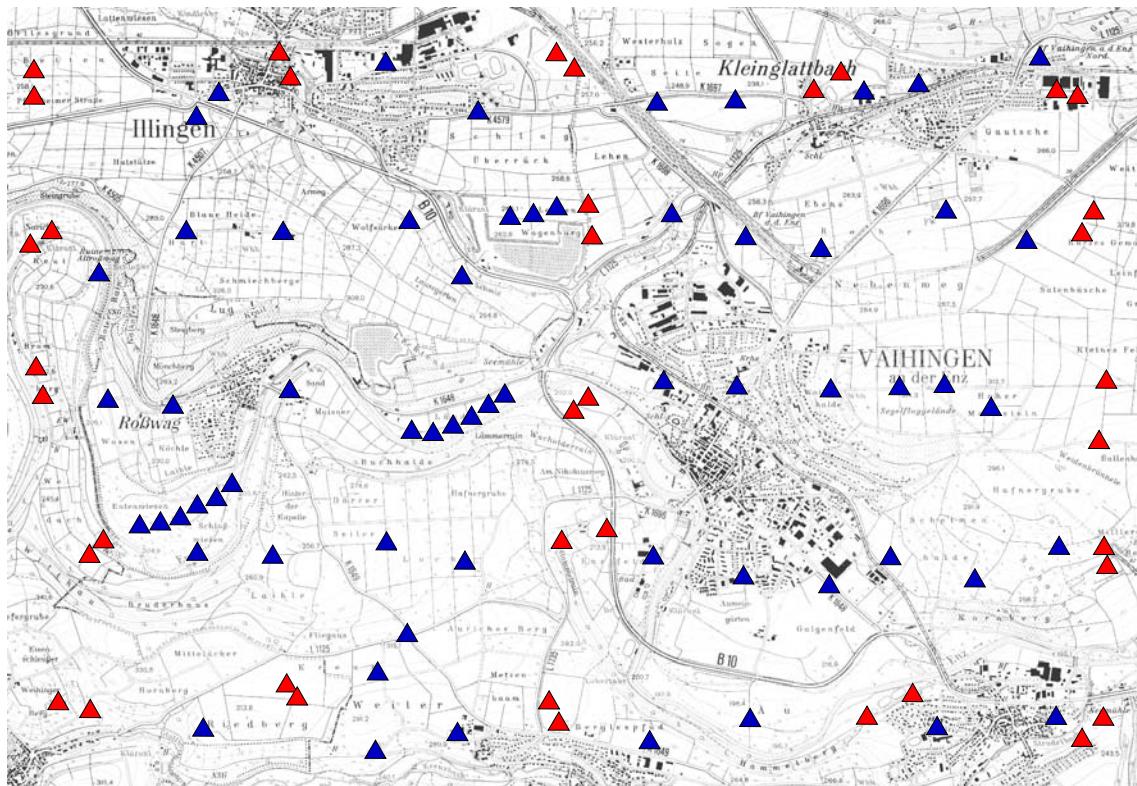


Abbildung 16: Signalisierte Objektpunkte Testgebiet Vaihingen/Enz (Ausdehnung 7 km×5 km)<sup>12</sup>.

statt. Da während des Anfluges nicht auf allen GPS-Referenzstationen die Datenaufzeichnung erfolgte und die Entfernung zwischen Startpunkt und Testgebiet sehr groß war, wurde kurz vor dem Erreichen des Testgebiets ein in-air Alignment mit den entsprechenden Flugmanövern (ca. 5-minütiger Flug mit konstanter Geschwindigkeit, anschließend 360° Kurvenflug zur Stabilisierung des Kurswinkels) vorgenommen. In der späteren GPS/INS-Datenauswertung wurde auf dieses in-air Alignment zurückgegriffen.

Während des photogrammetrischen Bildfluges unter praxisnahen Bedingungen (steile Kurvenflüge, schnelles Einschwenken auf die Flugstreifen, mäandrierende Streifenbefliegung) wurden Luftbilder in zwei verschiedenen Flughöhen von ~1000 m bzw. ~2000 m über Grund aufgenommen. Daraus resultierten zwei verschiedene Bildmaßstäbe von 1:6000 bzw. 1:13000. Der großmaßstäbige Bildflug bestand aus zwei Flugstreifen in Nord-Süd-Richtung über dem östlichen Teil des Testgebiets. Während dieses Bildfluges wurden pro Flugstreifen 8 Bilder mit Standardüberdeckungsverhältnissen von 60 % Längs- bzw. 30 % Querüberdeckung aufgenommen. Die Bilder des 13000er Bildmaßstabs wurden in 3 Längsstreifen (jeweils 7 Aufnahmen in Ost-West-Richtung, Überdeckung: 60 % in Flugrichtung, 70 % quer zur Flugrichtung) und in 3 Querstreifen (jeweils 5 Aufnahmen in Nord-Süd-Richtung, Überdeckung: 60 % in Flugrichtung, 30 % quer zur Flugrichtung) aufgenommen. Der Bildflug deckte flächenmäßig das gesamte Testgebiet ab. Um die Flugzeit über dem photogrammetrischen Testfeld zu erhöhen, d.h. um über einen möglichst langen Zeitraum die unabhängigen Referenzdaten aus der Photogrammetrie zur Verfügung zu haben, wurden beide Bildverbände doppelt geflogen. Nach dem in-air Alignment wurde zunächst der 6000er Maßstab geflogen, anschließend folgte die zweimalige Befliegung des 13000er Maßstabs und abschließend die zweite Erfassung der beiden großmaßstäbigen Flugstreifen. Demnach standen letztendlich 72 Luftbilder im Maßstab 1:13000 und 32 Bilder im Maßstab 1:6000 für die Genauigkeitsuntersuchungen zur Verfügung. Die insgesamt 104 Bilder wurden über einen Zeitraum von ca. 1.5 h aufgenommen. Das Szenario des photogrammetrischen Bildfluges über dem Testfeld ist in der Abbildung 17 dargestellt. Die Tabelle 7 gibt den chronologischen Ablauf der Befliegung an.

Parallel zur Datenerfassung im Flugzeug wurden von acht verschiedenen Referenzstationen GPS-Daten zur späteren differenziellen GPS-Datenauswertung registriert. Die Referenzstationen befanden sich in unterschiedlicher Entfernung zum Testgebiet, um Aussagen über entfernungsabhängige Genauigkeiten treffen zu können. Zwei der Stationen wurden vom Institut für Photogrammetrie betreut, die restlichen Daten wurden von den im Rahmen des SAPOS-Dienstes betriebenen Referenzstationen der Landesvermessungsämter angefordert. Die

<sup>12</sup>Kartengrundlage TK50 © Landesvermessungsamt Baden-Württemberg

Aktion	Startzeit	Endzeit
Start Datenerfassung	09:40 h	
statische Messung	09:40 h	09:48 h
Start Münster	09:57 h	
in-air Alignment	11:00 h	11:13 h
Bildflug 1:6000	11:23 h	11:27 h
Bildflug 1:13000	11:36 h	12:01 h
Bildflug 1:13000	12:26 h	12:52 h
Bildflug 1:6000	13:00 h	13:05 h
Landung Stuttgart	13:16 h	
statische Messung	13:18 h	13:25 h
Ende Datenerfassung	13:25 h	

Tabelle 7: Chronologischer Ablauf Testflug Vaihingen/Enz (UTC-Zeit).

Station	Entfernung [km]	Empfänger- typ	Daten- format	Datenerfassung	
				Startzeit	Endzeit
Vaihingen/Enz (V)	0	Trimble 4000SSi	Rohdaten	11:14 h	13:57 h
Stuttgart-Uni (S1)	25	Trimble 4000SSi	Rohdaten	10:43 h	13:54 h
Stuttgart-LVA (S2)	25	Trimble 4000SSi	Rinex	10:00 h	14:00 h
Karlsruhe-LVA (K)	40	Leica SR9500	Rinex	10:00 h	14:00 h
Frankfurt-BKG (F)	130	Trimble 4000SSi	Rinex	08:00 h	16:30 h
München-LVA (M)	210	Leica SR9500	Rinex	09:00 h	14:00 h
Bonn-LVA (B)	230	Trimble 4000SSi	Rinex	10:00 h	14:00 h
Hannover-LVA (H)	380	Trimble 4000SSi	Rinex	09:00 h	14:00 h

Tabelle 8: GPS-Referenzstationen Testflug Vaihingen/Enz (UTC-Zeit).

Tabelle 8 listet die verschiedenen Referenzstationen, ihre jeweilige Entfernung zum Testgebiet und die zur Verfügung stehenden Daten auf. In der Abbildung 18 ist die Lage der Referenzstationen zum Testgebiet Vaihingen/Enz und die gesamte Flugtrajektorie vom Start in Münster bis zur Landung in Stuttgart gezeigt.

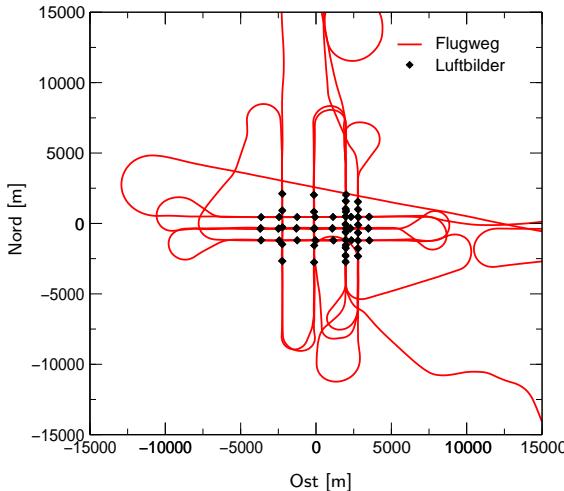


Abbildung 17: Bildflug im Testgebiet.

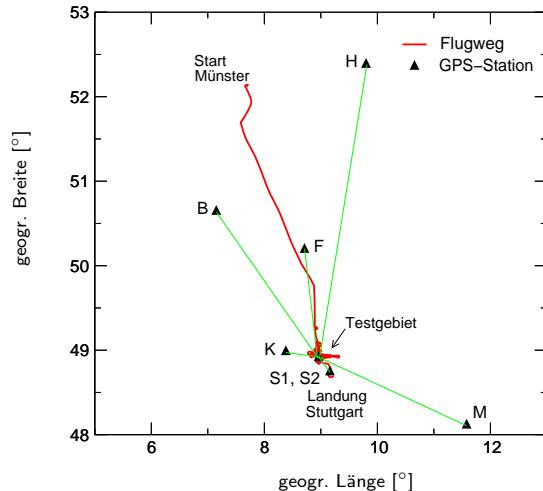


Abbildung 18: Gesamtkonfiguration Testflug.

Der Vergleich der von den Referenzstationen abgedeckten Beobachtungsintervalle in der Tabelle 8 mit den Flugzeiten in Tabelle 7 zeigt, dass auf Grund logistischer Fehler die Referenzstation im Testgebiet während des in-air Alignment keine Daten aufgezeichnet hat, da der Empfänger zu spät eingeschaltet wurde. Daher konnte bei der späteren Auswertung der GPS/INS-Daten mit den Referenzdaten der Station Vaihingen/Enz das extra durchgeführte Alignment-Flugmanöver nicht zur Anfangsorientierungsbestimmung genutzt werden. Alternativ musste stattdessen der erste Flugstreifen des 6000er Bildfluges (erster Durchgang) mit der anschließenden Flugkehre zum Alignment des Systems verwendet werden, sodass für die späteren Genauigkeitsvergleiche mit den Ergebnissen der Photogrammetrie die Bilder dieses Flugstreifens nicht zur Verfügung standen. Die restlichen Stationen decken aber das gesamte Beobachtungsintervall von vor Beginn des in-air Alignment Flugmanövers bis zur Landung auf dem Flughafen Stuttgart ab. Von den Stationen Hannover und Frankfurt standen auch während der statischen Systeminitialisierung vor dem Start der Befliegung auf dem Flughafen Münster/Osnabrück GPS-Daten zur Verfügung. Wegen der großen Entfernung zum Startort wurden diese Daten aber nicht für das Alignment bzw. zur GPS/INS-Prozessierung des Überführungfluges in das Testgebiet verwendet. Zur Vergleichbarkeit aller Ergebnisse untereinander wurde daher für die Prozessierung aller Referenzstationen mit Ausnahme der Station Vaihingen das in-air Alignment zur Orientierungsbestimmung genutzt.

### 4.3 Referenzwerte aus der Aerotriangulation

Um absolute Genauigkeitsaussagen über das GPS/INS-Modul treffen zu können, müssen Referenzwerte zur Verfügung gestellt werden. Diese werden im Rahmen der Aerotriangulation der Luftbilder bestimmt. Die AT liefert dabei einerseits die Parameter der äußeren Orientierung für die Projektionszentren, andererseits die Objektpunktkoordinaten der zu koordinierenden signalisierten Punkte bzw. Verknüpfungspunkte. Demnach können die Vergleiche sowohl in der Luft als auch am Boden vorgenommen werden. Die Luftbilder des Vaihingen-Testfluges wurden im Rahmen einer Aerotriangulation ausgewertet, wobei die Auswertung für die Bildmaßstäbe 1:13000 und 1:6000 getrennt erfolgte.

Für den Bildmaßstab 1:13000 (72 Bilder) konnte eine vollständige Verknüpfung der Bilder über signalisierte Punkte realisiert werden. Die Messung der Pass- und Kontrollpunkte wurde mit dem Monokomperator PK1 von Zeiss durchgeführt. Durch auftretende Schattenbildungen waren 4 Passpunkte sowie 7 Verknüpfungspunkte nicht sichtbar. Damit eine vollständige Verknüpfung durchgeführt werden konnte, wurden als Ersatz hierfür natürliche Punkte gemessen. Die Auswertung des Maßstabs 1:6000 erfolgte mit dem Programm PhodisAT von Zeiss, da für diesen Block keine vollständige Verknüpfung der Bilder über signalisierte Punkte erfolgen konnte. Es wurden insgesamt 32 Bilder gemessen (pro Streifen 8 Bilder). Die Messung der Passpunkte wurde halbautomatisch durchgeführt. Die Verknüpfungspunkte wurden automatisch bestimmt.

Für die anschließenden Genauigkeitsuntersuchungen wurden die Bilder in zwei verschiedenen Bündelausgleichungen ausgewertet. Zur Anwendung kam dafür das Bündelausgleichungsprogramm PAT-B. Für die Selbstkalibrierung wurden 44 Parameter nach (Grün 1978) angesetzt. Die nicht signifikanten Größen wurden im Rahmen der Ausgleichung automatisch wieder eliminiert.

- Klassische Aerotriangulation ohne GPS

Diese Bündelausgleichung liefert die Referenzwerte für die Position der Kameraprojektionszentren. Da die Qualität der GPS/INS-Positionierung des Sensors in der Luft kontrolliert werden soll, dürfen die GPS-Positionen nicht als zusätzliche Beobachtungen mit in die Ausgleichung einbezogen werden.

- GPS-gestützte Aerotriangulation

Zur Bestimmung der Objektraumkoordinaten der Neupunkte sind alle zur Verfügung stehenden Informationen im Ausgleichungsprozess zu berücksichtigen. Daher werden bei diesem Ansatz die GPS-Positionen mit einem hohen Gewicht eingeführt. Die Verwendung und Gewichtung der GPS-Positionen ermöglicht gleichzeitig die Entkopplung der Einflüsse von Position und Winkel bei der Bestimmung der äußeren Orientierung. Werden die direkt beobachteten Positionen der Projektionszentren nicht in den Ausgleichungsprozess eingeführt, entsprechen wegen der Korrelationen zwischen Position und Winkeln die geschätzten Größen nicht den physikalisch richtigen Orientierungselementen (siehe Abschnitt 2.1.3).

#### 4.3.1 Genauigkeit der photogrammetrischen Referenzpunktbestimmung

Im Rahmen der Auswertungen wurden die Koordinaten von insgesamt 78 signalisierten, 116 nicht-signalisierten natürlichen und 4429 automatisch zugeordneten Punkten aus den gemeinsamen Auswertungen aller Bilder bei-

Punkte		Genauigkeit $\sigma$ [cm]		Max. Abw. [cm]		Punkte mit $\sigma_z$		
Typ	Anzahl	$\sigma_{x,y}$	$\sigma_z$	$\sigma_{x,y}$	$\sigma_z$	> 5 cm	> 10 cm	> 12 cm
sig	78	1.5	2.9	3.2	6.2	2	-	-
nat	116	2.1	4.1	12.6	15.9	16	7	5
aut	4429	2.3	5.1	4.9	6.8	3294	-	-

Tabelle 9: Theoretische Genauigkeit der Objektpunktbestimmung aus AT.

der Bildmaßstäbe bestimmt. Die automatischen Verknüpfungspunkte beziehen sich nur auf den 1:6000 Bildmaßstab. Über die Inversion der Normalgleichungen wurde die Genauigkeit der ausgeglichenen Geländekoordinaten geschätzt; die Ergebnisse sind in Tabelle 9 aufgeführt.

Die Höhenkomponente wird generell mit einer niedrigeren Genauigkeit bestimmt (ca. Faktor 2 schlechter im Vergleich zu der Lagegenauigkeit). Dies ist auf die schlechtere Geometrie der Strahlenschnitte zurückzuführen. Wegen der Unsicherheit der Punktidentifizierung sind die Genauigkeiten der manuell gemessenen natürlichen Punkte schlechter als die der signalisierten Punkte. Außerdem fallen die größeren Maximalfehler der Vertikalkomponente bei den automatisch zugeordneten Punkten auf (Bildmaßstab 1:6000). Bei diesen Punkten handelt es sich überwiegend um zweifach verknüpfte Punkte – im Gegensatz zu den signalisierten Punkten, die wegen der hohen Bildüberdeckungen mehrfach verknüpft sind. Auf Grund der geringeren Verknüpfung stehen weniger Informationen zur Bestimmung der Geländekoordinaten zur Verfügung. Daher weisen die automatisch zugeordneten Punkte größere Fehler auf. Die Genauigkeiten der Objektkoordinaten zeigen, dass die photogrammetrisch bestimmten Punkte als Referenzpunkte zur Überprüfung des GPS/INS-Moduls geeignet sind.

#### 4.3.2 Genauigkeit der äußeren Orientierung

Für die als Referenzdaten zur GPS/INS-Positions- und Winkelgenauigkeit verwendeten Koordinaten der Projektionszentren bzw. Orientierungswinkel ergeben sich die in der Tabelle 10 aufgeführten Genauigkeiten. Dabei wurden zur Bestimmung der Genauigkeiten lediglich die bekannten Passpunktkoordinaten aus der GPS-Basislinienmessung verwendet. Für die Zahlenwerte in der Tabelle 11 gingen auf Grund der zuvor erwähnten Zusammenhänge zusätzlich die GPS-Projektionszentren in die Ausgleichung ein.

Die Genauigkeiten sind nicht für alle Bilder des Bildverbandes konstant, sondern von der Lage der Bilder innerhalb des Blocks abhängig. Daher wurden in den Tabellen jeweils die Genauigkeiten getrennt für die Innen- (I) und Randbilder (R) und für den Gesamtblock (G) angegeben. Als Randbild wurde jeweils das erste und letzte Bild eines jeden Flugstreifens klassifiziert. Damit ergeben sich insgesamt 24 bzw. 8 Randbilder für die Bildmaßstäbe 1:13000 bzw. 1:6000. Die schlechteren rechnerischen Genauigkeiten an den Randbildern werden durch die mangelnde Verknüpfung und den bekannten Genauigkeitsabfall für Bilder außerhalb der Passpunktränder verursacht (siehe z.B. (Kraus 1990)).

Es zeigen sich die typischen Genauigkeiten der Positions- und Winkelbestimmung. Die Genauigkeit des  $\omega$ - und  $\varphi$ -Winkels ist um den Faktor 2 schlechter als die Genauigkeit des  $\kappa$ -Winkels. Auf Grund der Bildgeometrie können diese Winkel schlechter bestimmt werden. Der  $\kappa$ -Winkel ist hingegen durch wenige Punkte im Gelände schon genau festgelegt. Die Winkelgenauigkeiten wirken sich auch auf die resultierenden Genauigkeiten der Projektionszentrumskoordinaten aus. Die relative Ungenauigkeit in  $\omega$  und  $\varphi$  führt auch zu größeren Ungenauigkeiten in den Lagekoordinaten. Da sich  $\omega$  und  $\varphi$  aber kaum auf die Vertikalkoordinate auswirken, ist die Höhe auch hier um den Faktor 2 besser bestimmt als die Lage. Die Abbildungen 19 und 20 veranschaulichen nochmals die theoretische Lage- und Positionsgenauigkeit der Referenztrajektorie aus der Aerotriangulation. Deutlich sind die „Aufwölbungen“ am Ende der Flugstreifen zu erkennen. Bei den theoretischen Positionsgenauigkeiten für das Projektionszentrum zeigt sich die Maßstabsabhängigkeit. Die hohen Spitzen im mittleren Teil der Abbildung 20 werden dadurch verursacht, dass für den nördlichen Längsstreifen der 1:13000 Befliegung die GPS-Projektionszentrumskoordinaten mit niedrigerem Gewicht eingeführt wurden. An diesen Kamerastandpunkten konnten Restsystematiken festgestellt werden. Alle sonstigen GPS-Projektionszentrumskoordinaten wurden mit einer Genauigkeit von  $\sigma = 5$  cm in der AT berücksichtigt. Im Mittel liegt die horizontale bzw. vertikale Genauigkeit für die Position bei  $\sigma_{x,y} = 8$  cm bzw.  $\sigma_z = 4$  cm für den Block 1:13000 und  $\sigma_{x,y} = 2.5$  cm bzw.  $\sigma_z = 1.5$  cm für den Block 1:6000. Für die mittleren Genauigkeiten der Orientierungswinkel ergeben sich  $\sigma_{\omega,\varphi} = 0.002^\circ$  und  $\sigma_\kappa = 0.001^\circ$  (Bildmaßstab 1:13000). Die entsprechenden Werte aus der Auswertung der 6000er Befliegung sind vergleichbar. Die theoretische Genauigkeit der Orientierungswinkel ist nicht vom Bildmaßstab abhängig.

Bilder			Genauigkeit $\sigma$ [cm]			Max. Abw. [cm]		
$m_b$	Typ	Anz.	X <sub>0</sub>	Y <sub>0</sub>	Z <sub>0</sub>	X <sub>0</sub>	Y <sub>0</sub>	Z <sub>0</sub>
13000	G	72	7.8	8.0	3.6	21.3	15.4	9.4
13000	R	24	11.9	11.7	6.4	21.3	15.4	9.4
13000	I	48	5.8	6.1	2.1	8.0	8.1	2.7
6000	G	32	2.5	2.1	1.4	4.0	4.0	2.1
6000	R	8	3.1	3.1	1.8	4.0	4.0	2.1
6000	I	24	2.3	1.8	1.2	2.8	2.4	1.4

Tabelle 10: Theoretische Genauigkeit der Projektionszentrumskoordinaten aus AT.

Bilder			Genauigkeit $\sigma$ [ $10^{-3}$ °]			Max. Abw. [ $10^{-3}$ °]		
$m_b$	Typ	Anz.	$\omega$	$\varphi$	$\kappa$	$\omega$	$\varphi$	$\kappa$
13000	G	72	1.4	1.5	0.9	3.6	5.9	1.9
13000	R	24	1.7	2.1	1.3	3.6	5.9	1.9
13000	I	48	1.3	1.2	0.7	1.9	2.0	1.3
6000	G	32	1.5	1.5	0.9	2.4	2.4	1.5
6000	R	8	1.9	1.9	1.2	2.4	2.4	1.5
6000	I	24	1.4	1.4	0.7	1.8	1.6	1.0

Tabelle 11: Theoretische Genauigkeit der Orientierungswinkel aus AT.

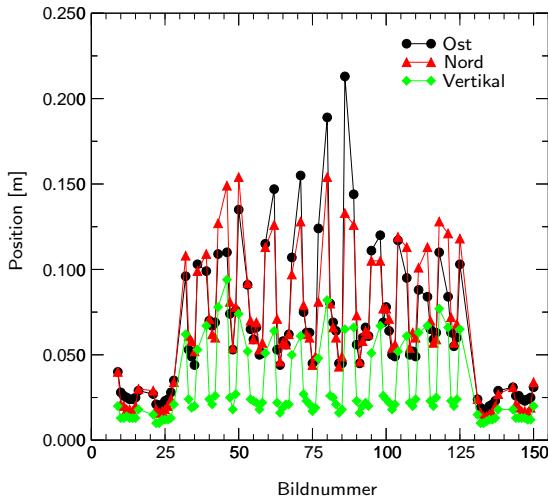


Abbildung 19: Theoretische Positionsgenauigkeit aus AT.

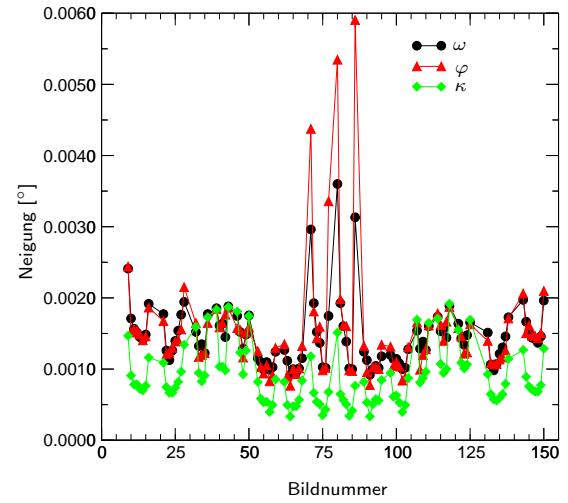


Abbildung 20: Theoretische Neigungswinkelgenauigkeit aus AT.

Wie bereits in Abschnitt 2.1.3 erwähnt, handelt es sich bei den geschätzten Orientierungselementen aus der AT um rechnerisch bestimmte Unbekannte, die sich im Rahmen der Parameterschätzung ergeben und abhängig sind von den verwendeten Eingangsgrößen und den in der Ausgleichung genutzten Zusatzparametern. Daher können sich die Absolutwerte der Orientierungselemente auch je nach gewähltem Parametersatz entsprechend ändern. Zur Abschätzung des Einflusses dieser Eingangsparameter auf die berechneten Orientierungselemente wurde im Rahmen einer früheren Testbefliegung der Einfluss von zusätzlichen Parametern auf die geschätzten Projektionszentrumskoordinaten und die Neigungswinkel untersucht (Cramer et al. 1997). Für den Bildverband bestehend aus je drei Längs- und Querstreifen mit 7 bzw. 5 Aufnahmen pro Streifen (Bildmaßstab 1:13000, 2000 m Flughöhe ü.G.) wurden verschiedene Aerotriangulationen mit unterschiedlich gewählten Freiheitsgraden unter ausschließlicher Verwendung von Passpunkten vorgenommen. Der hier zitierte Bildverband entspricht von der Konfiguration her exakt dem in Abschnitt 4.2 vorgestellten Bildverband der 13000er Befliegung und wurde auch

AT 1 IO/SK	AT 2 IO/SK	Position RMS [cm]			Winkel RMS [ $10^{-3}$ °]		
		$\Delta X_0$	$\Delta Y_0$	$\Delta Z_0$	$\Delta\omega$	$\Delta\varphi$	$\Delta\kappa$
4/12	4/44	12.6	11.8	5.4	3.2	3.2	0.5
4/44	8/44	14.5	15.1	3.2	2.9	3.1	0.9
4/12	8/44	20.9	20.9	4.5	4.4	4.6	1.1

Tabelle 12: Unterschiede der geschätzten Orientierungselemente in Abhängigkeit verschiedener Parametersätze während der AT.

über demselben Testgebiet geflogen. Je nach durchgeföhrter AT wurde die innere Orientierung (IO) der Bilder mit einer 4-parametrischen Helmert-, bzw. einer 8-parametrischen projektiven Transformation durchgeführt. Für die Selbstkalibrierung (SK) wurden entsprechend die Polynommodelle nach (Ebner 1976) (12 Parameter) bzw. (Grün 1978) (44 Parameter) bestimmt. Die anschließend berechneten Orientierungselemente der verschiedenen Ausgleichungen konnten dann paarweise miteinander verglichen werden. Die Tabelle 12 zeigt die Ergebnisse dieser Untersuchung. Je nach gewähltem Parametersatz werden vor allem die Horizontalkomponenten  $X_0$  und  $Y_0$  der Projektionszentren und der Roll- ( $\omega$ ) bzw. Nickwinkel ( $\varphi$ ) beeinflusst. Die mittleren Differenzen liegen deutlich über den theoretischen Genauigkeiten der Orientierungsparameter. Für die horizontalen Koordinaten liegen die maximalen Differenzen zwischen zwei Lösungen ca. Faktor 3 über der theoretischen Genauigkeit in Tabelle 10. Für den  $\omega$ - und  $\varphi$ -Winkel sind die Maximaldifferenzen ca. doppelt so groß wie die erwartete theoretische Genauigkeit (Tabelle 11). Für die Vertikalkoordinate bzw. den Kurswinkel sind diese Unterschiede nicht so deutlich ausgeprägt.

Die obige Untersuchung zeigt, dass die indirekt bestimmten Orientierungen aus der AT trotz ihrer hohen theoretischen Genauigkeit nur bedingt als Referenzwerte verwendet werden dürfen. Korrekterweise sollte daher für die Orientierungen eher der Begriff "Vergleichswerte" verwendet werden. Der Begriff "Referenzwert" impliziert immer eine wesentlich höhere Genauigkeit als die zu untersuchende Messgröße. Dieses Kriterium ist für bestimmte Bildmaßstäbe bzw. Bilder nicht mehr gültig, da die durch GPS/INS direkt gemessenen Orientierungselemente in der gleichen Genauigkeitsklasse bzw. mit einer höheren Genauigkeit vorliegen als die Orientierungen aus der AT. Genauigkeitsvergleiche der Orientierungen aus GPS/INS vs. AT sind dennoch zulässig, da die Photogrammetrie als einziges Verfahren eine unabhängige Qualitätskontrolle von direkt gemessenen Orientierungsparametern in hochdynamischen Umgebungen zulässt. Es muss dann allerdings berücksichtigt werden, dass die durchgeföhrten Genauigkeitsvergleiche an den Projektionszentren nur eine erste Abschätzung über die zu erzielenden absoluten Genauigkeiten angeben. Endgültige umfassende absolute Genauigkeitsaussagen über das Gesamtsystem bestehend aus dem GPS/INS-Orientierungsmodul und dem zu orientierenden Sensor ergeben sich erst durch die Neubestimmung von Punkten im Objektraum und den Vergleichen mit bekannten Kontrollpunktkoordinaten im Gelände.

## 4.4 Auswertung der GPS/INS-Daten

### 4.4.1 GPS-Bahnberechnung

Im Rahmen des Tests wurden von den beteiligten GPS-Empfängern zu den in den Tabellen 7 und 8 angegebenen Zeiten Daten mit einer Datenrate von 1 Hz erfasst. Die Satellitenkonfiguration während der Befliegung des Testfelds Vaihingen/Enz war gut. Die Anzahl der verfügbaren Satelliten variierte während der photogrammetrischen Blockbefliegung zwischen 5-8 Satelliten. Die daraus resultierenden PDOP-Faktoren lagen im Mittel bei 2, wobei Maximalwerte von 3.5 nicht überschritten wurden.

Die Prozessierung der GPS-Daten wurde mit der GrafNav-Software, Version 5.06 (Waypoint Consulting) unter der Verwendung von präzisen Ephemeriden durchgeführt. Die kinematische Flugbahnberechnung erfolgt bei dieser Software unter Verwendung von OTF-Algorithmen zur Bestimmung der Phasenvieldeutigkeiten im Rahmen eines Kalman-Filters (siehe Abschnitt 2.2.2), wobei die Vieldeutigkeiten nur bis zu einer gewissen Basislinienlänge (in der Regel 50 km bei 2-Frequenz-Daten) ganzzahlig bestimmt werden. Bei größeren Entfernung wird mit den Gleitkommawerten für die Mehrdeutigkeiten gerechnet.

Wesentliches Kriterium für die hochgenaue Berechnung der GPS-Trajektorie ist die korrekte Bestimmung der Phasenvieldeutigkeit. Um die Richtigkeit der geschätzten Mehrdeutigkeiten zu kontrollieren wird in der Software die Prozessierung der Basislinie in zwei verschiedenen Richtungen vorgenommen: vorwärts, in Richtung der

positiven Zeitachse, und rückwärts, entgegengesetzt der Zeitskala. Die Differenz zwischen beiden Lösungen erlaubt Rückschlüsse auf die Übereinstimmung der für beide Lösungen geschätzten Mehrdeutigkeitsparameter. Sind die Mehrdeutigkeiten identisch, treten zwischen den Lösungen praktisch keine Differenzen auf. In diesem Fall können die zwei Lösungen über eine gewichtete Mittelbildung zu einer Trajektorie kombiniert werden. Die Gewichtungsfaktoren ergeben sich je nach Wahl anhand der geschätzten Ambiguity-Drift der Einzellösungen bzw. aus der Spur der Kovarianzmatrix der Positionsbestimmung aus der Kalman-Filterung. Im Vergleich zu der in vorwärts- bzw. rückwärtiger Richtung berechneten Bahn bietet die kombinierte Lösung die höhere Genauigkeit und Zuverlässigkeit. Im Falle großer Unterschiede zwischen den zwei Bahnberechnungen, hervorgerufen durch falsch bestimmte Mehrdeutigkeiten in einer der beiden beteiligten Lösungen, sollte von einer Kombination abgesehen werden. Durch die Kombination würden die Fehler einer Bahn in die kombinierte Lösung übertragen. Die geschätzte Ambiguity-Drift, die Standardabweichung der Positionsbestimmung und das Rauschen der L1-Trägerphasenmessung der jeweiligen Lösung kann in diesem Fall als Indikator für die "korrekte Bahnlösung" verwendet werden. Entsprechend ist die Vorwärts- oder Rückwärtslösung als Ergebnis der Basislinienberechnung zu wählen. Durch die Option der Software, verschiedene Bahnlösungen zu einer Trajektorie zu verschmelzen, können indirekt auch GPS-Trajektorien von unterschiedlichen Referenzstationen aus bestimmt werden. Für die hier durchgeföhrten Berechnungen wurde zunächst die Differenz zwischen Vorwärts- und Rückwärtslösung bestimmt, und bei größeren Abweichungen anhand obiger Parameter die korrekte Lösung ausgewählt. Die so ermittelten GPS-Positionen und Geschwindigkeiten mit den geschätzten Genauigkeiten aus der Kalman-Filterung liefern die Stützinformationen für die spätere GPS/INS-Integration.

#### 4.4.2 Interne Genauigkeitsuntersuchung der GPS-Bahnberechnung

Um die internen Genauigkeiten der einzelnen GPS-Basislinien beurteilen zu können wurden die Differenzen der unterschiedlichen Lösungen zueinander berechnet. Die von der Referenzstation des Landesvermessungsamts Stuttgart (S2) aus bestimmte Flugbahn wird dabei als Referenztrajektorie angenommen, zu der die entsprechenden Vergleiche durchgeführt werden. Damit lassen sich insgesamt 7 Differenzen aus den Einzellösungen berechnen. Die Abbildungen 21-27 zeigen die entsprechenden Positionsdifferenzen in der Ost-, Nord- und Vertikalkomponente. Das dargestellte Zeitintervall beginnt mit dem Start der photogrammetrischen Blockbefliegung und endet mit der Landung des Flugzeugs in Stuttgart. In der Tabelle 13 sind die korrespondierenden statistischen Größen angegeben.

Die Analyse der Tabelle 13 und der Abbildungen 22-27 zeigt eine hohe Übereinstimmung der unterschiedlichen GPS-Lösungen. Obwohl die Basisliniellänge stark variiert, unterscheiden sich die RMS-Werte kaum. Sie liegen im Bereich von  $\sim 1$  dm für die Horizontalkomponenten und  $\sim 2$  dm für die Höhenkomponente. Die Standardabweichungen liegen im Bereich von 2-10 cm. Für die in der Tabelle bzw. in den Abbildungen nicht dargestellten Geschwindigkeitsdifferenzen ergeben sich Standardabweichungen, die zwischen 2-8 cm/s liegen. Insgesamt lassen sich kaum entfernungsabhängige Effekte ausmachen. Die maximalen Positionsabweichungen in den Einzelkomponenten liegen unter 53 cm. Die entsprechenden Maximaldifferenzen der Geschwindigkeiten liegen bei 62 cm/s.

Für die Differenzen der Stationen Stuttgart-LVA (S2) mit Vaihingen (V) und Stuttgart-Uni (S1) lassen sich signifikante Offsets in der Vertikalkomponente bestimmen (12 cm bzw. 8 cm). Gleicher gilt für die Ost-Differenz der Station S2 mit Bonn (B) (-11 cm). Für die Station V wurde zur Berechnung der GPS-Bahn die Vertikalkoordinate des Standpunkts irrtümlicherweise um 6.5 cm zu niedrig eingegeben. Für die Station S1 wurde zunächst von einer falschen GPS-Antenne ausgegangen und auf Grund der falschen Antennenphasenzentrumskorrektur

Basis	RMS [cm]			Max. Abw. [cm]			Mittelwert [cm]			Std. Abw. [cm]		
	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.
S2-V	2.5	4.1	12.9	5.6	11.2	22.2	-1.8	-2.4	12.1	1.7	3.3	4.4
S2-S1	1.0	1.6	8.5	3.6	8.2	13.9	-0.2	0.3	8.1	0.9	1.5	2.4
S2-K	26.4	21.3	31.9	84.6	442.9	10419.0	-19.2	-18.1	-13.8	18.2	11.6	28.7
S2-F	2.8	5.1	17.2	6.8	15.3	39.9	-2.2	-1.5	15.8	1.8	4.9	7.4
S2-M	9.6	6.1	22.0	28.9	17.1	52.2	-6.0	-1.1	19.2	7.5	6.0	10.7
S2-B	10.9	5.6	8.2	18.6	15.2	24.0	-10.7	-2.2	4.5	2.4	5.1	6.8
S2-H	6.2	8.2	12.1	16.9	20.4	26.2	-4.2	-4.7	-9.7	4.6	6.8	7.2

Tabelle 13: Interne Genauigkeit der GPS-Bahnberechnung (Positionierung).

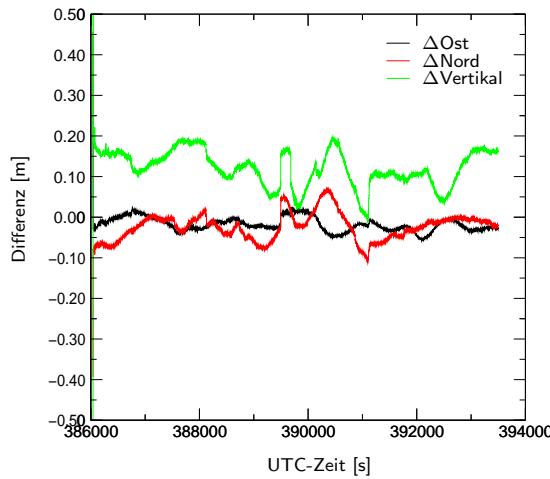


Abbildung 21: GPS-Positionsdifferenz S2-V.

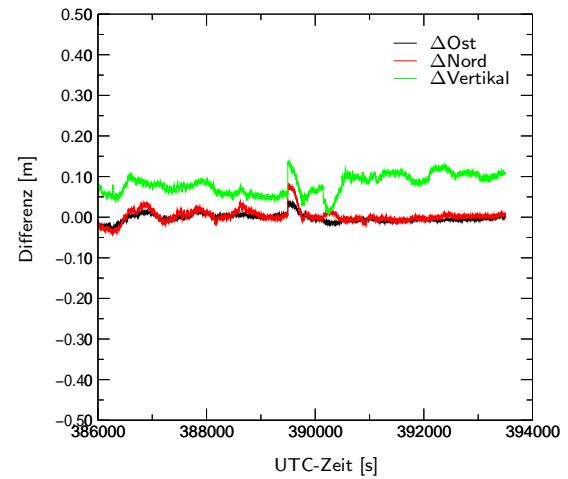


Abbildung 22: GPS-Positionsdifferenz S2-S1.

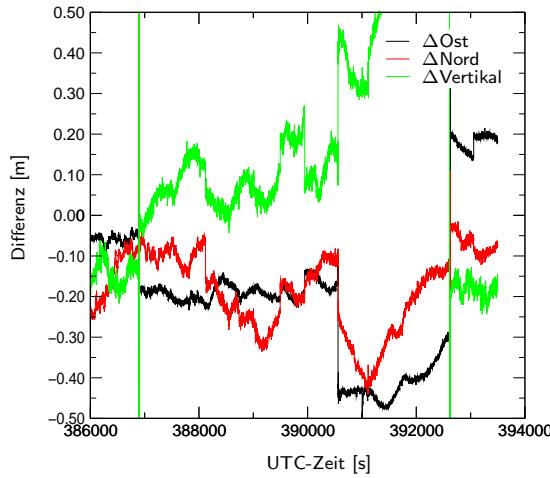


Abbildung 23: GPS-Positionsdifferenz S2-K.

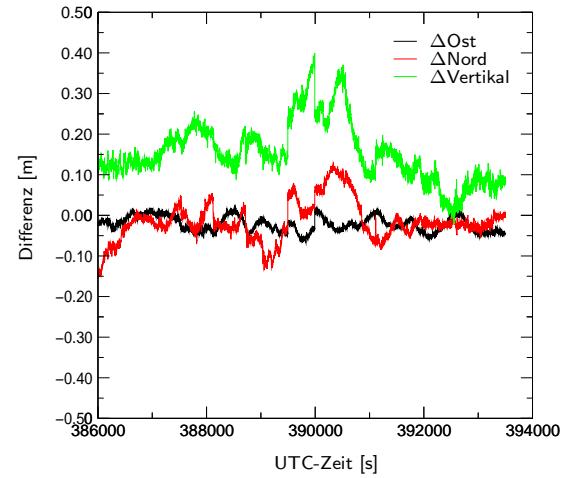


Abbildung 24: GPS-Positionsdifferenz S2-F.

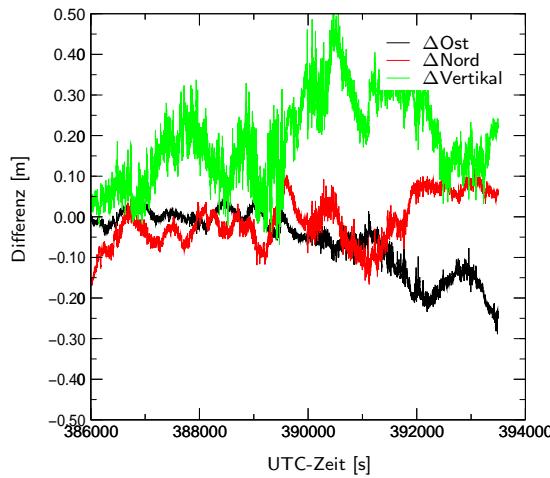


Abbildung 25: GPS-Positionsdifferenz S2-M.

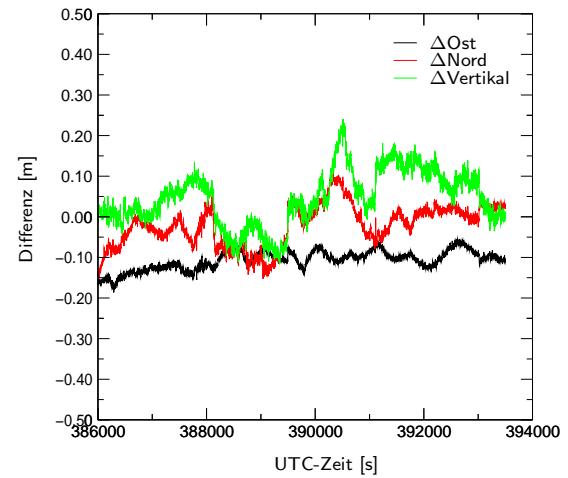


Abbildung 26: GPS-Positionsdifferenz S2-B.

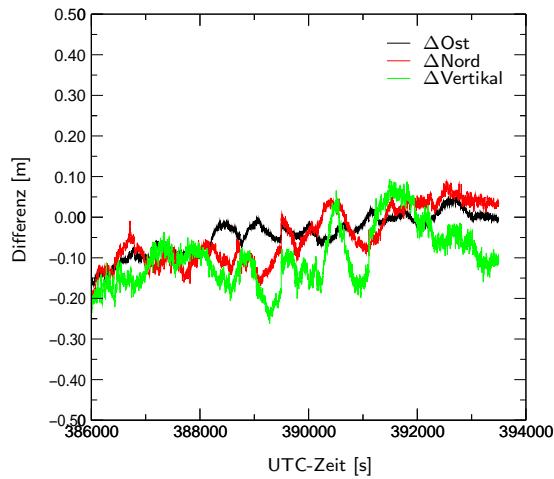


Abbildung 27: GPS-Positionsdifferenz S2-H.

ein zu geringer Phasenzentrumoffset berücksichtigt. Dadurch entstand ein entsprechender Fehler von 10 cm in der Vertikalkoordinate. Diese beiden Fehler wurden nach der GPS/INS-Integration an den Vertikalkoordinaten der Flugbahnberechnung korrigiert. Die Ursachen der anderen Offsets konnten nicht mehr aufgedeckt werden. Sie müssen für die weitere Datenverarbeitung in Kauf genommen werden.

Deutliche Ausnahme ist die von Karlsruhe aus berechnete Basislinie (Abbildung 23). Im Vergleich zu den anderen Basisliniendifferenzen treten wesentlich größere Unterschiede auf. Sie erreichen Maximalwerte von über 10 m in der Vertikalkoordinate. Außerdem sind in der Grafik deutliche Sprünge zu erkennen, die auf falsch gelöste Vieldeutigkeiten hindeuten. Die großen Differenzen wurden durch Empfangsstörungen der Referenzstation Karlsruhe verursacht. Dieses konnte nach Rücksprache von den Stationsbetreibern bestätigt werden. Derartige Effekte durch Funkstörungen sind an dieser Station bereits mehrfach aufgetreten. Daher soll die Referenzstation in Zukunft an anderer Stelle neu eingerichtet werden. Die Daten der Referenzstation Karlsruhe werden auf Grund obiger Störungen in der weiteren Prozessierung nicht berücksichtigt.

#### 4.4.3 Integrierte GPS/INS-Bahnberechnung

Die GPS/INS-Daten wurden mit dem PosProc-Programmpaket, Vers. 2.1.2 (Firma Applanix Corporation) prozessiert. Das Programm verwendet die Ergebnisse der GPS-Auswertungen (GPS-Positionen und -Geschwindigkeiten) als Stützinformationen im Rahmen eines Kalman-Filters. Anschließend wird zur Steigerung der Genauigkeit eine Glättung vorgenommen. Die Auswertung folgt den Ausführungen in Abschnitt 4.1.2<sup>13</sup>. Für die gewählte Sensorkonfiguration (INS mittlerer Genauigkeit, differenzielle GPS-Phasenlösung) wurde von den maximal 90 zur Verfügung stehenden Systemzuständen und 23 Messungen nur ein Teilvektor von 25 Zustandsgrößen berücksichtigt. Insgesamt 6 Beobachtungsgrößen aus dem GPS lieferten die Update-Informationen für die Kalman-Filterung. Im Einzelnen wurden die folgenden Größen verwendet:

<sup>13</sup>Die Prozessierung der verschiedenen Basislinien wurde auf einem PC, 233 MHz Pentium Prozessor, 64 Mb RAM, Betriebssystem WindowsNT 4.0 vorgenommen. Für die Auswertung der GPS/INS-Daten wurden je Basislinie bei einer gewählten Datenrate von 50 Hz für die prozessierten Orientierungselemente ca. 30 min für die Kalman-Filterung und ca. 1 h 30 min für die anschließende Glättung benötigt. Die mittlere Prozessierungszeit von ca. 6500 s steht einem prozessierten Datenintervall von ca. 7900 s gegenüber. Demnach entsteht ein Verhältnis von Prozessierungszeit zu ausgewertetem Datenintervall das geringfügig besser als 1:1 ist. Die Prozessierung der GPS-Daten ist in diesen Zeiten nicht enthalten und muss zusätzlich berücksichtigt werden. Wird die Ausgabedatenrate gesteigert, wächst die Prozessierungszeit ebenfalls entsprechend an.

- Navigationsfehler
  - 3 Parameter: Fehler der Positionsbestimmung
  - 3 Parameter: Fehler der Geschwindigkeitsbestimmung
  - 4 Parameter: Fehler der Neigungsbestimmung (unter Verwendung eines modifizierten  $\kappa$ -Winkel Fehlermodells)
- kurzfristige INS-Fehler (Gauß-Markoff-Prozess 1. Ordnung)
  - 3 Parameter: Änderung/Drift Offset Beschleunigungsmesser
  - 3 Parameter: Änderung/Drift Skalenfaktor Beschleunigungsmesser
  - 3 Parameter: Änderung/Drift Offset Kreisel
  - 3 Parameter: Änderung/Drift Skalenfaktor Kreisel
- langfristige INS-Fehler (zufällige aber konstante Größen)
  - 3 Parameter: Kreiseloffset
- Messfehler, Fehler der GPS-Stützinformationen (Gauß-Markoff-Prozess 1. Ordnung)
  - 3 Parameter: Fehler der GPS-Positionsmessung
  - 3 Parameter: Fehler der GPS-Geschwindigkeitsmessung

Die Anfangsorientierung wurde für alle Basislinienauswertungen im Rahmen des in-air Alignment gewonnen. Aus Anwendersicht entspricht das realistischen Flugbedingungen. Auf Grund von Zeitersparnis und der großen Entfernung zwischen Startpunkt und Aufnahmegebiet wird in der Regel kein statisches Alignment vorgenommen. Zur Unterstützung des Alignments wurde kurz vor Erreichen des Testgebiets ein ca. 5-minütiger Geraudeausflug (NS-Richtung) mit konstanter Geschwindigkeit und anschließend ein  $360^\circ$  Flugmanöver durchgeführt (Abschnitt 2.3.2, Seite 34). Der rechnerische Alignmentvorgang innerhalb des Kalman-Filters beginnt mit dem Globalignment, das in 3 verschiedenen Stufen vorgenommen wird. Zu Beginn des Alignments sind keine Informationen über die Orientierungswinkel bekannt. Ausgehend von der Anfangsnäherung  $r = p = 0^\circ$  wird eine Horizontierung des INS vorgenommen und die Werte für den Roll- und Nickwinkel mit einer Genauigkeit von  $2^\circ$  (RMS) abgeleitet (0. Stufe). Für diesen Vorgang wurden für den durchgeföhrten Testflug ca. 10 s an Daten benötigt. Die entsprechenden Orientierungswinkel wurden für alle Basislinien zu  $r = 0.13^\circ, p = 0.04^\circ$  geschätzt. Anschließend beginnt in der 1. und 2. Stufe die Bestimmung des Kurzwinkels ( $y$ ). Zunächst wird der Quadrant des Kurzwinkels festgelegt. Dann erfolgt die Verbesserung der Schätzung bis der Kurzwinkel mit einer Genauigkeit von  $10^\circ$  (RMS) vorliegt (Stufe 2). Für die beiden letzten Stufen des Globalignment wurden nur wenige Sekunden an Daten benötigt. Die vorliegenden Schätzungen der Orientierungswinkel sind für alle Basislinien sehr ähnlich bestimmt worden. Die maximalen Abweichungen zwischen den unterschiedlichen Basislinien betragen  $< 0.001^\circ$ .

Damit ist die Grobausrichtung abgeschlossen und das System geht zum Feinalignment über. Mit diesem Übergang werden zusätzlich die sensorspezifischen Fehler berücksichtigt – Differenzen zwischen den INS- und GPS-Geschwindigkeitsbeobachtungen sind nicht nur durch die Fehlausrichtung sondern auch durch die INS-Sensorfehler verursacht. Entsprechend werden die Korrelationszeiten der als Gauß-Markoff-Prozesse modellierten INS-Zustände geändert. Mit der Verbesserung der Sensorfehler wird gleichzeitig die Qualität der Orientierungsbestimmung verbessert. Die entsprechenden Navigationsfehler konvergieren sehr schnell auf das jeweilige Genauigkeitsniveau. Sobald sich das System im Feinalignmentmodus befindet, werden die gewünschten Navigationsgrößen bestimmt. Somit findet ein nahtloser Übergang zur Navigationsberechnung statt.

In der Kalman-Filterung werden die aus den GPS-Messungen abgeleiteten Positionen und Geschwindigkeiten als Pseudo-Beobachtungen verwendet und Verbesserungen für diese Messungen bestimmt. Die Verbesserungen geben die interne Genauigkeit der verwendeten Beobachtungen an. Die entsprechenden Standardabweichungen der Residuen der Positions- bzw. Geschwindigkeitsbeobachtungen, die in der Kalman-Filterung bestimmt werden, sind in der Tabelle 14 angegeben. Die Tabelle unterstreicht die Ergebnisse, die sich bereits im Rahmen der internen Genauigkeitsvergleiche der GPS-Bahnauswertung gezeigt haben. Die Messungen liegen mit einer hohen Genauigkeit im Bereich von  $\sim 1$  cm für die Position bzw.  $2\text{-}5$  cm/s für die Geschwindigkeit vor. Es lassen sich keine Abhängigkeiten von der Basislänge feststellen. Allerdings zeigt der Vergleich mit den Genauigkeiten aus dem internen Genauigkeitsvergleich (Tabelle 13, Abbildungen 21-27), dass die intern geschätzten Standardabweichungen deutlich kleiner sind als die sich aus den empirischen Vergleichen ergebenden Werte. Den

Basis	Position [cm]			Geschwindigkeit [cm/s]		
	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.
V	6.2	0.9	1.4	3.2	2.4	3.5
S1	0.8	0.3	0.5	6.2	3.1	5.3
S2	0.8	0.3	0.5	5.5	3.0	5.0
F	1.1	0.4	1.1	3.7	1.5	5.2
M	1.4	1.0	2.9	2.9	2.0	3.9
B	1.1	0.4	1.2	3.8	1.5	5.2
H	1.1	0.4	1.1	4.1	1.6	5.6

Tabelle 14: Geschätzte Residuen (Std. Abw.) der GPS-Beobachtungen aus der Kalman-Filterung.

Standardabweichungen für die GPS-Position aus der Kalman-Filterung stehen Werte in der Größenordnung von 2-10 cm gegenüber. Die Genauigkeiten aus der Kalman-Filterung sind also um bis zu Faktor 10 zu optimistisch. Die inneren Genauigkeiten lassen sich durch die externen GPS-Bahnvergleiche nicht reproduzieren. Im Gegensatz zu den Positionen korrespondieren die internen Geschwindigkeitsgenauigkeiten sehr viel besser mit den Ergebnissen aus den empirischen GPS-Basislinienvergleichen. Hier stehen sich Standardabweichungen von 1.5-6 cm/s (Kalman-Filterung) und 2-8 cm/s (empirisch) gegenüber.

Die in der PosProc-Software realisierte GPS/INS-Integration zerfällt in die eigentliche Kalman-Filterung und eine anschließende Glättung. Die Abbildungen 28-35 zeigen exemplarisch für die von S2 aus gerechnete Bahn den Einfluss des Glättungsalgorithmus auf die geschätzten Zustandsgrößen. In den Abbildungen sind die Differenzen zwischen den Zuständen nach Glättung bzw. nach Kalman-Filterung dargestellt. Die Glättung wirkt sich auf die Bestimmung der INS-Sensorfehler zu Anfang des ausgewerteten Datenintervalls aus. Vor allem bei dem konstanten Kreiseloffset (Abbildung 31), der Drift der Beschleunigungsmesser (Abbildung 32) und der Drift der Kreiselskalenfaktoren (Abbildung 35) erkennt man, dass die Differenzen zwischen den Zuständen aus der Kalman-Filterung bzw. Glättung auf Grund des Einschwingens des Kalman-Filters immer kleiner werden. Die Differenzen z.B. für die Beschleunigungsmesserdrift in Z bzw. den konstanten Kreiseloffset in Z liegen im Bereich von über 100 % verglichen mit dem geschätzten Zustand nach der Glättung. Die Maximaldifferenzen betragen  $2.9^\circ/h$  bzw.  $226 \mu\text{g}$  für den Z-Kreiseloffset bzw. Z-Beschleunigungsmesserdrift. Die entsprechenden Zustände nehmen nach der Glättung Werte von  $-0.27^\circ/h$  bzw.  $200 \mu\text{g}$  an.

Bei den Navigationsfehlern zeigt sich die Glättung vor allem im Kurswinkel (Abbildung 30). Die mittleren Abweichungen liegen im Bereich von  $1'$  (Std. Abw.), Maximaldifferenzen treten mit  $5'$  am Anfang des Intervalls auf. Da die Genauigkeit der Winkelbestimmung von den Geschwindigkeitsbeobachtungen aus dem GPS abhängt, finden sich in den geschätzten Fehlern der Horizontalgeschwindigkeit größere Differenzen als in der Vertikalkomponente. Die maximalen Abweichungen betragen  $4.2 \text{ cm/s}$ ,  $13.7 \text{ cm/s}$  bzw.  $1 \text{ cm/s}$  für die Ost-, Nord-, bzw. Vertikalgeschwindigkeit. Die entsprechenden Standardabweichungen liegen bei  $1 \text{ cm/s}$ ,  $2 \text{ cm/s}$  bzw.  $0.5 \text{ cm/s}$ . Für die Fehler der Positionsbestimmung kann durch die Glättung eine Verringerung des Rauschens erzielt werden. Die Standardabweichung der Differenzen liegt für die Positionsfehler im Bereich von  $<1 \text{ cm}$ .

Die geschätzten Systemzustände nach der Glättung werden für alle Basislinien sehr ähnlich bestimmt. Es lassen sich kaum Effekte in Abhängigkeit von der Basisliniellänge feststellen. Dies zeigen die entsprechenden Grafiken im Anhang B (Seite 110). Dort werden die jeweils geschätzten 25 Zustände für die sechs verschiedenen Basislinien einander gegenübergestellt (Auswertung Basislinien Vaihingen, Stuttgart-LVA, Frankfurt, München, Bonn und Hannover). Die Basis Stuttgart-Uni hat praktisch die gleiche Basisliniellänge wie die Stuttgart-LVA Basis und wurde daher bei diesen Darstellungen nicht berücksichtigt.

Im Folgenden sollen exemplarisch nur die in der Auswertung der Basis Stuttgart-LVA bestimmten Zustandsgrößen betrachtet werden. Die maximal geschätzten Navigationsfehler liegen bei  $5 \text{ cm}$ ,  $4.5 \text{ cm/s}$ , bzw.  $0.085^\circ$  für Position, Geschwindigkeit bzw. Neigung (Abbildungen 62 (Seite 111), 68 (Seite 112), 74 (Seite 113)). Die mittleren geschätzten Sensorfehler betragen für die achsspezifische Beschleunigungsmesserdrift  $-30 \mu\text{g}$ ,  $3 \mu\text{g}$ , bzw.  $200 \mu\text{g}$  für X-, Y-, bzw. Z-Achse (Abbildung 80 (Seite 114)). Entsprechend ergeben sich für die Kreiseldrift Werte um  $0.013^\circ/\text{h}$  für die X-, und  $0.003^\circ/\text{h}$  für die Y- und Z-Achse (Abbildung 86 (Seite 115)). Da die Sensorfehler als Gauß-Markoff-Prozesse modelliert werden, bleiben sie nicht konstant sondern variieren für die Beschleunigungsmesserdriften im Bereich von  $\sim 10 \mu\text{g}$ ; für die Kreiseldrift ändern sie sich um  $0.01^\circ/\text{h}$ . Die Drift der Skalenfaktoren liegt für die Beschleunigungsmesser im Bereich von 220-340 ppm (Abbildung 92 (Seite 116)) und für die Kreisel im Bereich von 15-70 ppm (Abbildung 98 (Seite 117)). Die statistische Genauigkeit

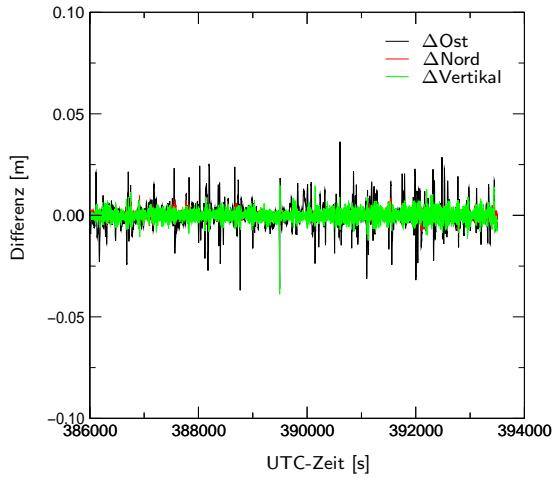


Abbildung 28: Positionsfehler (Differenz zwischen Filterung und Glättung).

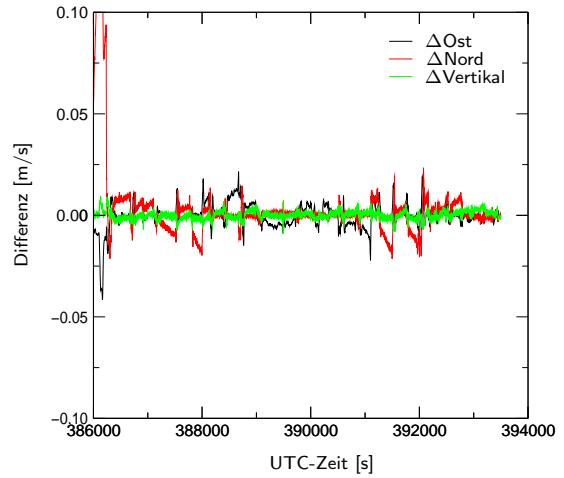


Abbildung 29: Geschwindigkeitsfehler (Differenz zwischen Filterung und Glättung).

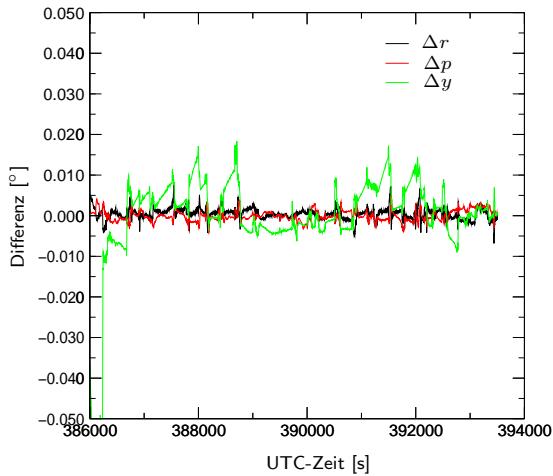


Abbildung 30: Neigungsfehler (Differenz zwischen Filterung und Glättung).

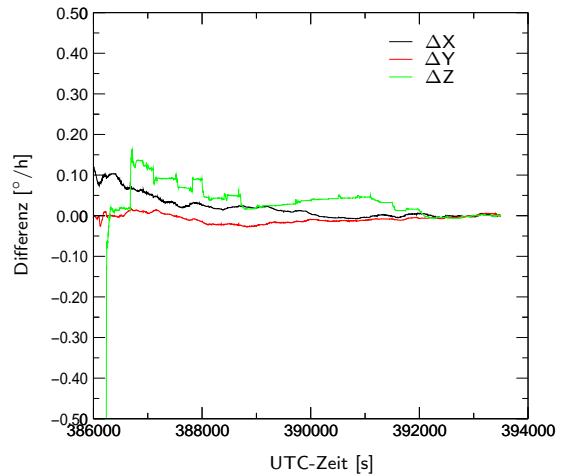


Abbildung 31: Konstanter Kreiselbias (Differenz zwischen Filterung und Glättung).

der Zustandsbestimmung, abgeleitet aus der Kovarianzmatrix, liegt für die Fehler in den Navigationsgrößen bei wenigen mm für die Position, wenigen mm/s für die Geschwindigkeit und bei  $0.010^\circ$  für die Orientierungswinkel.

#### 4.4.4 Interne Genauigkeitsuntersuchung der GPS/INS-Bahnberechnung

Die große Übereinstimmung zwischen den geschätzten Zustandsgrößen der verschiedenen GPS/INS-Basislinienauswertungen zeigt sich erwartungsgemäß auch, wenn man die interne Übereinstimmung der verschiedenen Lösungen untersucht. Dafür sind, ähnlich wie bei den internen Genauigkeitsvergleichen der GPS-Positionierung, die entsprechenden Differenzen zwischen den GPS/INS-Trajektorien berechnet worden. Die Lösung der Referenzstation Stuttgart-LVA (S2) wurde auch hier als Referenztrajektorie angenommen, zu der die Differenzen der anderen Basislinien gebildet wurden. Die Abbildungen 36-47 zeigen die Differenzen für die Positions- bzw. Neigungsinformationen. Die zugehörigen statistischen Größen sind in den Tabellen 15 und 16 angegeben.

Ähnlich wie bei den GPS-Bahnvergleichen kann auch für die GPS/INS-Lösungen eine hohe Übereinstimmung der verschiedenen Resultate festgestellt werden. Die hohe interne Genauigkeit der GPS-Auswertung zeigt sich auch in den GPS/INS-Lösungen. Die RMS- und Mittelwerte, Standardabweichungen und maximalen Abweichungen aus Tabelle 15 stimmen sehr gut mit den Werten aus Tabelle 13 überein. Sie liegen im Bereich von unter

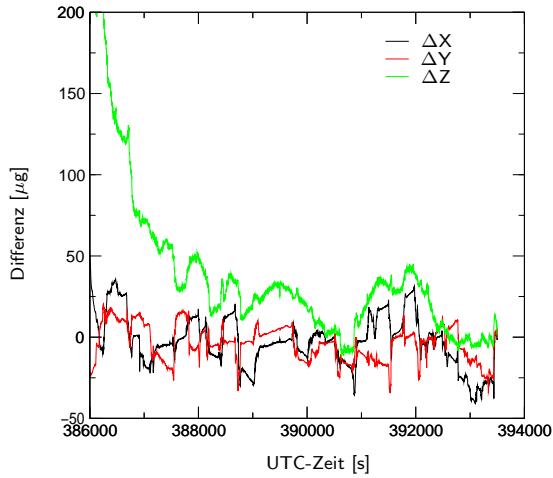


Abbildung 32: *Drift B-Messer (Differenz zwischen Filterung und Glättung).*

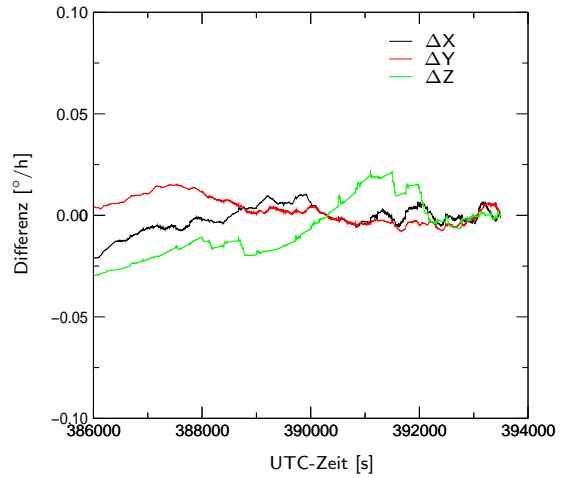


Abbildung 33: *Drift Kreisel (Differenz zwischen Filterung und Glättung).*

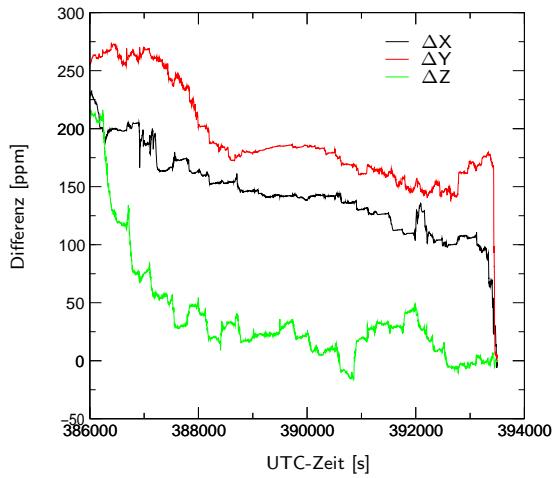


Abbildung 34: *Drift Skalenfaktor B-Messer (Differenz zwischen Filterung und Glättung).*

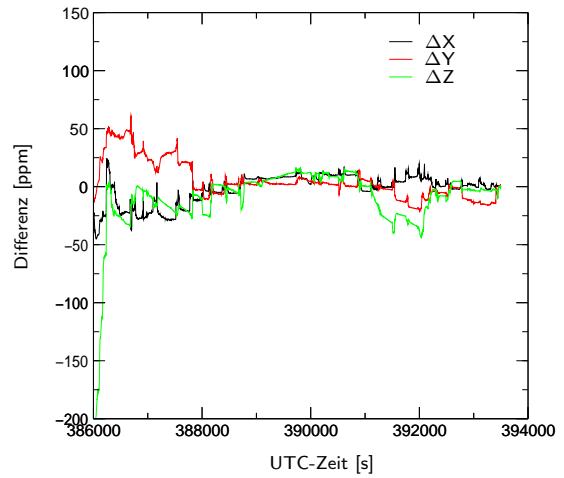


Abbildung 35: *Drift Skalenfaktor Kreisel (Differenz zwischen Filterung und Glättung).*

1 dm (RMS) bzw. unter 2 dm (RMS) für Lage und Höhe. Für die kurzen Basislinien sind die Werte entsprechend kleiner. Die bereits erwähnten konstanten Offsets der Stationen V, S1 und B treten ebenfalls auf. Der Kurvenverlauf der Positions differenzen ist für GPS- und GPS/INS-Bahn praktisch identisch. Demnach definiert, wie zu erwarten war, die GPS-Positionierungsgenauigkeit die Positionsgenauigkeit der integrierten GPS/INS-Bahn. In den GPS-Messungen vorliegende Fehler können im Rahmen der Integration nicht beseitigt werden. Dies kann man besonders deutlich an den Sprüngen in der Größenordnung von ca. 10 cm in der Abbildung 36 sehen. Diese Sprünge werden vermutlich durch unterschiedlich bestimmte Mehrdeutigkeiten innerhalb der an der Differenzbildung beteiligten Basislinien verursacht und tauchen deshalb auch schon in der Abbildung 21 auf. Durch die hohe interne Gewichtung der GPS-Positionen (Tabelle 14) werden die INS-Positionen in Richtung der GPS-Positionen korrigiert, was bei fehlerhaften GPS-Daten Probleme verursacht. Hinzu kommt, dass die glättende Eigenschaft, die das INS mit seiner hohen Relativgenauigkeit über kurze Zeiträume auf das GPS-Messrauschen ausüben sollte, keinen Einfluss auf die berechneten Positionen hat. Hier zeigt sich ein Problem des dezentralen Kalman-Filters zur GPS/INS-Integration. Die GPS-Daten werden zunächst völlig unabhängig von den INS-Daten behandelt und ausgewertet. Dadurch verliert man Informationen aus dem INS, die zur Detektion von Phasensprüngen und somit zur Korrektur der ursprünglichen GPS-Messgrößen herangezogen werden können. Zwar wird im Rahmen der Kalman-Filterung die Verbesserung der jeweiligen Messgröße einer Plausibilitätsprüfung unterstellt, es kann jedoch keine Korrektur der GPS-Positionen vorgenommen werden.

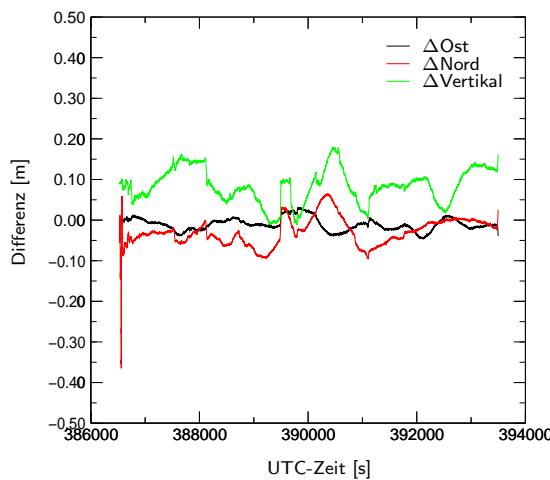


Abbildung 36: GPS/INS-Position S2-V.

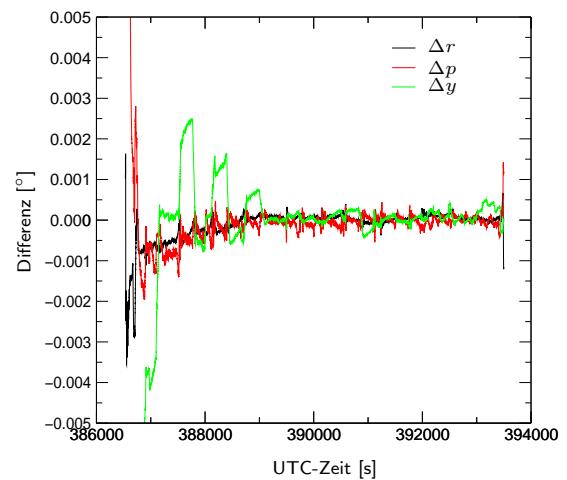


Abbildung 37: GPS/INS-Winkel S2-V.

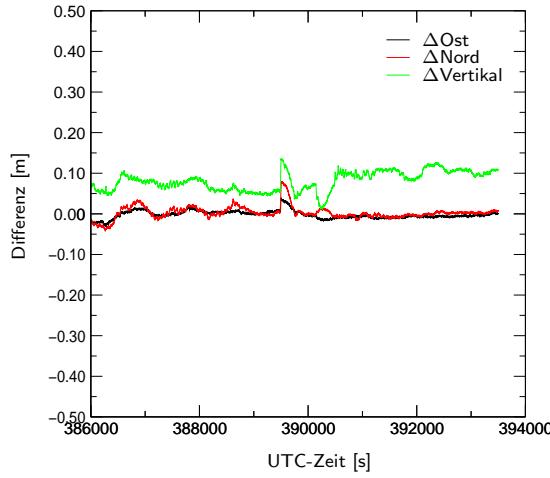


Abbildung 38: GPS/INS-Position S2-S1.

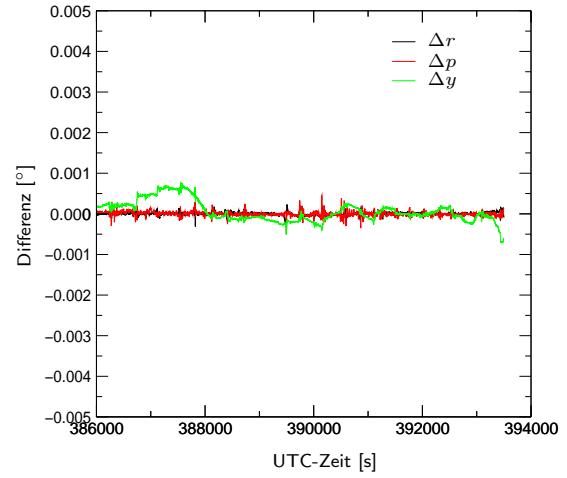


Abbildung 39: GPS/INS-Winkel S2-S1.

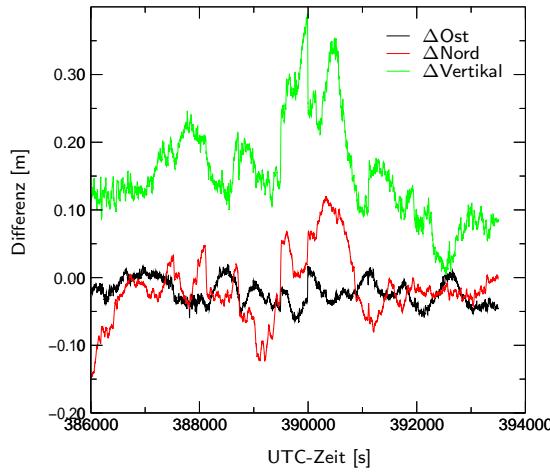


Abbildung 40: GPS/INS-Position S2-F.

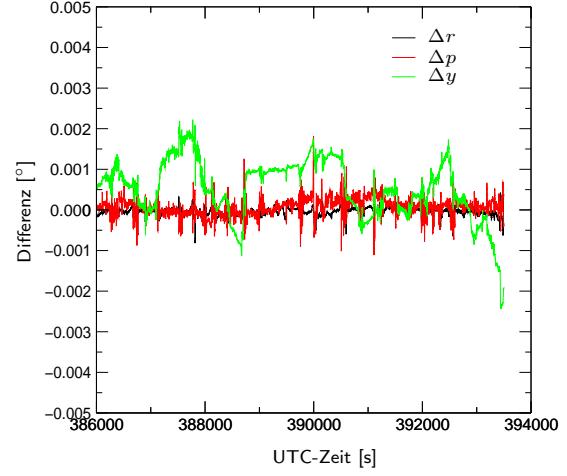


Abbildung 41: GPS/INS-Winkel S2-F.

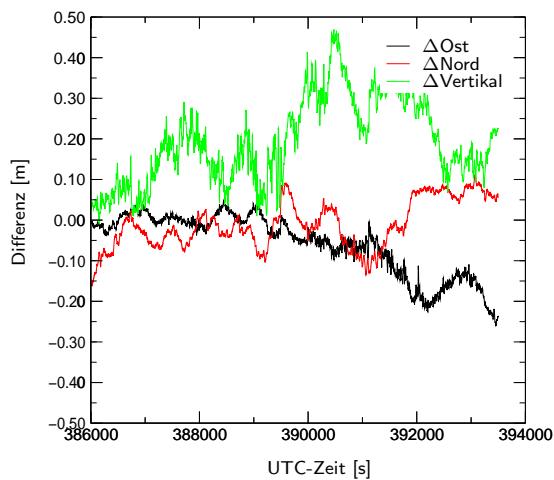


Abbildung 42: GPS/INS-Position S2-M.

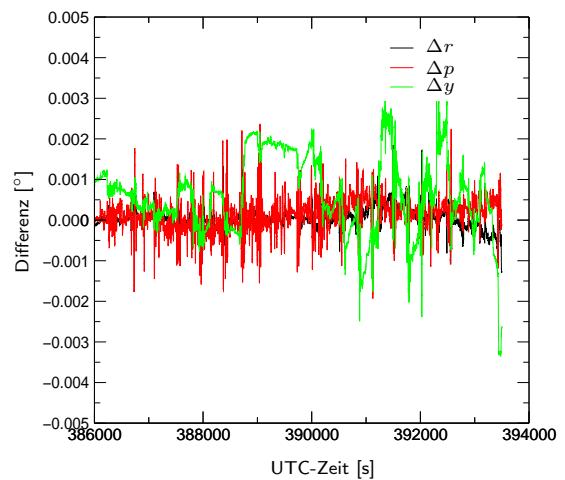


Abbildung 43: GPS/INS-Winkel S2-M.

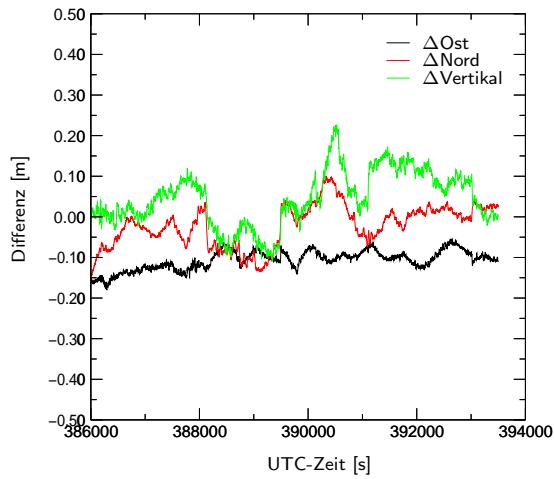


Abbildung 44: GPS/INS-Position S2-B.

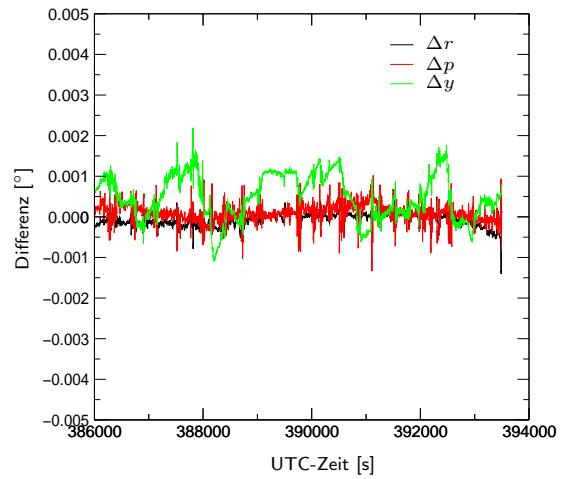


Abbildung 45: GPS/INS-Winkel S2-B.

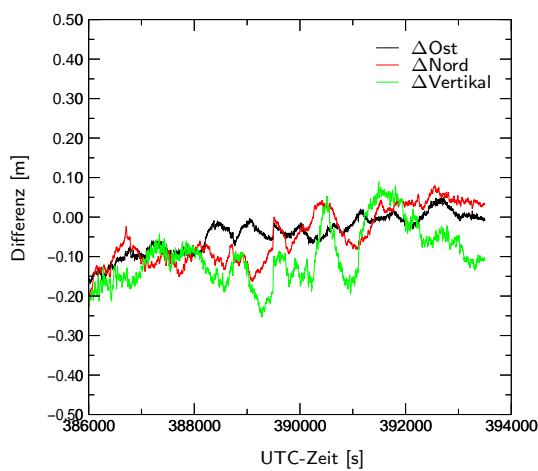


Abbildung 46: GPS/INS-Position S2-H.

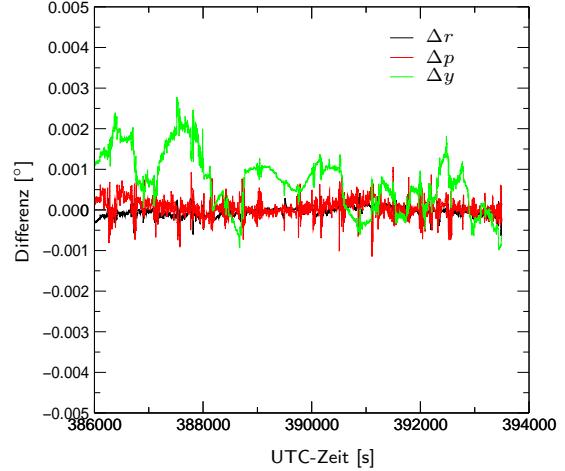


Abbildung 47: GPS/INS-Winkel S2-H.

Basis	RMS [cm]			Max. Abw. [cm]			Mittelwert [cm]			Std. Abw. [cm]		
	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.
S2-V	1.9	4.5	9.4	4.5	36.5	17.8	-1.1	-2.9	8.4	1.6	3.4	4.2
S2-S1	1.0	1.5	8.5	3.6	7.9	13.5	-0.2	-0.3	8.1	1.0	1.5	2.4
S2-F	2.8	5.1	17.1	6.5	14.7	39.0	-2.2	-1.5	15.5	1.8	4.8	7.4
S2-M	9.5	6.0	21.9	26.1	16.1	47.0	-5.9	-1.1	19.2	7.5	5.9	10.4
S2-B	10.9	5.5	8.1	18.0	14.3	22.6	-10.7	-2.2	4.5	2.4	5.1	6.7
S2-H	6.2	8.3	12.1	16.6	19.7	25.3	-4.2	-4.7	-9.7	4.6	6.8	7.1

Tabelle 15: Interne Genauigkeit der GPS/INS-Positionierung.

Basis	RMS [ $10^{-3}$ °]			Max. Abw. [ $10^{-3}$ °]		
	$\omega$	$\varphi$	$\kappa$	$\omega$	$\varphi$	$\kappa$
S2-V	0.4	4.1	4.3	3.5	56.3	30.4
S2-S1	<0.1	<0.1	0.3	0.3	0.5	0.8
S2-F	0.1	0.2	0.9	0.8	1.8	2.4
S2-M	0.3	0.4	1.2	1.8	2.4	3.3
S2-B	0.2	0.3	0.7	1.4	1.3	2.2
S2-H	0.1	0.2	1.0	0.7	1.2	2.8

Tabelle 16: Interne Genauigkeit der GPS/INS-Neigungswinkel.

fung unterworfen um eventuell grobe Fehler zu eliminieren, aber diese Kontrolle ist offensichtlich nicht ausreichend, um nachträglich alle Fehler in den GPS-Beobachtungen zu eliminieren. Vor diesem Hintergrund sind alternative Integrationsstrategien (zentraler Ansatz zur Kalman-Filterung (Mohamed 1999)) zu untersuchen.

Die statistische Analyse der GPS/INS-Orientierungswinkeldifferenzen liefert für die RMS-Werte sehr ähnliche Werte nahezu unabhängig von der Basislinienlänge. Die größte Übereinstimmung ist erwartungsgemäß zwischen den beiden Stuttgart-Lösungen zu erkennen, maximale Abweichungen tauchen wegen des fehlenden in-air Alignment-Manövers der Station Vaihingen in der Differenz S2-V auf. Die Analyse der Differenzen für die längeren Basislinienentfernung zeigt eine gewisse Basislinienlängenabhängigkeit, die maximalem Differenzen sind jedoch mit  $0.0033^\circ$  immer noch recht gering. Offensichtlich lassen sich mit geeigneten GPS/INS-Modulen auch über große Entfernung konsistente Resultate in der Orientierungswinkelbestimmung erreichen. Zumindest lassen die internen Genauigkeitsuntersuchungen für den hier untersuchten empirischen Datensatz diesen Schluss zu.

#### 4.4.5 Einfluss der Abtastfrequenz auf GPS/INS-Orientierungsparameter

Im Rahmen der bisherigen Auswertungen wurden die GPS/INS-Flugbahnen mit der standardmäßig eingestellten Datenrate von 50 Hz prozessiert. Alternativ kann die Integration aber auch mit den original aufgezeichneten 200 Hz-Inertialdaten vorgenommen werden. Der Vergleich der hochfrequenten 200 Hz-Lösung mit der niedrigerfrequenten 50 Hz-Trajektorie erlaubt die Untersuchung des Interpolationseinflusses auf die mit unterschiedlicher Datenrate vorliegenden Orientierungsparameter. In einem weiteren Schritt kann die 50 Hz-Bahn auf ein 1 Hz-Intervall ausgedünnt werden. Damit wird die Ausgangssituation für eine traditionelle GPS-gestützte Aerotriangulation simuliert, bei der die entsprechenden GPS-Projektionszentren vielfach mit einer Datenrate von 1 Hz zur Verfügung stehen. Die Analyse dieser drei verschiedenen Bahnen erlaubt die Abschätzung des Interpolationsfehlers auf die Bestimmung der Orientierungsparameter zum Zeitpunkt der Bildaufnahme. Die Berechnungen wurden exemplarisch an Hand der Stuttgart-LVA (S2) Basislinie vorgenommen.

Bevor die Genauigkeitsabschätzungen jedoch durchgeführt werden können, müssen die entsprechenden Lösungen auf gemeinsame Zeitpunkte bezogen werden. Dazu wurden aus allen drei Lösungen unter Verwendung einer Polynominterpolation 3. Ordnung<sup>14</sup> die Orientierungsparameter an den 104 Kameraaufnahmzeitpunkten berechnet und anschließend die Differenzen gebildet. Die Tabelle 17 zeigt die statistische Analyse (RMS bzw. maximale

<sup>14</sup>Der Einfluss von alternativen Interpolationsverfahren ist z.B. in (Cramer 1995) beschrieben.

Abweichung) der Positions- bzw. Neigungsunterschiede. Die niedrigerfrequenten Trajektorien wurden dabei mit der hochfrequenten 200 Hz-Trajektorie als Referenzlösung verglichen. Die Vergleiche bestätigen die Erwartung, dass sich der Einfluss des Interpolationsfehlers in Abhängigkeit vom gewählten Abtastintervall ergibt. Die maximalen Positionsunterschiede liegen für den Vergleich der 200 Hz-Lösung mit der 50 Hz-Lösung deutlich unter 1 cm und sind damit praktisch zu vernachlässigen. Werden die Positionen aus der 1 Hz-Bahnberechnung der 200 Hz-Referenzlösung gegenübergestellt, wächst der Interpolationsfehler an, bleibt aber immer innerhalb der vom GPS vorgegebenen Positionierungsgenauigkeit. Die Maximalabweichungen liegen bei ca. 2 cm in den Horizontalkomponenten bzw. 5 cm in der Vertikalkoordinate. Im Gegensatz zur Positionsbestimmung wirkt sich der Einfluss des Abtastintervalls bei der Interpolation der Neigungswinkel deutlicher aus. Schon beim Vergleich der 200 Hz- und 50 Hz-Lösungen zeigen sich RMS-Werte von  $1.5''\text{--}5''$ , bzw. Maximalabweichungen größer  $3.5 \cdot 10^{-3}$  °. Derartige Abweichungen führen bei einer angenommenen Flughöhe von 2000 m zu Positionierungsfehlern im Bereich von 1 dm und sind je nach Anwendung nicht mehr zu vernachlässigen. Die Ursache für den größeren Interpolationseinfuss bei der Winkelbestimmung liegt in der höheren Dynamik der Winkeländerung im Vergleich zur Positionsänderung während des Streifenfluges. Dieser Effekt wird ganz deutlich in der Gegenüberstellung der 200 Hz- und der 1 Hz-Lösung. Die hier auftretenden Maximalabweichungen der Winkeldifferenzen liegen im Bereich von über 0.3°.

Die Untersuchungen zeigen, dass die Berechnung der GPS/INS-Bahn mit einer Datenraten von 50 Hz für die direkte Orientierung einer Standard-Luftbildkamera ausreichend ist. Allerdings können bei der Interpolation der Orientierungswinkel Maximalfehler auftreten, die Objektraumfehler in der Größenordnung der GPS-Positionierungsgenauigkeit hervorrufen können. Die Datenrate von 50 Hz definiert demnach einen unteren Schwellwert für das Abtastintervall, der für höchste Genauigkeitsanforderungen nicht unterschritten werden sollte. Verwendet man nur die Positionsinformationen für eine GPS-gestützte Aerotriangulation, ist wegen der geringeren Dynamik in der Positionänderung eine Datenrate von 1 Hz ausreichend<sup>15</sup>.

Differenz	Position RMS [cm]			Max. Abw. [cm]			Winkel RMS [ $10^{-3}$ °]			Max. Abw. [ $10^{-3}$ °]		
	Ost	Nord	Vert.	Ost	Nord	Vert.	r	p	y	r	p	y
200–50 Hz	0.02	0.03	0.02	0.13	0.13	0.08	0.80	1.30	0.39	2.31	3.61	1.15
200–1 Hz	0.36	0.44	1.13	1.88	1.73	4.52	93.88	45.67	68.91	356	197	186

Tabelle 17: Einfluss der Abtastfrequenz auf interpolierte Orientierungselemente.

## 4.5 Genauigkeit der äußeren Orientierung

Durch die in Abschnitt 4.3 vorgenommene Aerotriangulation der Luftbilder stehen von der GPS/INS-Bahnberechnung unabhängige Parameter der äußeren Orientierung zur Verfügung, die so die Kontrolle der direkt gemessenen Orientierungselemente aus GPS/INS ermöglichen. Die Orientierungen aus der klassischen Bündelblockausgleichung werden daher im Folgenden als Referenzen für die "absoluten" Genauigkeitsuntersuchungen verwendet. Es soll an dieser Stelle jedoch nochmals betont werden, dass die im Rahmen der AT bestimmten Parameter der äußeren Orientierung zunächst nur rechnerische Größen sind, die als unbekannte Größen in einer Parameterschätzung zwar mit einer hohen theoretischen Genauigkeit bestimmt werden (siehe Tabellen 10 und 11), aber nicht notwendigerweise mit den tatsächlichen physikalischen Orientierungen des Bildes zum Zeitpunkt der Aufnahme übereinstimmen müssen. Die geschätzten Größen werden vielmehr durch nicht korrigierte Restfehler z.B. in der inneren Orientierung der Kamera beeinflusst und entsprechend bestimmt. Hinzu kommt, dass die theoretische Genauigkeit der indirekt bestimmten Orientierungselemente nicht deutlich besser ist, als die erwartete Genauigkeit der GPS/INS-Orientierungselemente. Daher können, wie bereits erwähnt, die Orientierungsparameter aus der AT streng genommen nicht als Referenzwerte verwendet werden, da bei der Analyse der Differenzen nicht mehr zwischen dem Einfluss von Fehlern aus direkt bzw. indirekt bestimmten Positionen und Neigungen getrennt werden kann. Unter Berücksichtigung dieser Punkte sollten die folgenden Genauigkeiten nur als erste Abschätzung des möglichen Genauigkeitspotenzials verstanden werden.

<sup>15</sup>Diese Genauigkeitsaussagen sind abhängig von der jeweiligen Flugdynamik und beziehen sich daher zunächst nur auf den hier untersuchten Testflug. Sie sollten aber mit hinreichender Genauigkeit auf Standardbildflugbedingungen übertragbar sein.

#### 4.5.1 Kalibrierung

Die in den Abschnitten 4.4.2 und 4.4.4 dargestellten Ergebnisse geben zunächst nur die internen Genauigkeiten bzw. Übereinstimmungen zwischen den jeweiligen GPS bzw. GPS/INS-Basislinienauswertungen an. Um diese Genauigkeiten kontrollieren zu können, müssen die Parameter der äußeren Orientierung aus GPS/INS mit den unabhängig bestimmten Vergleichswerten aus der AT verglichen werden. Dazu ist die genaue Korrektur der zeitlichen und räumlichen Offsets zwischen den Orientierungskomponenten und dem abbildenden Sensor unbedingt erforderlich. Nichtbereinigte Exzentrizitäten wirken sich zwangsläufig auf die Qualität der verwendeten Orientierungselemente und damit auch auf die Qualität der Punktbestimmung im Objektraum aus. Zusätzlich müssen die Navigationswinkel  $r, p, y$  in die Photogrammetriewinkel  $\omega, \varphi, \kappa$  überführt werden.

**Zeitliche Exzentrizität** Für den durchgeführten Testflug wurde die Synchronisation der verschiedenen Komponenten durch den Austausch von Synchronisationspulsen gewährleistet. Die RMK sendet dazu zum Zeitpunkt der Bildbelichtung ein TTL-Signal (sog. Mittenimpuls), dessen fallende Flanke (1-0 Übergang) mit der maximalen Öffnung des Kameraverschlusses synchronisiert ist. Da in der Regel am Signalausgang eine Spannung anliegt, bezeichnet die fallende Flanke den Anfang des Mittenimpulses. Nachdem die Spannung zusammengebrochen ist, bleibt das Signal eine gewisse Zeit auf 0 bevor es dann wieder auf den Ausgangswert ansteigt (0-1 Übergang, steigende Flanke). Für die verwendete RMK wurde die Pulsdauer experimentell zu 107 ms bestimmt. Diese Pulslänge ist praktisch konstant. Der derart generierte Rechteckpuls wird anschließend durch das verwendete Flugnavigationssystem geleitet und von dem Novatel-GPS-Empfänger registriert. Im Rahmen der Konfiguration des POS-Systems muss der GPS-Empfänger dazu für die Registrierung der fallenden bzw. steigenden Flanke eines Synchronisationssignals sensitiv gemacht werden. Durch fehlerhafte Einstellung der Parameter wurde für diesen Testflug irrtümlicherweise nicht die fallende, sondern die steigende Flanke des TTL-Signals in der übergeordneten GPS-Zeitskala registriert. Damit besteht ein zeitlicher Offset zwischen der registrierten Belichtungszeit und dem tatsächlichen Auslösezeitpunkt der Kamera, dessen Betrag der Länge des Mittenimpulses entspricht. Bevor demzufolge die äußeren Orientierungen auf die Kameraprojektionszentren interpoliert werden können, müssen die registrierten Zeiten um die Pulslänge korrigiert werden. Allerdings wurde durch die spezielle Systeminstallation, bei der das Synchronisationssignal vor der Registrierung im GPS-Empfänger erst durch das Flugnavigationssystem geleitet wurde, die Dauer des ursprünglich gesandten RMK-Pulses verändert und auf ca. 50 ms verkürzt. Im Gegensatz zu dem ursprünglichen Signal ist die neue Pulslänge nicht mehr konstant sondern zeitvariabel. Experimentelle Nachmessungen kamen zu dem Ergebnis, dass der generierte Puls eine mittlere Länge von 45-46 msec aufweist und zwischen zwei aufeinanderfolgenden Kameraauslösungen Schwankungen im Bereich von 42-49 msec möglich sind. Diese Messwerte konnten durch die Absolutvergleiche der GPS/INS-Projektionszentren mit den Referenzwerten aus der AT nicht verifiziert werden. Der Betrag des Offsetvektors ist fast 100 % korreliert mit der Fluggeschwindigkeit und im Gegensatz zu den experimentellen Messungen der Signallänge praktisch konstant. Verwendet man die 72 diskreten Kamerastandpunkte des 1:13000 Bildfluges, ergibt sich durch den Vergleich des Verschiebungsvektors mit der aktuellen Fluggeschwindigkeit über Grund ein Zeitzuordnungsfehler in der Größenordnung von 53 ms mit einer Standardabweichung von ca. 2 ms. Für die folgenden Absolutvergleiche wurden daher die registrierten Kamerabelichtungszeiten um diesen Betrag korrigiert und mit den derart verbesserten Zeitmarken die mit 50 Hz vorliegenden Parameter der äußeren Orientierung auf die diskreten RMK-Kamerazeitpunkte interpoliert. Dazu können Polynome niedriger Ordnung angewendet werden. Im Rahmen der GPS-gestützten Aerotriangulation kommt dazu vielfach eine Lagrange-Interpolation 3. Ordnung zum Einsatz (Frieb 1990). Dieser Interpolationsansatz wurde daher auch im Rahmen der hier vorgestellten Genauigkeitsuntersuchungen verwendet.

**Räumliche Exzentrizität** Die translatorischen Verschiebungen zwischen GPS, INS und Kameraprojektionszentrum wurden im Rahmen einer terrestrischen Vermessung vor Durchführung der Testkampagne bestimmt und entsprechend bei der Prozessierung der GPS- und INS-Daten berücksichtigt. Weiterhin existieren zusätzliche rotatorische Offsets zwischen dem Kamerakoordinatensystem, auf das sich die Orientierungswinkel aus der AT beziehen, und dem INS-Koordinatensystem, in dem die GPS/INS-Winkelmessungen anfallen. Sollen daher die direkt gemessenen Orientierungsparameter aus GPS/INS auf die Kamera übertragen werden, so müssen diese Einbauwinkeloffsets bestimmt und entsprechend korrigiert werden. Gleicher gilt für die Genauigkeitsuntersuchungen der äußeren Orientierung aus AT und GPS/INS. Verursacht werden diese Einbauwinkel (Misalignment) durch die Tatsache, dass bei der Montage des INS an den Kamerakörper die Achsen des Bildkoordinaten- und INS-Sensorachsensystems nicht exakt zur Deckung gebracht werden können (Abschnitt 2). Bildet man für den durchgeführten Testflug zwischen den Referenzorientierungswinkeln aus der AT und den nicht korrigierten GPS/INS-Orientierungen die Differenzen, ergeben sich die in Abbildung 48 dargestellten Kurvenverläufe. Die

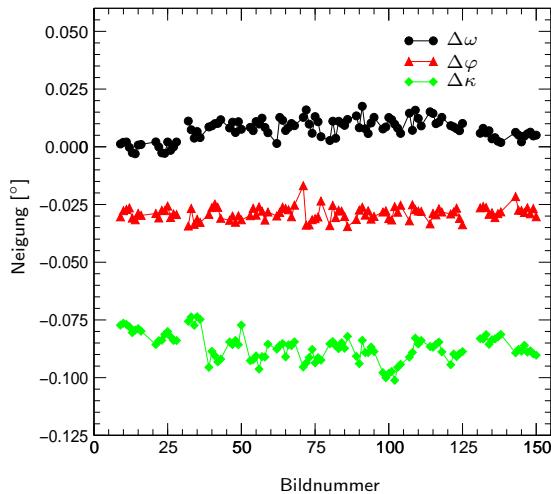


Abbildung 48: Orientierungswinkeldifferenzen zwischen AT und GPS/INS vor der Winkelkalibrierung.

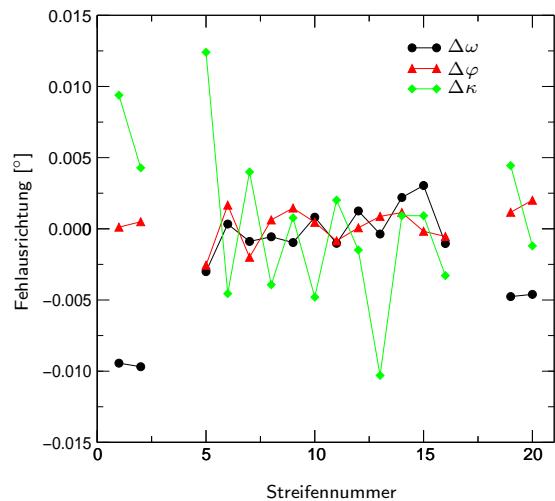


Abbildung 49: Variation der streifenweise geschätzten Misalignmentwinkel (bereinigt um mittleren Offset).

Mittelwerte der Winkeldifferenzen zwischen AT und GPS/INS liegen nicht bei Null, sondern weisen deutliche Offsets auf, die durch die oben erwähnten Einbauwinkel hervorgerufen werden. Im Mittel liegen diese Werte bei  $0.008^\circ$ ,  $-0.029^\circ$  und  $-0.087^\circ$  für  $\Delta\omega$ ,  $\Delta\varphi$ ,  $\Delta\kappa$ . Durch die mechanische Befestigung des INS an dem Kamerakörper konnte für diese Testinstallation eine Übereinstimmung zwischen Kamera- und INS-Gerätekordinatensystem im Bereich von  $0.1^\circ$  realisiert werden.

Sofern zwischen Kamera und INS keinerlei Rotationen auftreten sollten die Einbauwinkel konstant bleiben. Daher muss theoretisch die Bestimmung bzw. Kalibrierung nicht für jeden Testflug neu erfolgen. Das einmal bestimmte Misalignment eines dann kalibrierten Aufnahmesystems sollte für nachfolgende Auswertungen übernommen werden können. Das Misalignment muss durch die Berechnung der mittleren Abweichung zwischen den Referenzorientierungen aus der Aerotriangulation und den GPS/INS-Neigungen an mindestens einem Projektionszentrum bestimmt werden. Zur Überprüfung der Stabilität der Einbauwinkel wurde in dieser Untersuchung das Misalignment aus verschiedenen Kombinationen von Projektionszentren bestimmt. Die unterschiedlichen Schätzungen der Misalignmentwinkel sind in der Tabelle 18 angegeben. Je nach gewählten Kameraprojektionszentren, die für die Schätzung verwendet werden, ergeben sich die Offsets geringfügig anders. In der Abbildung 49 sind als Ergänzung der Informationen aus der Tabelle die Einbauwinkel separat für jeden Streifen bestimmt worden. Die beiden ersten Streifen bezeichnen den ersten Durchgang der 1:6000 Befliegung, anschließend folgen die insgesamt 12 Flugstreifen aus den zwei 1:13000 Bildverbänden und zum Schluss die beiden Streifen der zweiten 1:6000 Befliegung. Auch in dieser Grafik sind die Variationen der einzelnen Schätzungen an dem schwankenden Kurvenverlauf deutlich zu erkennen. Für die insgesamt 4 Flugstreifen der 1:6000 Befliegung variieren die geschätzten Größen im Bereich von  $0.005^\circ$ ,  $0.002^\circ$  und  $0.011^\circ$  für  $\Delta\omega$ ,  $\Delta\varphi$  bzw.  $\Delta\kappa$ . Bestimmt man die entsprechenden Offsets aus den jeweils 7 bzw. 5 Bildern der 12 1:13000 Flugstreifen, variieren die Werte im Bereich von  $0.007^\circ < \Delta\omega < 0.013^\circ$ ,  $-0.032^\circ < \Delta\varphi < -0.028^\circ$  und  $-0.098^\circ < \Delta\kappa < -0.075^\circ$ . Es gibt Unterschiede zwischen den geschätzten Winkeln aus den zwei verschiedenen Bildmaßstäben. Das ist vor allem beim  $\Delta\omega$ - und etwas abgeschwächt beim  $\Delta\kappa$ -Winkel zu sehen. Das Misalignment in  $\omega$ -Richtung wird aus den 32 Bildern der 1:6000 Befliegung ca.  $0.005^\circ$  kleiner geschätzt.

Die Auswertungen zeigen, wie sensibel die Schätzung des Misalignments auf die entsprechend ausgewählten Referenzorientierungen aus der AT reagiert. Die festgestellten Schwankungen werden nicht – wie man zunächst annehmen sollte – auf Grund relativer Änderungen zwischen INS und RMK verursacht, sondern ergeben sich im Wesentlichen durch die Wahl der Referenzorientierungen. Innerhalb der jeweiligen Streifen werden die Offsetwinkel mit einer Standardabweichung von ca.  $0.003^\circ$  (1:13000) bzw. ca.  $0.002^\circ$  (1:6000) bestimmt. Diese Werte korrespondieren sehr gut mit den theoretischen Winkelgenauigkeiten, die aus der AT für die entsprechenden Maßstäbe zu erwarten sind (siehe Tabelle 11). Die Variationen innerhalb eines Streifens werden folglich im Wesentlichen durch die unterschiedliche Genauigkeit der Winkel aus der AT verursacht.

$m_b$	Bilder		Misalignment [°]		
	Streifen	Anz.	$\Delta\omega$	$\Delta\varphi$	$\Delta\kappa$
13000	1 - 12	72	0.0095	-0.0291	-0.0884
13000	1 - 6	36	0.0089	-0.0291	-0.0873
13000	7 - 12	36	0.0101	-0.0291	-0.0895
13000	1 - 3	15	0.0084	-0.0302	-0.0834
13000	4 - 6	21	0.0093	-0.0284	-0.0901
13000	7 - 9	21	0.0095	-0.0292	-0.0907
13000	10 - 12	15	0.0110	-0.0291	-0.0879
6000	1 - 4	32	0.0025	-0.0283	-0.0833
6000	1 - 2	16	0.0000	-0.0289	-0.0806
6000	3 - 4	16	0.0049	-0.0276	-0.0858

Tabelle 18: Geschätzte Einbauwinkel zwischen INS und RMK.

Fehler in den geschätzten Einbauwinkel im Bereich von  $0.005^\circ$  führen im Gelände bereits zu einer Verschiebung von ca. 2 dm bei einer angenommenen Flughöhe von 2000 m über Grund. Demnach können allein durch falsch bestimmte Einbauwinkel bereits Fehler im Objektraum verursacht werden, die in ihrer Größenordnung die Genauigkeit der GPS-Positionierung überschreiten. Die präzise Kalibrierung dieser Winkel ist daher zwingende Voraussetzung um höchste Genauigkeiten für die direkte Georeferenzierung zu erhalten. Welche Schätzung die "richtigeren" Kalibrierungswerte liefert, zeigt sich erst bei der Neupunktbestimmung im Objektraum und den anschließenden Vergleichen mit bekannten Kontrollpunktkoordinaten (siehe Abschnitt 4.6). Generell ist der Verwendung von mehreren Bildern zur Bestimmung der Einbauwinkel aus Gründen der Zuverlässigkeit der Vorzug zu geben. Die besten Ergebnisse sollten sich ergeben, wenn der Offset aus allen Bildern, die auszuwerten sind, gemittelt wird. Daher wurde für die weiterführenden Auswertungen die mittlere Differenz zwischen GPS/INS-Lösung Stuttgart-LVA und AT aus 32 Bildern (1:6000) bzw. 72 Bildern (1:13000) geschätzt (Tabelle 18). Die GPS/INS-Orientierungswinkel der verschiedenen Basislinienauswertungen sind für die weiteren absoluten Genauigkeitsuntersuchungen entsprechend um diese geschätzten Werte für das Misalignment korrigiert worden.

#### 4.5.2 Qualität der äußeren Orientierung

Die um ihre räumliche und zeitliche Exzentrizität bereinigten GPS/INS-Positionen und Winkel können mit den Referenzwerten aus der AT verglichen werden. Die absoluten Genauigkeiten können demnach an den 72 bzw. 32 diskreten Kamerastandpunkten bestimmt werden. Für die Berechnung der Positionsgenauigkeit werden dazu die Referenzwerte aus der klassischen AT ohne GPS, für die Winkelgenauigkeit die Referenzwinkel aus der GPS-gestützten AT herangezogen. Da die theoretischen Genauigkeiten der Referenzen aus der AT abhängig vom Bildmaßstab sind, werden die entsprechenden statistischen Größen getrennt für die 1:13000 bzw. 1:6000 Bilder angegeben. Die Tabellen 19 und 20 geben für die von den verschiedenen Referenzstationen aus durchgeführten GPS/INS-Bahnberechnungen die resultierenden Genauigkeiten der Positionen und der Lagewinkel an. Die entsprechenden Restabweichungen der Positionen und Winkel an den diskreten Kamerazeitpunkten sind in den Abbildungen 50 und 51 exemplarisch für die Referenzstation Stuttgart-LVA grafisch aufgetragen. Das entsprechende Misalignment wurde mittels der Stuttgart-LVA (S2) Lösung bestimmt und für alle weiteren Basislinien angenommen (Abschnitt 4.5.1).

Die in der Tabelle 19 angegebenen Positionierungsgenauigkeiten ergeben sich in Abhängigkeit vom Bildmaßstab leicht unterschiedlich. Da die photogrammetrischen Referenzwerte für die großmaßstäbige Befliegung genauer ermittelt werden können, sind die aus den 32 1:6000 Kamerastandpunkten berechneten Genauigkeiten besser als die aus den restlichen 72 1:13000 Bildern bestimmten Werten. Die theoretische Genauigkeit der horizontalen Komponenten der Projektionszentren aus der AT liegt mit 8 cm im Bereich der zu erwartenden Genauigkeit aus der GPS/INS-Positionsbestimmung. Daher sind die angegebenen Lagegenauigkeiten aus den 13000er Bildern nicht so aussagekräftig. Die horizontalen RMS-Werte variieren im Bereich von 10-15 cm (1:6000) bzw. 15-20 cm (1:13000). Die maximalen Differenzen in den Horizontalkoordinaten liegen zwischen 2-3 dm (1:6000) und 3-4 dm (1:13000). Es lassen sich nur geringe entfernungsabhängige Genauigkeitsschwankungen feststellen. Die Differenzen in den Lagekoordinaten sind praktisch mittelwertfrei. Durch die höhere Referenzgenauigkeit lässt sich lediglich für die Basislinie Bonn (B) ein signifikanter Offset von -15.5 cm in der Ostkoordinate feststellen.



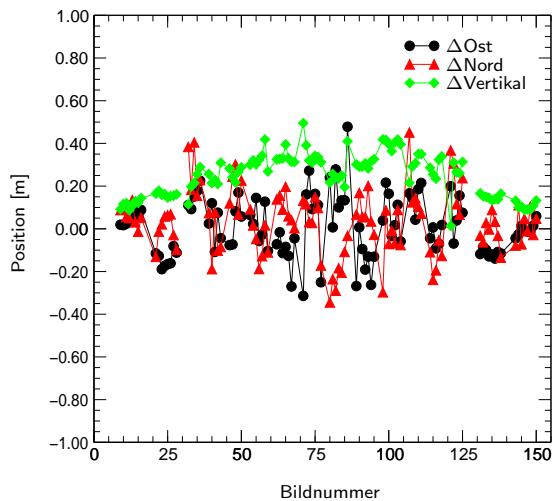


Abbildung 50: Positionsunterschiede zwischen AT und GPS/INS (GPS/INS-Lösung S2).

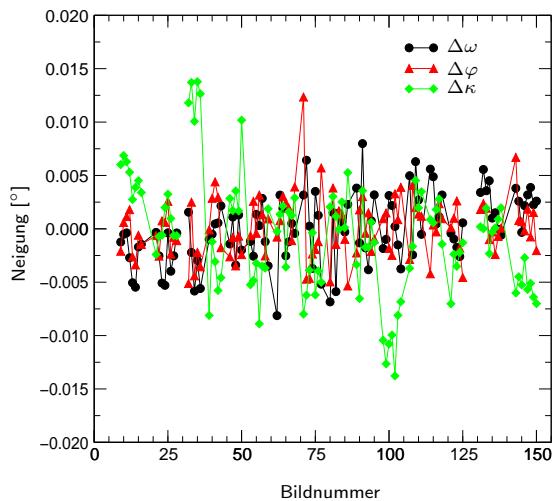


Abbildung 51: Orientierungswinkeldifferenzen zwischen AT und GPS/INS (Misalignment aus 72 Bildern ( $m_b=13000$ ), GPS/INS-Lösung S2).

verursacht sind. Ein Höhenfehler in Abhängigkeit des Bildmaßstabs deutet auf photogrammetrische Restfehler hin, die z.B. durch die innere Orientierung der Luftbildkamera (Kammerkonstante) oder durch nicht bereinigten Refraktionseinfluss verursacht werden können. Derartige Fehler treten auf, wenn sich die im Rahmen der photogrammetrischen AT angenommenen Parameter von den tatsächlich gültigen Größen während der Befliegung unterscheiden. Jede Abweichung zwischen dem für die Auswertung verwendeten mathematischen Modell und der physikalischen Realität führt zu Fehlern. Dieser Punkt soll im Folgenden für Abweichungen zwischen Laborkalibrierung und gültiger Kamerakalibrierung während der Bildaufnahme diskutiert werden.

In der Regel wird die innere Orientierung einer Luftbildkamera durch eine Laborkalibrierung ermittelt. Auf Grund der stabilen Geometrie der Kamera sollten diese Parameter auch für die Flugbedingungen gelten. Allerdings können mechanische Einwirkungen und die veränderten Umgebungsbedingungen während der photogrammetrischen Bildaufzeichnung (Luftdruck, Temperatur) zu Veränderungen der Kalibrierungsdaten führen. Ähnliche Effekte sind in (Grün et al. 1993) dokumentiert. Im Regelfall einer herkömmlichen AT oder einer GPS-gestützten AT fallen Fehler in der Brennweite der Kamera nicht auf. Da die Strahlenbündel über Passpunktinformationen am Boden eingepasst werden, führt eine falsche Kammerkonstante zu einer Verschiebung des Projektionszentrums in Vertikalrichtung. Die Lage der Punkte am Boden bleibt davon unbeeinflusst. Das Projektionszentrum ist nur eine rechnerische Größe, die sich im Rahmen einer Parameterschätzung ergibt. Während Restfehler in der Kammerkalibrierung bei der klassischen indirekten Orientierungsbestimmung von Luftbildern über Passpunkte von relativ untergeordneter Bedeutung bleiben, ist die korrekte innere Orientierung für die direkte Georeferenzierung sehr wichtig. Da bei der direkten Orientierungsbestimmung die äußere Orientierung unmittelbar über GPS/INS gemessen wird und sich nicht als rechnerische Größe im Rahmen einer Ausgleichung ergibt, wirken sich alle Abweichungen zwischen dem verwendeten mathematischen Modell und der physikalischen Realität auf die Genauigkeit der Punktbestimmung im Objektraum aus.

Im Rahmen der klassischen AT werden daher zusätzliche Parameter zur Selbstkalibrierung der Kamera eingeführt. Derartige Ansätze verwenden häufig Polynommodelle zur Bereinigung der Bildfehler und wirken nicht auf die innere Orientierung der Luftbildkamera (Grün 1978), (Ebner 1976). Eine Korrektur der Kammerkonstante im Rahmen einer in-situ Testfeldkalibrierung, die z.B. einen Ansatz nach (Brown 1971) verwendet, ist in der Regel nicht möglich. Für photogrammetrische Bedingungen stehen normalerweise keine Testfelder zur Verfügung, deren Punkte hinsichtlich der Vertikalkoordinaten eine hinreichend große Ausdehnung haben, um die Kammerkonstante signifikant zu bestimmen. Derartige Testbedingungen lassen sich in der Regel nur für terrestrische Anwendungen im Nahbereich realisieren. Werden GPS-Projektionszentren als zusätzliche Beobachtungen in die Ausgleichung integriert, so wird der auf Grund der falschen Brennweite verursachte Vertikaloffset im Rahmen der Offset- bzw. Driftkorrekturparameter korrigiert. Der Fehler der inneren Orientierung wird demnach als Fehler in der GPS-Positionsbestimmung interpretiert und dort entsprechend angebracht. Erst wenn die GPS-Projektionszentren als Absolutwerte in der AT verwendet und keine zusätzlichen Parameter zur Offset- und

Driftkorrektur bestimmt werden, kann die Kammerkonstante als Unbekannte eingeführt und verbessert werden. Für den hier untersuchten Datensatz wurden daher die GPS/INS-Projektionszentren (Basis Stuttgart-LVA) als absolute Beobachtungen in einer AT berücksichtigt. Ohne Verwendung von Offset- und Driftparametern für die direkt gemessenen Projektionszentren konnten signifikante Verbesserungen für die innere Orientierung der Kamera bestimmt werden. Für die Kammerkonstante ergibt sich so ein Korrekturterm von  $-20 \mu\text{m}$ . Durch diese Korrektur kann der in Tabelle 19 angegebene maßstabsabhängige Fehler in der Vertikalkoordinate aufgefangen werden. In dieser Korrektur werden aber auch alle übrigen Fehleranteile, die sich wie die Änderung der Kammerkonstante maßstabsabhängig auswirken, berücksichtigt. Wird die Verbesserung entsprechend angebracht, liegt die Genauigkeit der Vertikalkoordinate im Bereich von 5 cm (1:6000) bzw. 10 cm (1:13000). Diese Genauigkeit konnte auf Grund der zur Verfügung stehenden photogrammetrischen Referenzwerte erwartet werden.

Die Tabelle 20 gibt die Genauigkeit (RMS, maximale Abweichung) der GPS/INS-Winkelbestimmung an. Die Werte ergeben sich aus den Vergleichen mit den Referenzwinkeln aus der AT. Die Mittelwerte und Standardabweichungen sind in dieser Tabelle nicht gesondert aufgeführt, da durch die oben erwähnte Kalibrierung der Einbauwinkel jeweils für den 1:6000 bzw. 1:13000 Bildverband geschätzt wurde und die Orientierungswinkel demnach mittelwertfrei gemacht wurden. Im Gegensatz zu den Variationen in den Positionsdifferenzen (Tabelle 19) sind bei den Orientierungswinkeln kaum Unterschiede zwischen den verschiedenen Basislinienauswertungen zu erkennen. Mit Ausnahme der Basis Vaihingen (V) liefern alle anderen Auswertungen praktisch identische Ergebnisse. In Abhängigkeit vom Bildmaßstab liegen die RMS-Werte bei  $10^\circ$ ,  $7^\circ$  und  $15^\circ$  (1:6000) bzw.  $12^\circ$ ,  $10^\circ$  und  $21^\circ$  (1:13000) für Roll-, Nick- bzw. Kurswinkel. Die maximalen Abweichungen treten in  $\kappa$  auf. Sie liegen aber selbst für die Auswertung der 480 km langen Basislinie Hannover (H) unter  $0.016^\circ$ . Die Ergebnisse der Basis Vaihingen liefern für die 1:6000 Bilder signifikant schlechtere Resultate. Dies wird dadurch verursacht, dass für die Auswertung von Vaihingen aus nicht auf die GPS/INS-Daten während des in-air Alignment Manövers zur Initialisierung des INS zurückgegriffen werden konnte. Dadurch befand sich das System während dieses Streifens im noch nicht vollständig ausgerichteten Zustand. Dementsprechend treten bei den ersten Projektionszentren größere Abweichungen vor allem im Kurswinkel auf. Erst langsam konvergieren die Winkeldifferenzen auf das Genauigkeitsniveau der anderen Basislinien, bis schließlich die Resultate der anschließenden 1:13000 Befliegung den Werten der anderen Basislinien entsprechen.

Die hohen absoluten Genauigkeiten, die durch die Vergleiche mit den externen Referenzwerten abgeleitet werden konnten, haben sich bereits in den internen Genauigkeitsuntersuchungen der GPS/INS-Trajektorien abgezeichnet. Bereits in Tabelle 16 konnten zwischen den berechneten Lösungen interne Übereinstimmungen im Bereich von  $<4^\circ$  festgestellt werden. Somit bestätigt sich auch an dieser Stelle die bereits in Abschnitt 4.4.4 getroffene Aussage, dass die Winkelbestimmung sehr konsistent auch über große Basislängen möglich ist, die Positionsbestimmung dagegen größeren Schwankungen unterliegt. Die GPS/INS-Winkelbestimmung ist zur Stützung im Wesentlichen von der Qualität der GPS-Geschwindigkeiten und somit von der relativen Genauigkeit der GPS-Trajektorie abhängig. Die hohe Genauigkeit der GPS/INS-Winkel zeigt, dass die kontinuierliche Stützung durch die offensichtlich auch über große Basislängen qualitativ sehr genauen GPS-Geschwindigkeiten eine effektive Be seitigung der systematischen INS-Fehlereffekte erlaubt.

Die oben vorgestellten Ergebnisse bestätigen, dass insgesamt gesehen für den untersuchten Zeitraum von ca. 90 min genaue GPS/INS-Orientierungsgrößen bestimmt und die systematischen Fehler effektiv durch die kontinuierliche GPS-Stützung eliminiert werden können. Die erzielten Genauigkeiten für die äußere Orientierung sind vor allem für die Ergebnisse der 1:13000 Befliegung besser einzuschätzen, da die Genauigkeit der Referenzwerte aus der Bündelblockausgleichung eigentlich nicht zur hochgenauen Kontrolle der GPS/INS-Orientierungen ausreicht. Dennoch zeigen die Ergebnisse bereits das hohe Genauigkeitspotenzial der direkten Orientierungsbestimmung durch hochwertige GPS/INS-Module und geben somit eine erste Abschätzung über die zu erwartende Genauigkeit der direkten Georeferenzierung. Überträgt man die ermittelten Positions- und Winkelgenauigkeiten auf den Objektraum, sollten Neupunktbestimmungen mit einer höheren Genauigkeit als 2 dm möglich sein. Dies wird im folgenden Abschnitt untersucht.

## 4.6 Direkte Georeferenzierung

Um die Genauigkeit des Gesamtsystems bestehend aus Aufnahmesensor (RMK) und Orientierungskomponente (GPS/INS) beurteilen zu können, müssen Objektpunkte aus den gemessenen Bildkoordinaten neu bestimmt und anschließend mit den bekannten Kontrollpunktkoordinaten verglichen werden. Die empirisch ermittelten Residuen an den Kontrollpunkten definieren die Qualität der direkten Georeferenzierung für diese Testanordnung. Ausgangsdaten sind die im Rahmen der AT gemessenen Bildkoordinaten nach der inneren Orientierung inklusive Korrektur der a priori bekannten Objektivverzeichnung und Refraktionseinflüsse.

Version	Anz. Bilder	Anz. KP	$\Delta$ Ost [cm]		$\Delta$ Nord [cm]		$\Delta$ Vertikal [cm]	
			RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.
1	kreuz	72	142	7.3	24.8	9.0	33.4	26.7
2	kreuz	72	142	5.0	19.5	7.0	30.5	12.1
3	kreuz	36	135	6.4	20.0	9.0	31.9	15.7
4	kreuz	36	133	9.0	24.9	8.2	30.5	15.0
5	parallel	15	126	14.3	47.1	10.3	30.0	23.4
6	parallel	14	131	8.8	29.9	11.9	47.2	17.8
7	einzel	7	84	15.0	30.8	13.9	47.3	23.9
8	einzel	7	95	7.1	22.8	16.1	35.2	25.2
9	einzel	7	92	9.9	37.6	21.1	70.8	24.9
								91.5

Tabelle 21: Genauigkeit der Objektpunktbestimmung mit GPS/INS.

#### 4.6.1 Einfluss der Bildüberlappung auf die Objektpunktgenauigkeit

Die Tabelle 21 zeigt die Genauigkeiten der Punktbestimmung im Objektraum (RMS-Werte, maximale Abweichungen) unter Verwendung der äußeren Orientierungen aus der Basislinie Stuttgart-LVA. Für die Genauigkeitsuntersuchungen wurden die Bilder des Maßstabs 1:13000 herangezogen, da sich auf Grund der größeren Flughöhe eventuelle Restfehler in den Orientierungselementen stärker auf die Genauigkeit der Koordinatenbestimmung auswirken. Vor allem Fehler in den Orientierungswinkeln führen bei den 1:13000 Bildern zu größeren Abweichungen in den Objektpunkten verglichen mit Auswertungen der Bilder aus 1000 m Flughöhe. Die Fehlausrichtung zwischen Kamera und INS wurde bestmöglich aus allen zur Verfügung stehenden 72 Bildern bestimmt. Um den Einfluss der Parameter der inneren Orientierung und der Blockgeometrie auf die Objektpunktgenauigkeit zu untersuchen wurden im Rahmen der Auswertung verschiedene Versionen gerechnet.

Die erste Version verwendet alle 72 Bilder zur Berechnung der insgesamt 142 zur Verfügung stehenden Objektpunkte. Im Rahmen der Punktbestimmung wurden dabei zunächst die a priori bekannten Parameter der inneren Orientierung aus der Laborkalibrierung der Kamera eingesetzt. Die erzielte Genauigkeit in den Horizontalkomponenten liegt bei 8-9 cm (RMS). Die Genauigkeit in der Vertikalkomponente ist auf Grund der Restfehler in der Kammerkonstante deutlich schlechter (RMS 27 cm, maximale Abweichung 60 cm). Es existiert ein signifikanter Offset in Z-Richtung, der mit einem Betrag von 24 cm recht gut mit dem Offset von 30 cm korrespondiert, der in Tabelle 19 anhand der Absolutvergleiche an den Projektionszentren für die Z-Koordinaten der Kameraposition nachgewiesen werden konnte (Basislinie Stuttgart-LVA (S2)). Der Fehler in der Kammerkonstante wirkt sich als Höhenfehler im Objektraum aus. Die Größe des resultierenden Höhenfehlers an den Projektionszentren bzw. im Objektraum ist praktisch identisch.

Die Genauigkeit der Z-Koordinaten wird signifikant verbessert, wenn die im Rahmen einer GPS-gestützten AT bestimmte korrigierte innere Orientierung der Kamera für die Objektpunktbestimmung zu Grunde gelegt wird (siehe Abschnitt 4.5.2). Die entsprechende Genauigkeit in Z kann dadurch auf 12 cm (RMS) gesteigert werden (Version 2). Durch die Verbesserung der Lage des Bildhauptpunkts zeigen sich zusätzlich geringe Verbesserungen in den Lagekoordinaten der Objektpunkte. Die maximalen Objektpunktdifferenzen für alle drei Koordinatenachsen liegen jetzt unterhalb von 40 cm. Diese Ergebnisse lassen sich durch die getrennte Berechnung der beiden 1:13000 Bildverbände bestätigen. Verwendet man jeweils nur die 36 Bilder des ersten (Version 3) bzw. zweiten Flugdurchgangs (Version 4), können an den 135 bzw. 133 Kontrollpunkten Lagegenauigkeiten im Bereich von 6-10 cm (RMS) und Vertikalgenauigkeiten um 15 cm (RMS) erzielt werden. Allerdings sind die maximalen Abweichungen, die bei diesen Auswertungen auftreten, geringfügig größer verglichen mit den Ergebnissen der Berechnung in Version 2. An dieser Stelle zeigt sich der positive Einfluss der Blockgeometrie auf die Genauigkeit der Objektpunktbestimmung. Durch die größere Bildüberdeckung – bis zu 22-30-fache Verknüpfung bei der simultanen Auswertung aller 72 Bilder im Vergleich zu maximal 15-facher Verknüpfung bei der getrennten Auswertung der jeweils 36 Bilder der einzelnen Durchgänge – können teilweise doppelt so viele Bildstrahlen zur Koordinierung der Neupunkte im Objektraum herangezogen werden. Die Redundanz wirkt sich entsprechend positiv auf die ermittelte Punktgenauigkeit aus.

Daher soll in den Versionen 5 und 6 der photogrammetrische Standardfall paralleler Streifen mit 60 % Längs- und 20 % Querüberdeckung untersucht werden. Um diese Überdeckungsverhältnisse zu erzielen wurden aus den insgesamt 12 vorhandenen Streifen der 13000er Befliegung verschiedene Unterblöcke gebildet und jeweils getrennt

ausgewertet. Die Unterblöcke bestehen aus jeweils 2 Längsstreifen (zwei Ost-West-Streifen aus dem 1. (Block UB11) bzw. 2. Flugdurchgang (Block UB12), jeweils 14 Bilder) bzw. 3 Querstreifen (drei Nord-Süd-Streifen aus dem 1. (Block UB21) bzw. 2. Flugdurchgang (Block UB22), jeweils 15 Bilder). Somit konnte die übliche 60 % Längs- bzw. 30 % Querüberdeckung realisiert werden. In der Version 5 wurde die UB22-Konfiguration, in Version 6 die UB11-Konfiguration analysiert. Damit liegen maximal 6-fach verknüpfte Punkte zur Objekt-punktbestimmung vor. Die Ergebnisse dieser Auswertungen bestätigen die vorigen Resultate. Die RMS-Werte und Maximalfehler werden größer, da sich durch die geringere Anzahl von Strahlen, die zur Punktbestimmung herangezogen werden können, Orientierungsfehler stärker auf die Genauigkeit niederschlagen.

Dieser Effekt tritt noch deutlicher auf, wenn die einzelnen Flugstreifen separat ausgewertet werden<sup>16</sup>. Bei einer streifenweisen Auswertung können bei der gewählten 60 % Längsüberdeckung nur maximal 3-fach verknüpf-te Punkte auftreten. Daher wurden in den Versionen 7-9 für die jeweils 7 Bilder der drei Längsstreifen des zweiten Flugdurchgangs die Objektpunktgenauigkeiten aus 84, 95 bzw. 92 Kontrollpunkten ermittelt. Die maximalen Abweichungen fallen mit 30-90 cm erwartungsgemäß deutlich größer aus. Auf Grund der größeren Maximalabweichungen verschlechtern sich auch die RMS-Werte auf 10-20 cm für die Lage- und 25 cm für die Höhenkoordinaten. Die größeren Abweichungen können durch Restfehler in den Orientierungselementen ver-ursacht werden. Der Einfluss dieser Orientierungsfehler wird im Falle einer Kreuzbefliegung mit entsprechend hoher Verknüpfung durch die Koordinatenbestimmung im Rahmen einer Parameterschätzung reduziert.

Neben der Blockgeometrie wird die Objektpunktbestimmung von der Qualität der Korrektur der Fehlausrichtung zwischen Kamera und INS-Körpersystem mit beeinflusst. Da in den hier vorgenommenen Untersuchungen immer das Misalignment aus allen zur Verfügung stehenden 72 Bildern verwendet wurde<sup>17</sup>, können für die verschiedenen Blockkonfigurationen, die nur einen Teil der 72 Bilder verwenden, Restfehler durch das für den aktuellen Block nicht optimal korrigierte Misalignment entstehen. Daher macht dieses Misalignment neben den nicht korrigierten systematischen Fehlern aus dem Bildraum einen wesentlichen Teil des Gesamtfehlerhaushalts aus. In Tabelle 18 wurden die Variationen der geschätzten Misalignment Winkel je nach verwendeten Vergleichsorientierungen aus der AT bereits erwähnt. Wird das Misalignment nur aus den Bildern bestimmt, die später auch für die Objektpunktbestimmung verwendet werden, so ergeben sich z.B. für den in der Tabelle 21 untersuchten Einzelstreifen in Version 8 Differenzen zu dem verwendeten Misalignment aus allen 72 Bildern in der Größenordnung von  $1.2 \cdot 10^{-3}$  ° für den Roll- und  $1.5 \cdot 10^{-3}$  ° für den Kurswinkel. Bei einer Flughöhe von 2000 m über Grund führen diese Differenzen zwischen optimalem und verwendetem Misalignment bereits zu Objektpunktfehlern im Bereich von 5 cm.

Zur Verdeutlichung der in der Tabelle 21 gegebenen Ergebnisse wurden Verschiebungsvektorplots erzeugt, die getrennt nach Lage und Höhe die Differenzen zwischen den Objektpunktkoordinaten aus AT und direkter Georeferenzierung grafisch darstellen. Exemplarisch sind in den Abbildungen 103-110 im Anhang die Verschie-bungsvektorfelder für verschiedene Auswertungen getrennt nach Lage- und Höhendifferenzen aufgetragen. Der jeweils eingezeichnete Einheitsvektor hat eine Länge von 0.5 m.

- Objektpunktdifferenzen (Lage (Abbildung 103, Seite 118), Höhe (Abbildung 107, Seite 120) unter Ver-wendung aller 72 Bilder mit a priori bekannter Laborkammerkalibrierung (siehe Version 1, Tabelle 21)
- Objektpunktdifferenzen (Lage (Abbildung 104, Seite 118), Höhe (Abbildung 108, Seite 120)) unter Ver-wendung aller 72 Bilder mit korrigierter Kammerkalibrierung (siehe Version 2, Tabelle 21)
- Objektpunktdifferenzen (Lage (Abbildung 105, Seite 119), Höhe (Abbildung 109, Seite 121)) unter Ver-wendung von 36 Bildern des ersten Flugdurchgangs mit korrigierter Kammerkalibrierung (siehe Version 3, Tabelle 21)
- Objektpunktdifferenzen (Lage (Abbildung 106, Seite 119), Höhe (Abbildung 110, Seite 121)) unter Ver-wendung von 7 Bildern des mittleren Längsstreifens (zweiter Flugdurchgang) mit korrigierter Kammerka-librierung (siehe Version 8, Tabelle 21)

<sup>16</sup>Die streifenweise Auswertung ist vor allem im Hinblick auf die operationelle Durchführung und Auswertung von Trassenbeflie-gungen interessant, z.B. zur Planung von Verkehrswegen oder zur Kontrolle von Versorgungsleitungen (Hochspannungsleitungen). Bisher mussten bei Trassenbefliegungen, selbst wenn zusätzliche GPS-Projektionszentren in die Bündelausgleichung eingeführt wurden, viele Passpunkte an den Streifenrändern vorgeschenken werden, da durch die nicht vorhandene Querüberdeckung mit Nach-barstreifen keine Stabilisierung quer zur Flugrichtung möglich ist. Mit der Methode der direkten Georeferenzierung hingegen ist durch die direkte Bestimmung der äußeren Orientierung die Lage des Bildes vollständig definiert (siehe auch Abschnitt 2.1).

<sup>17</sup>Diese Vorgehensweise simuliert die späteren Einsatzbedingungen der direkten Georeferenzierung, bei denen das Misalignment vor den eigentlichen Projektbefliegungen in einem Testgebiet bestimmt wird und dann für mehrere Projekte Verwendung findet.

Eine endgültige Interpretation der Abbildungen 103-110 (Seiten 118-121) ist schwierig. Die Richtung und der Betrag der Differenzvektoren wird durch sich überlagernde Einflüsse aus den Restfehlern in den Orientierungselementen und der Photogrammetrie (Kammerkalibrierung, Bildfehler) festgelegt. Zunächst lassen sich die bereits in Tabelle 21 angegebenen Genauigkeiten aus der Länge der Differenzvektoren ablesen. Deutlich ist in Abbildung 107 der Höhenfehler auf Grund der maßstabsabhängigen Restsystematik zu erkennen. Der Offset ist abgesehen von den Randbereichen des Gebiets über praktisch den gesamten Block gleich groß und sehr systematisch. Dies kann vor allen Dingen an den Punkten der Passpunktketten festgestellt werden. Bei Verwendung der korrigierten Kammerkalibrierung und damit der Modellierung der maßstabsabhängigen Effekte treten diese klaren Systematiken nicht mehr auf. Es zeigen sich zwar noch gewisse Restsystematiken, die sich aber nicht global auf den gesamten Block auswirken, sondern sich eher auf bestimmte, lokal begrenzte Bereiche beschränken. Dies kann ebenfalls deutlich an den drei vorhandenen Passpunktketten erkannt werden. Die Verschiebungsvektoren innerhalb einer Punktstrecke sind konsistent; sie zeigen praktisch immer in ähnliche Richtungen (Lagekomponenten), bzw. sind bezogen auf die Vertikalkoordinate entweder positiv oder negativ. Vergleicht man die Verschiebungsvektoren über ein größeres Gebiet, so lässt sich diese Übereinstimmung nicht mehr feststellen. Betrachtet man die Länge der Vektoren, so treten die größten Lagedifferenzen an den Blockrändern auf (Abbildung 103-105). Im Randbereich des Blocks ist die Verknüpfung der Punkte geringer und daher können größere Differenzen auftreten. Wird ein separater Streifen untersucht (Abbildung 106), so tritt dieser Effekt nicht mehr auf. Da alle Punkte 2-3-fach verknüpft sind, können für jeden Punkt 2-3 Bildstrahlen zur Koordinierung herangezogen werden. Im speziellen Fall des hier gewählten 2. Längsstreifens des 2. Fluges tauchen die größten Horizontaldifferenzen im westlichen (linken) Teil des Streifens auf. Für die Verteilung der maximalen Vertikaldifferenzen lässt sich keine so klare Systematik feststellen. Zwar treten in den Abbildungen 107-110 ebenfalls an den Rändern des Testgebiets große Abweichungen auf, zusätzlich lassen sich aber auch innerhalb des Untersuchungsgebiets größere Differenzen feststellen. Vor allem die Passpunktstrecke in der Mitte des Testgebiets fällt mit betragsmäßig hohen Vertikaldifferenzen auf. Zusätzlich sind die Verbesserungen in allen Abbildungen, die mit korrigierter innerer Orientierung erzeugt wurden (Abbildung 108-110), negativ. Die Ursache für diese Systematik ist nicht bekannt.

Zusammenfassend lassen sich aus der Analyse der Abbildungen 103-110 folgende Ergebnisse ableiten: Werden z.B. durch die fehlerhafte innere Orientierung der Kamera Fehler im Objektraum verursacht, treten diese relativ systematisch über den gesamten Block auf. Ein einziger Kontrollpunkt im entsprechenden Untersuchungsgebiet könnte im Idealfall ausreichen um diese Systematik aufzudecken und damit zu beseitigen. Damit könnte auch ohne klassische Aerotriangulation das Genauigkeitspotenzial der Objektpunktbestimmung signifikant gesteigert werden. Liegen jedoch keine Fehler in der inneren Orientierung der Kammer vor, so lassen sich aus den verbleibenden Restfehlern keine klaren Systematiken mehr ableiten. Sofern keine gravierenden Fehler in den GPS/INS-Orientierungselementen existieren, sind die Restfehler vermutlich in erster Linie auf nicht korrigierte Bildsystematiken zurückzuführen. Diese Fehler können nur in einer klassischen Aerotriangulation durch die bekannten Ansätze zur Selbstkalibrierung effizient beseitigt werden.

#### 4.6.2 Einfluss der Basislinienlänge auf die Objektpunktgenauigkeit

Die bisherigen Auswertungen haben den Einfluss der korrigierten inneren Orientierung bzw. der variablen Bildüberdeckung auf die resultierende Objektpunktgenauigkeit untersucht. Ein weiterer wesentlicher Aspekt im Rahmen der durchgeföhrten Testbefliegung ist die Abschätzung der Genauigkeit der direkten Georeferenzierung in Abhängigkeit von der Basislinienlänge. Daher wurden in einem zweiten Schritt ausgehend von den Orientierungsparametern aus den verschiedenen Basislinienauswertungen Objektraumpunkte per Vorwärtsschnitt neu berechnet und mit den Referenzkoordinaten verglichen. Untersucht wurden wiederum die Unterblockkonfigurationen UB11 und UB22, die der photogrammetrischen Standardflugplanung mit entsprechenden Parallelstreifen und standardmäßiger Bildüberlappung entsprechen. Die GPS/INS-Orientierungswinkel wurden vor der Auswertung um das in Abschnitt 4.5.1 aus allen 72 Bildern bestimmte Misalignment korrigiert. Weiterhin wurden an der Station Vaihingen und Stuttgart-Uni die in den internen Genauigkeitsvergleichen nachgewiesenen Offsets auf Grund der fehlerhaft angebrachten Antennenphasenzentren in der Vertikalkomponente korrigiert. Für die innere Orientierung wurde die nachträglich korrigierte Orientierung (verbesserte Kammerkonstante) verwendet.

Die Tabellen 22 und 23 zeigen exemplarisch die Resultate für die beiden Unterblöcke. Die entsprechenden Genauigkeiten konnten an jeweils 131 bzw. 126 Kontrollpunkten ermittelt werden. Wie auch zuvor bereits nachgewiesen werden konnte, werden trotz der stark variierenden Basislinienlänge sehr konsistente Genauigkeiten in der Objektpunktbestimmung geliefert. Auch unter Standardüberdeckungsverhältnissen mit maximal 6-fach verknüpften Punkten können Lagegenauigkeiten von 10-15 cm und Höhengenauigkeiten von 20-30 cm erzielt

Basis	Länge [km]	Anz. KP	$\Delta$ Ost [cm]		$\Delta$ Nord [cm]		$\Delta$ Vertikal [cm]	
			RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.
H	380	131	11.3	31.0	15.0	59.5	24.6	57.8
B	230	131	17.2	39.1	14.0	58.2	18.0	49.5
M	210	131	8.0	26.0	12.3	50.7	18.7	70.5
F	140	131	10.7	30.6	12.1	53.6	18.6	69.6
S1	25	131	8.7	30.0	12.1	47.6	20.6	48.0
S2	25	131	8.8	29.9	11.9	47.2	17.8	48.9
V	0	131	9.4	29.8	12.3	53.2	16.9	49.5

Tabelle 22: Objektpunktbestimmung in Abhängigkeit von der Basislänge (Unterblock UB11).

Basis	Länge [km]	Anz. KP	$\Delta$ Ost [cm]		$\Delta$ Nord [cm]		$\Delta$ Vertikal [cm]	
			RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.	RMS	Max.Abw.
H	380	126	13.9	46.2	10.3	31.0	20.9	53.2
B	230	126	13.3	38.3	10.3	29.1	20.1	58.0
M	210	126	16.3	37.4	10.8	28.3	30.1	75.1
F	140	126	13.4	45.3	9.9	26.6	19.7	58.5
S1	25	126	14.0	46.6	10.2	29.4	23.6	59.4
S2	25	126	14.3	47.1	10.3	30.0	23.4	57.6
V	0	126	13.5	45.2	9.2	25.4	22.2	55.0

Tabelle 23: Objektpunktbestimmung in Abhängigkeit von der Basislänge (Unterblock UB22).

werden. Die Basislinienlänge wirkt sich dabei praktisch nicht auf die Objektpunktgenauigkeit aus. Die mittlere Koordinatengenauigkeit für die vorgestellten Teilblöcke UB11 und UB22 liegt bei 10.6 cm (Ost), 12.8 cm (Nord) und 19.3 cm (Vertikal) bzw. 14.1 cm (Ost), 10.1 cm (Nord) und 22.8 cm (Vertikal). Für die hier nicht näher erläuterten Teilblöcke UB12 und UB21 werden mit 11.8 cm (Ost), 16.4 cm (Nord) und 27.3 cm (Vertikal) bzw. 11.9 cm (Ost), 14.6 cm (Nord) und 24.0 cm (Vertikal) vergleichbare Ergebnisse erzielt. Die maximalen Abweichungen treten wegen der geringeren Verknüpfung an den Blockrändern auf und können Werte von 30-70 cm annehmen. Die größten Abweichungen treten in der Höhenkomponente der Basislinie München auf. Bereits in den Vergleichen mit den Projektionszentren aus der AT konnten für die von München aus berechnete Flugtrajektorie etwas größere Abweichungen der Vertikalkoordinaten im Vergleich zu den anderen Bahnlösungen festgestellt werden (Tabelle 19). Weitere Einzelheiten können (Dold 2000) entnommen werden.

## 5 Untersuchung zur streifenweisen GPS/INS-Integration

Im Folgenden wird der GPS/INS-Integration durch Kalman-Filterung das in Abschnitt 3.3.1 vorgestellte Verfahren der streifenweise GPS/INS-Auswertung gegenübergestellt. Wie bereits erwähnt erlaubt dieser Ansatz die streifenweise Auswertung von GPS/INS-Daten, sofern das Orientierungsmodul mit einem abbildenden Sensor gekoppelt ist. Damit können über photogrammetrische Zusatzbedingungen Stützinformationen für das GPS/INS-Modul abgeleitet werden. Für die Abschätzung des theoretischen Genauigkeitspotenzials dieses Auswertearansatzes werden diejenigen Orientierungen herangezogen, die im Rahmen der Kalman-Filterung und anschließenden Glättung berechnet werden konnten. Das in den vorangegangenen Abschnitten nachgewiesene hohe Potenzial dieser Auswertemethode erlaubt die Verwendung dieser Werte als Referenzen für die Genauigkeitsuntersuchung. Als Referenztrajektorie dient die von der Station Stuttgart-LVA (S2) aus bestimmte Flugbahn. In einem zweiten Schritt können die Orientierungen an den diskreten Kamerazeitpunkten mit den Referenzmessungen aus der Aerotriangulation verglichen werden. Der streifenweise Ansatz verwendet die prozessierten GPS-Positionen und -Geschwindigkeiten als Stützinformationen. Die INS-Datenmechanisierung beruht auf den originalen unprozessierten INS-Rohdaten, die mit einer Datenrate von 200 Hz während der photogrammetrischen Streifenflüge registriert wurden. Die Untersuchungen wurden für alle 12 Bildstreifen im Maßstab 1:13000 der Vaihingen/Enz Befliegung vorgenommen, wobei die prozessierten Datenintervalle nach den in der Tabelle 5 angegebenen Streifenanfangs- und Endzeiten aus dem Gesamtdatenbestand herausgeschnitten wurden.

### 5.1 Theoretisches Genauigkeitspotenzial der streifenweisen GPS/INS-Datenauswertung

In einem ersten Auswerteschritt soll die theoretische Genauigkeit der streifenweisen GPS/INS-Datenauswertung abgeschätzt werden. Um das maximal erreichbare Potenzial bestimmen zu können werden aus den Referenzdaten der Kalman-Filterung für jeden Streifen optimale Werte für die Anfangsorientierung und die Sensoroffsets bestimmt. Damit wird der zweite Teil der streifenbasierten Auswertung, die kombinierte Aerotriangulation zur Bestimmung der Sensorfehler (Abschnitt 3.3.2), ersetzt durch den direkten Vergleich mit den Referenzorientierungen. Diese Referenzen stehen bei einer herkömmlichen Auswertung, die nicht auf eine bereits prozessierte Flugbahn mit hoher Absolutgenauigkeit z.B. aus einer Kalman-Filterung zurückgreifen kann, nicht zur Verfügung. Daher geben die folgenden Untersuchungen auch nur eine Abschätzung für die maximale Übereinstimmung, die für die Elemente der äußeren Orientierung nach den beiden verschiedenen Auswertearansätzen erreicht werden kann. Inwieweit die unbekannten Fehlergrößen Anfangsorientierung und Winkeldrift auch durch die kombinierte AT aus der Verknüpfung mit den Bilddaten abgeleitet werden können, wird im Abschnitt 5.2 untersucht.

#### 5.1.1 Genauigkeitspotenzial im Vergleich zur Kalman-Bahnbestimmung

Um die maximalen Genauigkeiten zu erzielen werden für die streifenweise Integration die Startwerte für die Sensororientierung und -offsets aus der Referenztrajektorie abgeleitet. Zunächst soll die Übereinstimmung zwischen den Positionen aus beiden Verfahren untersucht werden. Da sowohl die Kalman-Filterung als auch der streifenweise Ansatz von der gleichen prozessierten DGPS-Lösung (Abschnitt 4.4.1, Lösung Stuttgart-LVA (S2)) als Stützinformation ausgehen, sollten kaum Abweichungen zwischen beiden Lösungen auftreten. Die absolute Genauigkeit der berechneten GPS/INS-Positionen wird durch die Absolutgenauigkeit der GPS-Positionen und -Geschwindigkeiten vorgegeben. Eventuelle Fehler, die bei dem Streifenansatz durch nicht korrigierte Driften in den Winkel verursacht sind, wirken sich daher kaum auf die Qualität der Positionierung aus. Die Auswirkung von Fehlern in der Anfangsorientierung auf die Positionsbestimmung sind ebenfalls gering, da sich auf Grund der geringen räumlichen Offsets (max. 1.5 m) zwischen den verschiedenen Sensorkomponenten (INS, GPS) eine Fehlausrichtung von wenigen Grad in Positionsfehlern im Bereich weniger cm auswirken. Beispielsweise führt ein Winkelfehler von  $2^\circ$  bei einem räumlichen Offset von 1.5 m zu einem Fehler von 5 cm und liegt damit unter der erwarteten Absolutgenauigkeit der Positionsbestimmung von etwa 10 cm. Die Abbildung 52 zeigt exemplarisch für einen Flugstreifen die Positionsunterschiede aus Kalman- bzw. Streifenansatz. Die Differenzkurven sind mittelwertfrei und haben eine Standardabweichung von 0.2 cm für die Ost-, 1.0 cm für die Nord- und 1.1 cm für die Vertikalkomponente. Ähnliche Werte lassen sich auch für die anderen Flugstreifen ableiten. Diese Resultate waren zu erwarten, da ja bereits in Abschnitt 4.4.4 nachgewiesen wurde, dass die Positionsgenauigkeit praktisch vollständig durch die Qualität der GPS-Trajektorie bestimmt wird. Für die Berechnung der

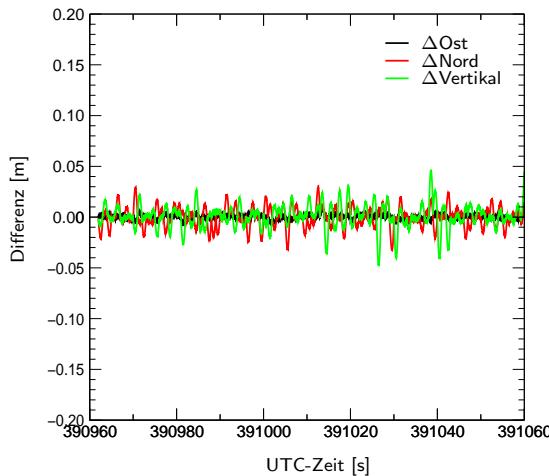


Abbildung 52: Differenz der Positionen (Streifenansatz vs. Kalman).

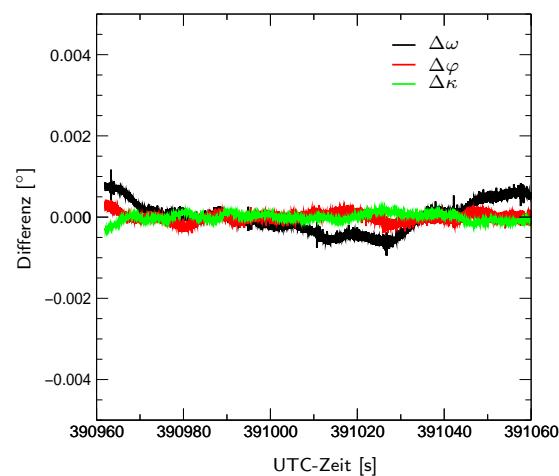


Abbildung 53: Differenz der Neigungswinkel (Streifenansatz vs. Kalman).

Sensorpositionen über den streifenweise Ansatz ergeben sich hohe Übereinstimmungen mit den Resultaten aus der Kalman-Filterung.

Im Gegensatz zur Positions berechnung muss die Orientierungswinkelbestimmung detaillierter untersucht werden. Während im Rahmen der Kalman-Filterung die Anfangsorientierung zwischen INS und übergeordnetem Navigationskoordinatensystem aus einem Alignment bekannt ist und die systeminternen Sensorfehler fortlaufend durch die Stützinformationen aus den GPS-Geschwindigkeiten aktualisiert werden, geht der streifenweise Ansatz von zwar unbekannten, aber konstanten Sensorfehlern aus, die sich für die Dauer eines photogrammetrischen Streifens durch entsprechende Offsets modellieren lassen. Die Ergebnisse der Kalman-Filterung in Tabelle 5 lassen zwar die Richtigkeit dieser Annahme vermuten, die Gültigkeit für die tatsächliche Winkelberechnung ist jedoch noch zu untersuchen. Um für die Orientierungswinkelberechnung das mögliche Genauigkeitspotenzial zu ermitteln wird die unbekannte Anfangsorientierung zu Beginn des Streifens durch die entsprechende Orientierung der Referenzbahn ersetzt. Nach einer ersten Integration der Daten können die entsprechenden Sensoroffsets der Kreisel durch eine lineare Regression aus den Winkeldifferenzen zwischen den Referenzwinkeln und den über den Streifenansatz berechneten Winkeln bestimmt werden. Wird nun in einer erneuten Integration der INS-Daten auch dieser verbesserte Kreiseloffset an den Drehratenmessungen berücksichtigt, so ergeben sich schließlich die in der Abbildung 53 gezeigten hohen Übereinstimmungen zwischen den Referenzwinkeln aus der Kalman-Filterung und den streifenweise, iterativ abgeleiteten Orientierungswinkeln.

Die Standardabweichungen für die einzelnen Winkeldifferenzen liegen bei  $1.4''$  für  $\Delta\omega$ ,  $0.4''$  für  $\Delta\varphi$  und  $0.3''$  für  $\Delta\kappa$ . Diese große Übereinstimmung belegt nun auch für die tatsächlich vorgenommene streifenweise Integration die in Abschnitt 3.3.1 getroffene Annahme, dass für ein kurzes Zeitintervall während eines Aufnahmestreifens für das hier verwendete INS von einem konstanten Kreiseloffset ausgegangen werden kann. Im Rahmen der in Abschnitt 4.4.3 durchgeführten Kalman-Filterung werden zwar verschiedene Zustandsgrößen zur Beschreibung des sensortypischen Fehlerverhaltens definiert und geschätzt, diese einzelnen Fehler lassen sich aber mit der hier nachgewiesenen Genauigkeit für eine Zeitintervall von ca. 100-150 s während eines photogrammetrischen Streifens auf eine einzige Fehlergröße je Achse (konstanter Sensoroffset) zurückführen. Für den Streifen 2.1 werden diese Sensoroffsets mit  $\omega_1 = 1.9576^\circ/\text{h}$ ,  $\varphi_1 = 1.7847^\circ/\text{h}$  und  $\kappa_1 = -0.2219^\circ/\text{h}$  bestimmt. Vergleicht man diese iterativ bestimmten Kreiseloffsets mit den in Tabelle 5 (Seite 48) angegebenen Offsets für den Streifen 2.1 nach Kalman-Filterung und Glättung, so unterscheiden sich die Werte nur um maximal  $0.04^\circ/\text{h}$ . Die Tabelle 24 fasst die aus der Analyse der Differenzen zu den Referenzwinkeln aus der Kalmanfilterung abgeleiteten Genauigkeiten der Winkelbestimmung für alle 12 ausgewerteten Streifen zusammen. Die Vergleiche der streifenweise berechneten GPS/INS-Orientierungswinkel mit den Referenzwerten aus der Kalman-Filterung zeigen für alle Streifen ähnlich gute Übereinstimmungen zwischen den beiden Datensätzen. Im Mittel liegt die berechnete Standardabweichung der Winkeldifferenz bei  $0.8''$ .

Streifen Nr.	Streifenansatz vs. Kalman [ $10^{-3}$ °]			Anzahl Bilder	Streifenansatz vs. AT [ $10^{-3}$ °]		
	$\Delta\omega$	$\Delta\varphi$	$\Delta\kappa$		$\Delta\omega$	$\Delta\varphi$	$\Delta\kappa$
1.1	0.352	0.160	0.123	7	1.93	1.95	2.88
1.2	0.454	0.235	0.235	7	3.04	1.51	1.84
1.3	0.139	0.183	0.166	7	3.82	5.53	2.17
1.4	0.316	0.807	0.217	5	2.64	2.41	1.62
1.5	0.097	0.206	0.121	5	0.71	2.01	2.27
1.6	0.289	0.688	0.166	5	2.15	0.63	3.13
2.1	0.373	0.117	0.093	7	1.74	1.62	1.86
2.2	0.644	0.198	0.186	7	4.07	1.80	3.12
2.3	0.253	0.178	0.095	7	3.20	3.04	1.44
2.4	0.111	0.195	0.084	5	3.05	1.56	3.14
2.5	0.187	0.170	0.111	5	1.34	2.50	1.46
2.6	0.092	0.152	0.100	5	1.04	1.32	2.27

Tabelle 24: Maximale Winkelgenauigkeit (Std. Abw.) aus streifenweiser Integration durch Vergleich mit Referenztrajektorie aus der Kalman-Filterung bzw. aus der Aerotriangulation.

### 5.1.2 Genauigkeitspotenzial im Vergleich zur herkömmlichen AT

Eine weitere Kontrolle der durch die Streifenintegration mit optimalen Werten berechneten Winkel liefert der Vergleich mit den Referenzorientierungen aus der Aerotriangulation (Abschnitt 4.3). Dazu müssen die Orientierungen auf die diskreten Zeitpunkte, an denen die Luftbilder aufgenommen wurden, interpoliert werden. Da die GPS/INS-Orientierungen aber ebenso wie die Orientierungen aus der Kalman-Filterung durch die Verdrehung der INS-Sensorachsen relativ zum Bildkoordinatensystem der Kamera verfälscht sind, muss vor der Differenzberechnung diese Fehlausrichtung korrigiert werden. Wie in den Auswertungen zuvor werden wieder die gemittelten Misalignment-Winkel aus allen 72 Bildern der 1:13000er Befliegung verwendet (Tabelle 18). Anschließend können die entsprechenden Differenzen für jeden Streifen an 5 (Querstreifen) bzw. 7 (Längsstreifen) diskreten Kamerazeitpunkten bestimmt werden. Der rechte Teil der Tabelle 24 zeigt die resultierenden Standardabweichungen für jeden Streifen. Im Mittel liegen die Standardabweichungen je Streifen und Winkel bei  $2.3 \cdot 10^{-3}$  °. Diese Mittelwerte variieren in einem Bereich von ca.  $1.1 \cdot 10^{-3}$  ° für die Differenz in Roll- und Nickwinkel und um ca.  $0.6 \cdot 10^{-3}$  ° für die Differenz im Kurzwinkel. Die unterschiedlich großen Streuungen für  $\omega$  und  $\varphi$  im Vergleich zu  $\kappa$  kommen durch die unterschiedlichen theoretischen Genauigkeiten der Referenzorientierungen aus der AT. Wie in der Tabelle 11 bereits gezeigt, wird der Orientierungswinkel in Kursrichtung mit einer um etwa Faktor 2 besseren theoretischen Genauigkeit bestimmt als die Winkel in Roll- und Nickrichtung.

Die bisher angegebenen mittleren Standardabweichungen lassen noch keine Beurteilung im Vergleich zu den Genauigkeiten, die sich aus der Differenz der Orientierungswinkel aus der Kalman-Filterung mit den Referenzwerten aus der AT ergeben, zu. Dazu müssen diese Ergebnisse mit den Absolutgenauigkeiten der GPS/INS-Bahnbestimmung durch Kalman-Filterung in Tabelle 20 verglichen werden. Die getrennte Analyse der einzelnen Streifen zeigt ein hohe Übereinstimmung, die sich ebenfalls im Mittelwert über alle Bilder im Maßstab 1:13000 ausdrückt. Mit den oben angegebenen mittleren Genauigkeiten ist die Genauigkeit sogar etwas besser als aus der Kalman-Filterung.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die aus der streifenweise GPS/INS-Integration bestimmten Winkel unter optimalen Bedingungen (korrekte Anfangsinitialisierung und richtige Bestimmung der Sensoroffsets) mit der gleichen hohen Absolutgenauigkeit wie die Winkel nach der Kalman-Filterung und Glättung bestimmt werden können. Die Untersuchungen konnten zeigen, dass dieser streifenweise Ansatz der GPS/INS-Datenintegration zulässig ist und für kurze Zeitintervalle zu akzeptablen Ergebnissen führen kann. Allerdings ist in diesem Zusammenhang nochmals anzumerken, dass die im Rahmen der GPS/INS-Integration bestimmten Winkeloffsets und Driften aus dem direkten Vergleich mit den Referenzorientierungen bestimmt wurden und nicht im Rahmen einer kombinierten AT. Ob diese Winkelgenauigkeiten auch im Rahmen einer kombinierten AT zu erreichen sind, wird im anschließenden Abschnitt untersucht.

## 5.2 Direkte Georeferenzierung mittels GPS/INS-gestützter Aerotriangulation

Die in diesem Abschnitt vorgenommenen Untersuchungen behandeln den realen Anwendungsfall der streifenweisen GPS/INS-Datenprozessierung, bei dem die geforderte Anfangsorientierung und die Sensorfehler durch photogrammetrische Zusatzbedingungen im Rahmen einer Parameterschätzung aus Bildrauminformationen ermittelt werden. Die zuvor in Abschnitt 5.1 zur Abschätzung des theoretischen Genauigkeitspotenzials aus den Referenzwerten abgeleiteten Unbekannten werden somit unter Verwendung der modifizierten Kollinearitätsgleichung (3) mit (68) im Rahmen der Rekonstruktion der Strahlenbündel geschätzt. Auf Grund der in Abschnitt 3.3.3 dargestellten Korrelationen, hervorgerufen durch fehlerhafte Annahmen bezüglich der Anfangsorientierung und Sensoroffsets, wird die streifenweise Auswertung in einem iterativen Prozess vorgenommen. Aus den Orientierungselementen aus der GPS/INS-Auswertung nach Abschnitt 3.3.1 werden in der kombinierten AT (Abschnitt 3.3.2) entsprechende Korrekturen bestimmt, die im nächsten Integrationsschritt wieder berücksichtigt werden können.

**Streifenweise GPS/INS-Integration** Soll nun für einen photogrammetrischen Flugstreifen die streifenweise GPS/INS-Integration durchgeführt werden, sind für den ersten Integrationsschritt zunächst keine Annahmen über die Anfangsorientierung und Kreiseloffsets bekannt. Die Anfangsorientierung muss daher näherungsweise über die in Abschnitt 3.3.1 vorgestellten Methoden durch die Systemhorizontierung anhand der Richtung des Schwervektors bzw. durch Vergleich mit dem aus den GPS-Geschwindigkeiten bestimmten Kurswinkel gefunden werden. Da dieses erste Alignment während der Bewegung in der hochdynamischen Umgebung eines Flugzeuges vorgenommen werden muss und durch nicht bekannte Fehler in den Beschleunigungsmessereoffsets und beim Abtrittwinkel verfälscht wird, sind in der Anfangsorientierung Fehler in der Größenordnung von bis zu  $5^\circ$  (Kurswinkel) möglich. Auch die Offsete der Drehratensensoren liegen nicht vor. Für den ersten Integrationsschritt werden diese Werte daher zu Null angenommen. Je nach tatsächlichen Sensoroffsets während des Streifens ist diese Annahme fehlerbehaftet. Somit muss bei den prozessierten Flugstreifen auf Grund der falsch korrigierten Winkeldrift mit Winkelfehlern gerechnet werden, die in Abhängigkeit von der Länge des Flugstreifens am Ende ihren Maximalwert erreichen. Allerdings erlaubt der Vergleich mit den aus den Beschleunigungsmessern und den GPS-Geschwindigkeiten abgeleiteten Winkeln erste Korrekturen dieser Winkeldrift.

Die Fehler in der Orientierungs- und Positions berechnung können durch die in Abschnitt 3.3.1 vorgestellten Verfahren verbessert werden. Für die Winkelverbesserung werden dazu Informationen aus der Richtung des Schwervektors bzw. aus dem GPS-Kurswinkel verwendet. Die Qualität der Winkelberechnung kann für die hier exemplarisch untersuchten 12 Flugstreifen mit dieser Methode deutlich verbessert werden. Für die Anfangsorientierung ist nach der Korrektur im Mittel mit Abweichungen von etwa  $0.3^\circ$  für  $\omega_0$ ,  $0.1^\circ$  für  $\varphi_0$  und  $1.6^\circ$  für  $\kappa_0$  zu rechnen. Die Maximalabweichungen von etwa  $3^\circ$  treten im Kurswinkel auf und werden durch den nicht berücksichtigten Abtrittwinkel verursacht. Zusätzlich ergeben sich durch das Korrekturverfahren neue Werte für die Offsete der Drehratensensoren. Die mittleren Restdriften nach der Korrektur liegen für das vorliegenden Datenmaterial im Bereich von  $\omega_1 = 0.005^\circ/\text{s}$ ,  $\varphi_1 = 0.003^\circ/\text{s}$  und  $\kappa_1 = 0.003^\circ/\text{s}$ . Dadurch ergeben sich je nach Streifen am Ende der Flugstreifen mittlere Winkelabweichungen, die im Rollwinkel  $\omega$  bei  $0.5^\circ$ , im Nickwinkel  $\varphi$  bei  $0.3^\circ$  und im Kurswinkel  $\kappa$  bei  $0.3^\circ$  liegen. Für die Bestimmung des Maximalfehlers auf Grund der fehlerhaften Drehratenoffsets wurde der Fehleranteil der falschen Anfangsorientierung entsprechend reduziert.

Die Abbildungen 54 und 55 zeigen exemplarisch für einen Längsstreifen der Befliegung den Ablauf der iterativen Verbesserung der GPS/INS-Winkel. Dargestellt sind jeweils die Differenzen zwischen den Referenzwinkeln aus der GPS/INS-Kalman-Filterung (Bahnlösung Stuttgart-LVA (S2)) und der berechneten Orientierung nach den einzelnen Integrationsschritten. Nach der ersten Berechnung der GPS/INS-Orientierungen – ausgehend von einer normalen Fluglage und dem Kurswinkel aus der aktuellen GPS-Geschwindigkeit zum Streifenanfang – zeigen sich in dem Differenzbild 54 deutliche Offsete und lineare Fehler, die auf Grund der fehlerhaften Anfangsorientierung und Sensordrift verursacht werden. Für diesen Streifen weicht die für die erste Integration angenommene Anfangsorientierung um ca.  $1.2^\circ$  für  $\omega_0$ ,  $0.2^\circ$  für  $\varphi_0$  und  $-4.1^\circ$  für  $\kappa_0$  von der Referenzorientierung ab. Die linearen Winkeldriften haben eine Größenordnung von  $\omega_1 = 0.0005^\circ/\text{s}$ ,  $\varphi_1 = -0.0024^\circ/\text{s}$  und  $\kappa_1 = 0.0025^\circ/\text{s}$ . Die Differenzkurven verlaufen in erster Näherung linear, weisen aber zusätzlich die auf Grund der Fehlorientierung hervorgerufenen Korrelationen in Abhängigkeit von der Flugbewegung auf. Dabei überlagern sich die Einflüsse von fehlerhafter Anfangsorientierung und Winkeldrift zu dem dargestellten Gesamtfehler.

Bevor diese Orientierungselemente in die kombinierten AT eingeführt werden, wird über die lineare Regression der Differenzen zwischen den integrierten Winkeln und den aus den Linearbeschleunigungsmessern bzw. GPS-Geschwindigkeiten bestimmten Werten eine Korrektur der Anfangsorientierung und der Drehratenoffsets

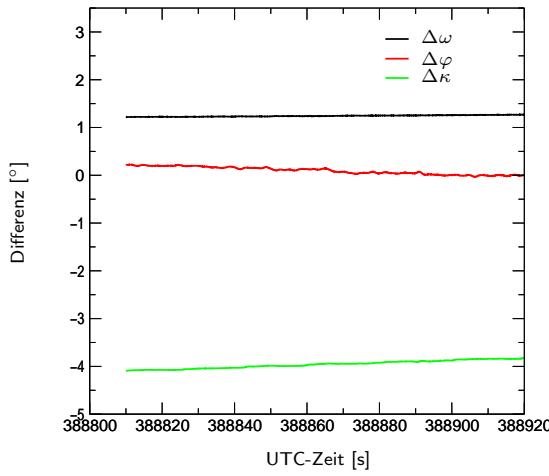


Abbildung 54: Winkeldifferenz (vor Korrektur von Anfangsorientierung und Driftfehler).

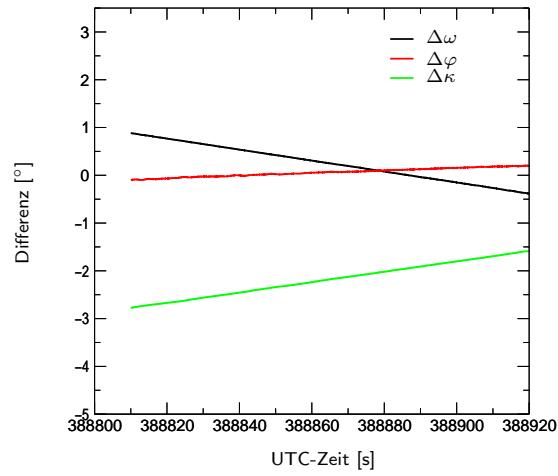


Abbildung 55: Winkeldifferenz (nach Korrektur von Anfangsorientierung und Driftfehler).

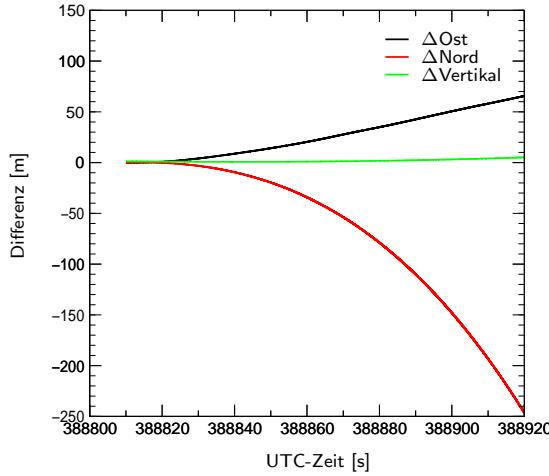


Abbildung 56: Positions differenz (vor Korrektur Beschleunigungsmesseroffset).

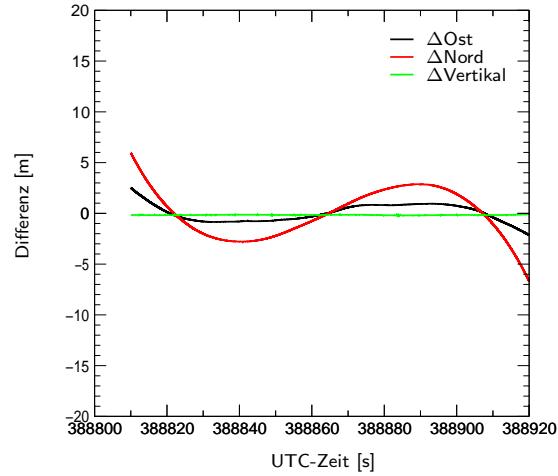


Abbildung 57: Positions differenz (nach Korrektur Beschleunigungsmesseroffset).

vorgenommen. Die korrigierte Sensordrift ergibt sich aus der Bestimmung des Steigungskoeffizienten der Regressionsgeraden, die korrigierte Anfangsorientierung als Funktionswert der Regressionsgeraden zum Startzeitpunkt  $t_0$ . Die Differenz dieser mit den modifizierten Werten berechneten Winkel zu den Referenzwinkeln ist in der Abbildung 55 angegeben. Der Vergleich mit dem Ergebnis nach der ersten Integration zeigt eine Verringerung der systematischen Offsetfehler. Am Streifenanfang liegen die Fehler in der Anfangsorientierung bei  $0.8^\circ$  für  $\omega_0$ ,  $-0.1^\circ$  für  $\varphi_0$  und  $-2.8^\circ$  für  $\kappa_0$ . Die Abweichungen haben sich in etwa halbiert. Allerdings führt die iterative Verbesserung über die Regressionsgeraden aus den Vergleichswinkeln aus Linearbeschleunigungen und GPS-Kurswinkeln zu stärkeren Drifteffekten. Im Vergleich zu den Differenzen nach der ersten Integration in Abbildung 54 weisen vor allem der  $\omega$ - und  $\kappa$ -Winkel deutlich größere Drifteffekte auf, was zunächst wie eine Verschlechterung der Qualität der Neigungswinkelbestimmung aussieht. Analysiert man allerdings die Residuen der in den beiden Abbildungen gezeigten Winkeldifferenzkurven nach linearer Regression, so zeigt sich, dass die Standardabweichungen der Residuen für die Differenzen in Abbildung 55 deutlich kleiner sind. Vor allem für den Nick- und Kurswinkel verringern sich die Standardabweichungen der Residuen um den Faktor drei auf  $0.005^\circ$  bzw.  $0.003^\circ$ . Demnach weichen diese Differenzkurven im Vergleich zu den Ergebnissen vor der Korrektur von An-

fangsorientierung und Sensoroffset weniger von einer angenommenen Geraden ab. Die Winkelfehler lassen sich besser durch ein lineares Fehlermodell repräsentieren. Da für die spätere indirekte Schätzung der Sensorfehler im Rahmen der kombinierten AT ein lineares Modell zur Beschreibung des Fehlerverhaltens der GPS/INS-Winkel zu Grunde gelegt wird, sind daher die in der Abbildung 55 dargestellten Ergebnisse vorzuziehen. Diese Untersuchungen bestätigen, dass Fehler in der Anfangsorientierung die darauf basierenden integrierten Winkel stärker beeinflussen als die linearen Driftfehler, die sich erst im Laufe der Zeit entsprechend aufbauen müssen (Abschnitt 3.3.3).

Die Berechnung der Positionen verläuft analog zur Ableitung der Winkelinformationen in einem zwei-stufigen Verfahren. Da zunächst keinerlei Informationen über den Offset der Beschleunigungsmesser zur Verfügung stehen, treten nach der ersten Integration große Positionsfehler im Bereich von mehreren 100 m auf. Diese Fehler basieren im Wesentlichen auf den nicht korrigierten Offsets der Beschleunigungsmesser und bauen sich daher im Verlauf des Flugstreifens in quadratischer Form auf. Für den hier exemplarisch untersuchten Flugstreifen liegen die Positionsfehler am Ende des Streifens bei 65 m, -250 m und 4 m für die Ost-, Nord- bzw. Vertikalkoordinate (Abbildung 56). Erst die in Abschnitt 3.3.1 vorgestellte Parameterschätzung unter Verwendung der unabhängig gemessenen GPS-Positionsinformationen erlaubt eine erste näherungsweise Bestimmung der Beschleunigungsmesseroffsets. Wird anschließend die Integration der INS-Daten wiederholt, werden die Positionsabweichungen im Vergleich zu den Referenzwerten deutlich reduziert. Die Abbildung 57 zeigt die Differenz zwischen den Positionen nach der Korrektur der Beschleunigungsmesseroffsets und den Referenzpositionen aus der Kalman-Filterung. Die Maximalfehler verringern sich und die Genauigkeit der Positionsbestimmung liegt nach diesem Verfahren für die Horizontalkoordinaten im Bereich von 5 m. Deutlich sind in der Abbildung noch systematische Restfehler zu erkennen, die durch die nur näherungsweise korrigierten Sensorfehler verursacht werden. Im Gegensatz dazu weist die Vertikalkoordinate keine derartigen Restfehler auf. Sie kann mit einer Genauigkeit von etwa 2 cm gegenüber der Referenzlösung bestimmt werden. Der Unterschied zu den Differenzen in den Horizontalkoordinaten deutet darauf hin, dass das angewandte Verfahren für Bewegungen, die einer geringeren Dynamik unterliegen, entsprechend bessere Genauigkeiten ermöglicht. Die Vertikalkomponente ist für den Fall eines photogrammetrischen Streifenfluges diejenige Koordinatenrichtung, in der die geringste Dynamik vorliegt.

Um die Genauigkeit der Positionsbestimmung zu verbessern werden die integrierten Daten in einem zweiten Schritt über ein glättendes Polynom in die registrierte GPS-Flugtrajektorie eingerechnet, wodurch die Positionsgenauigkeit der Qualität der GPS-Positionierung angepasst werden kann. Nach dieser Korrektur zeigen die Positionsunterschiede einen ähnlichen Verlauf wie bereits für die Untersuchung des theoretischen Genauigkeitspotenzials des Streifenansatzes in Abbildung 52. Für den hier untersuchten Flugstreifen ergeben sich Genauigkeiten mit einer Standardabweichung von 2.6 cm, 3.0 cm und 1.3 cm für die Ost-, Nord-, bzw. Vertikalkoordinaten.

**Kalibration durch kombinierte AT** Die derartig korrigierten Positionen werden zusammen mit den nach Abbildung 55 berechneten Winkelinformationen als Ausgangsdaten für die nachfolgende kombinierte AT verwendet. Durch die zusätzlichen Beobachtungen aus dem Bildraum können Verbesserungen für die zuvor durch GPS/INS bestimmten Orientierungselemente bestimmt werden. Dabei sind vor allem die Offset- und Driftfehler in den Orientierungswinkel zu korrigieren; die Positionsgenauigkeit wird im Wesentlichen durch die GPS-Genauigkeit definiert. In der Regel sind daher keine Positionskorrekturen notwendig. Für die Orientierungswinkel werden Korrekturterme 0. bzw. 1. Ordnung nach (68) geschätzt. Diese werden an den INS-Rohdaten entsprechend korrigiert. Anschließend kann mit den verbesserten Eingangsgrößen eine neue streifenweise GPS/INS-Auswertung vorgenommen werden. Daraus resultieren verbesserte Orientierungselemente, die wiederum in der kombinierten AT geprüft und ggf. verbessert werden können. So ergeben sich iterativ die endgültigen streifenweisen berechneten GPS/INS-Orientierungen. Wie bereits in Abschnitt 3.3.3 erwähnt, ist diese iterative Vorgehensweise notwendig, um die durch fehlerhafte Anfangsorientierung und Sensordrift verursachten Korrelationen der berechneten Winkel mit der Flugbewegung zu eliminieren.

Das Wechselspiel zwischen geschätzten Korrekturen aus AT und Neuintegration der GPS/INS-Daten soll im Folgenden anhand der vorliegenden 12 Flugstreifen der 13000er Befliegung vorgestellt werden. Die oben erwähnten Korrekturterme werden je nach Flugstreifen an 5 bzw. 7 diskreten Kamerazeitpunkten bestimmt. Aus den Differenzen ergibt sich das gesuchte lineare Korrekturpolynom für die Winkelverbesserung (Offset- und Driftparameter). Zur Veranschaulichung der iterativen Vorgehensweise sind in den Tabellen 25 und 26 die berechneten Korrekturen nach der ersten bzw. zweiten Iteration angegeben. Vergleicht man die Werte in den Tabellen, so zeigt sich deutlich die schnelle Konvergenz des Verfahrens. Die mittleren Zuschläge für die Winkeloffsets verringern sich etwa um Faktor 5 ( $\varphi$ -Winkel) bis 100 ( $\kappa$ -Winkel), die Korrekturen der Sensordriften werden zwei Zehnerpotenzen kleiner bestimmt. Bereits nach der zweiten Iteration liegen die mittleren Korrekturen für die



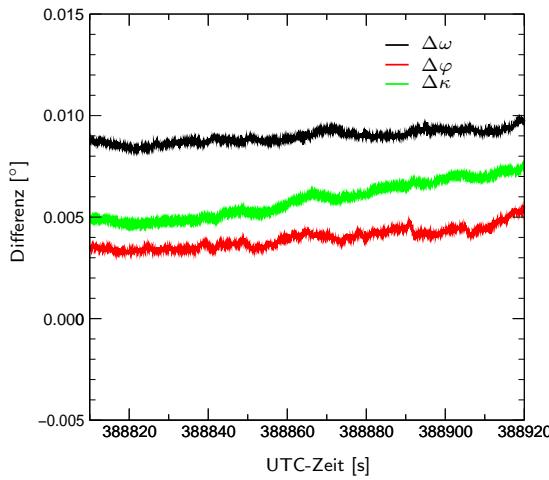


Abbildung 58: Neigungswinkelgenauigkeit nach erster Iteration (Streifen 1.3).

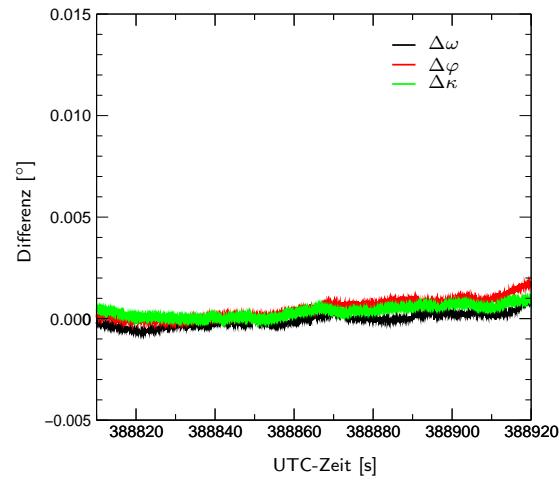


Abbildung 59: Neigungswinkelgenauigkeit nach zweiter Iteration (Streifen 1.3)

Streifen Nr.	Position Std. Abw. [cm]			Neigung Std. Abw. [ $\cdot 10^{-3}$ °]		
	$\Delta\text{Ost}$	$\Delta\text{Nord}$	$\Delta\text{Vertikal}$	$\Delta\omega$	$\Delta\varphi$	$\Delta\kappa$
1.1	2.9	3.0	1.4	1.053	1.570	1.459
1.2	3.1	2.8	2.1	0.783	0.651	0.306
1.3	2.9	3.1	1.2	0.302	0.475	0.282
1.4	2.6	2.5	1.9	0.577	0.853	0.267
1.5	1.9	2.3	2.0	0.269	0.213	0.501
1.6	3.5	2.3	2.0	0.725	8.353	0.664
2.1	2.9	2.5	1.3	0.435	1.031	0.246
2.2	2.8	3.1	2.2	0.982	0.549	1.474
2.3	2.7	2.9	2.2	1.283	1.293	0.357
2.4	2.1	2.1	1.6	1.439	0.354	0.582
2.5	1.9	2.4	1.9	0.506	0.244	0.118
2.6	1.8	2.0	1.9	0.428	0.962	0.279

Tabelle 27: Genauigkeit der streifenweise berechneten GPS/INS-Orientierungen.

wurden dazu mit den Referenzwerten der Berechnung aus der Kalman-Filterung verglichen. Die aus den Differenzen ermittelten Standardabweichungen sind ein Maß für die Übereinstimmung der beiden Auswertemethoden. Die Tabelle zeigt erwartungsgemäß eine hohe Übereinstimmung der Positions berechnung. Die Genauigkeit liegt für alle drei Koordinatenachsen im Bereich von 1-3 cm. Für die Neigungswinkeldifferenzen liegen die mittleren Fehler bei etwa 3°, 5° und 2° für den  $\omega$ -,  $\varphi$ - bzw.  $\kappa$ -Winkel. Auch in diesen Differenzen fällt beim Streifen 1.6 für die  $\varphi$ -Winkeldifferenz eine deutlich größere Standardabweichung auf. Wie bereits in den Erläuterungen zu Tabelle 26 ausgeführt, kann wegen der schlechteren Startwerte für diesen Streifen nach zwei Iterationen nicht das Genauigkeitsniveau der anderen Streifen erreicht werden. Nach einer weiteren Iteration werden auch für den Streifen 1.6 vergleichbare Genauigkeiten erreicht.

**Qualität der direkten Georeferenzierung** Um die Qualität der streifenweisen GPS/INS-Integration abschließend und umfassend beurteilen zu können, müssen durch direkte Georeferenzierung Punkte im Objektraum bestimmt und mit gegebenen Referenzkoordinaten verglichen werden. Da im Gegensatz zu der Kalman-Filterung keine vollständige GPS/INS-Flugbahn vorliegt, wird die Objektpunktbestimmung für jeden Flugstreifen einzeln vorgenommen. Um die Qualität im Vergleich zur direkten Georeferenzierung mittels GPS/INS-Orientierungen aus der Kalman-Filterung ermitteln zu können, werden in Ergänzung zur Tabelle 21 zusätzlich die entsprechenden Objektpunkte unter Verwendung der Referenzorientierungen aus der Kalman-Filterung berechnet.

Streifen Nr.	Anz. KP	$\Delta$ Ost [cm]		$\Delta$ Nord [cm]		$\Delta$ Vertikal [cm]	
		RMS	Max.	RMS	Max.	RMS	Max.
1.1	90	7.6	19.6	10.9	41.7	17.0	53.6
1.2	98	10.9	22.2	9.4	28.5	16.0	53.3
1.3	96	9.2	30.6	14.9	42.3	18.3	58.1
1.4	63	11.5	50.9	20.7	43.5	19.8	46.7
1.5	56	8.4	29.9	7.7	17.9	29.0	62.8
1.6	33	24.8	86.6	61.0	98.5	51.2	99.0
2.1	84	14.6	26.3	9.5	33.8	15.5	46.1
2.2	95	7.5	23.9	14.0	47.2	23.5	65.4
2.3	92	10.7	36.3	42.0	81.6	23.6	60.6
2.4	60	19.8	47.4	8.8	17.5	27.4	58.0
2.5	57	13.7	42.9	11.0	30.5	19.1	54.7
2.6	30	13.2	28.7	6.3	13.4	24.3	62.2

Tabelle 28: Qualität der direkten Georeferenzierung durch Streifenansatz.

Streifen Nr.	Anz. KP	$\Delta$ Ost [cm]		$\Delta$ Nord [cm]		$\Delta$ Vertikal [cm]	
		RMS	Max.	RMS	Max.	RMS	Max.
1.1	90	8.4	20.9	12.6	47.0	16.8	46.6
1.2	98	9.2	23.0	9.2	32.6	18.9	57.1
1.3	96	8.9	29.9	14.7	47.2	18.4	56.5
1.4	63	14.3	54.0	20.6	44.3	25.9	52.7
1.5	56	10.8	27.2	8.5	19.1	31.6	73.1
1.6	33	14.9	53.9	7.4	16.8	20.2	48.1
2.1	84	15.0	30.8	13.9	47.3	23.9	63.7
2.2	95	7.1	22.8	16.1	35.2	25.2	59.0
2.3	92	9.9	37.6	21.1	70.8	24.9	91.5
2.4	60	24.4	56.2	11.8	22.6	28.2	57.5
2.5	57	12.7	41.5	8.8	30.0	15.9	49.9
2.6	30	12.6	30.1	5.8	11.5	20.3	46.1

Tabelle 29: Qualität der direkten Georeferenzierung durch Kalman-Filterung.

Die Tabelle 28 zeigt die erzielten Objektpunktgenauigkeiten unter Verwendung der streifenweise berechneten GPS/INS-Orientierungselemente nach zweifacher iterativer Verbesserung in der kombinierten AT. Je nach Streifen standen 30-98 Kontrollpunkte für die Genauigkeitsanalyse zur Verfügung. Die mittlere Genauigkeit der Objektpunktbestimmung aus direkter Georeferenzierung ohne Passpunkte liegt bei 12.7 cm, 18.0 cm bzw. 23.7 cm für die Ost-, Nord- bzw. Vertikalkoordinate. Bezogen auf den Bildraum liegt die mittlere Genauigkeit bei 11.8  $\mu$ m. Die maximalen Abweichungen treten auch hier im Streifen 1.6 auf und erreichen Werte von etwa 1 m. Die zweimalige Verbesserung der Winkeloffsets und -driften erlaubt für diesen Streifen nur eine Punktgenauigkeit von 3-6 dm. Wird für den Streifen eine dritte Korrektur der systematischen Winkelfehler durchgeführt, lässt sich die Genauigkeit der Objektpunktbestimmung signifikant steigern. Die so erzielten RMS-Werte von 13.9 cm (Ost), 8.6 cm (Nord) und 27.2 cm (Vertikal) stimmen mit den Resultaten der anderen Streifen überein. Die maximalen Punktfehler liegen dann je Koordinatenachse nur noch bei etwa 5-8 dm.

Die Qualität dieser Auswertemethode wird aber erst durch den Vergleich mit den Genauigkeiten aus der Kalman-Filterung ersichtlich. Wie bereits erwähnt, wurde dazu in Tabelle 29 die Berechnung mit den aus der Kalman-Filterung abgeleiteten Referenzorientierungen wiederholt. Der Vergleich mit den Resultaten der Tabelle 28 zeigt insgesamt eine hohe Übereinstimmung in den erzielten Punktgenauigkeiten. Die mittlere Punktgenauigkeit liegt mit 12.4 cm, 12.5 cm bzw. 22.5 cm für die Ost-, Nord- bzw. Vertikalkoordinate in einem vergleichbaren Genauigkeitsbereich. Diese Werte entsprechen einer Bildraumgenauigkeit von 11.6  $\mu$ m. Vergleicht man die Genauigkeiten in beiden Tabellen für die einzelnen Streifen, erkennt man das hohe Genauigkeitspotenzial der beiden Verfahren, wobei je nach Streifen der streifenweise Integrationsansatz oder die Kalman-Filterung geringfügig bessere Resultate erzielt.

## 6 Direkte versus indirekte Georeferenzierung

Die im Abschnitt 4.6 nachgewiesenen Genauigkeiten der direkten Georeferenzierung von Objektpunkten zeigen das derzeitige Potenzial eines kommerziell verfügbaren integrierten GPS/INS-Moduls auf. Bei entsprechender Kalibrierung können durch die standardmäßige Auswertung der GPS/INS-Daten Objektpunktgenauigkeiten im Bereich von 10-20 cm (RMS) in der Lage bzw. 20-30 cm (RMS) in der Höhe erreicht werden. Diese Genauigkeiten sind praktisch unabhängig von der Basislinienlänge – diese Erkenntnis war zunächst nicht zu erwarten und sollte daher auch nur bedingt auf andere Datensätze übertragen werden. Vor allem für die langen Basislinien >100 km muss die Genauigkeit der Positions- und Neigungsbestimmung aus GPS/INS durch weitere Untersuchungen bestätigt werden. Bisher wurden ähnliche Qualitätsuntersuchungen in Abhängigkeit von der Basislinienlänge nur für die kinematische GPS-Bahnbestimmung durchgeführt (Ackermann 1996). Dennoch können zumindest die Genauigkeiten der Auswertungen der kürzeren Basislinien als repräsentativ angesehen werden, da umfassende Kontrollinformationen zur Verfügung standen und praxisnahe Bedingungen sowohl in der Flugdurchführung als auch bei der Datenauswertung vorlagen. Der im Abschnitt 5.2 vorgestellte Ansatz zur streifenweisen GPS/INS-Integration kombiniert mit einer Aerotriangulation ist von der Operationalität zwar nicht mit der klassischen GPS/INS-Auswertung durch Kalman-Filterung zu vergleichen, liefert aber für den hier untersuchten Datensatz vergleichbare Objektpunktgenauigkeiten. Damit ist eine Möglichkeit gegeben auch bei nicht kontinuierlicher GPS/INS-Datenaufzeichnung die Auswertung der Orientierungsdaten während der Flugstreifen vorzunehmen. Dieser Gesichtspunkt ist für die klassische Bildaufnahme mit flächenbasierten Kamerasystemen vielfach nicht von großer Wichtigkeit: Auf Grund der starren Kamerageometrie und weniger Passpunkte ist oft eine klassische indirekte Bildorientierung möglich. Allerdings kann für zeilenbasierte digitale Kamerasysteme für den Fall einer unterbrochenen GPS/INS-Trajektorie dieses Verfahren sehr hilfreich sein. Für die älteren Zeilensensorsysteme mit keiner kontinuierlichen INS-Datenaufzeichnung (Abschnitt 1.2) liefert dieses Verfahren die Möglichkeit im Rahmen des Orientierungsprozesses dennoch von genauen direkten Orientierungsmessungen zu profitieren.

Beiden Verfahren gemeinsam ist die Forderung nach einer hochgenauen Kalibrierung des Gesamtsystems, wobei sich der Begriff Kalibrierung im Kontext der direkten Georeferenzierung nicht nur auf die Bestimmung der zeitlichen und räumlichen Exzentrizitäten zwischen den beteiligten Sensorkomponenten bezieht, sondern im klassisch photogrammetrischen Sinne auch die korrekte Modellierung des abbildenden Sensors umfasst. Dies gilt vor allem dann, wenn in späteren Anwendungen die direkte Georeferenzierung von Bilddaten im Idealfall ohne Passpunktinformationen vorgenommen werden soll. Damit steht kein Verfahren zur nachträglichen Kontrolle der Systemkalibrierung bzw. der Qualität der Objektpunktbestimmung zur Verfügung. Wie in den Untersuchungen mehrfach gezeigt werden konnte, führen nicht bereinigte systematische Fehler im Kameramodell zu Fehlern in der Objektpunktbestimmung, die unter ungünstigen Umständen das Fehlerbudget hervorgerufen durch Fehler in den Orientierungselementen wesentlich übertreffen können. Zwar können von der Konzeption her entsprechende Testfelder vorgesehen werden, in denen vor und/oder nach Durchführung von Befliegungskampagnen die exakte Gesamtsystemkalibrierung vorgenommen bzw. überprüft werden kann, allerdings kann die korrekte Übertragung dieser Kalibrierung und die Gültigkeit für das eigentliche Befliegungsprojekt nicht von vorneherein garantiert werden. Vielfach hängen die systematischen Fehler von den aktuellen Umgebungsbedingungen (Temperatur, Druck, Refraktionseinfluss) ab, die lokalen und zeitlichen Variationen unterworfen sind und daher nur durch eine *in situ* Kalibrierung im Projektgebiet vollständig modelliert werden können.

### 6.1 Einfluss von Kalibrationsfehlern

In diesem Zusammenhang muss der Einfluss von nicht modellierten systematischen Fehlern auf die resultierenden Objektpunktgenauigkeiten untersucht werden. Durch die Abschätzung des Fehlerbudgets lassen sich Aussagen machen, in welchem Umfang die direkte Georeferenzierung basierend auf ausschließlich aus GPS/INS-Modulen abgeleiteten Orientierungselementen die klassische Aerotriangulation in Zukunft ersetzen oder zumindest vom Arbeitsaufwand her reduzieren kann. Daher wird in den folgenden empirischen Vergleichen der spätere Anwendungsfall der photogrammetrischen Praxis simuliert und das Genauigkeitspotenzial der direkten Georeferenzierung durch GPS/INS-Integration den Resultaten der klassischen AT gegenübergestellt. Aus den ermittelten Differenzen der Objektkoordinaten verglichen mit unabhängigen Referenzkoordinaten lassen sich unmittelbar Rückschlüsse auf den Genauigkeitseinfluss von nicht korrigierten Restfehlern in der Gesamtsystemkalibrierung ableiten.

Für die folgende Untersuchung wird davon ausgegangen, dass der Standardfall einer vollständig durch GPS/INS-Daten bestimmten Flugtrajektorie durch Integration der Daten in einem Kalman-Filter gegeben ist, die direkte Flugbahnbestimmung also im Gegensatz zu dem in Abschnitt 5.2 untersuchten Streifenansatz abgesehen von der

notwendigen Systemkalibrierung zunächst unabhängig von Bildrauminformationen vorgenommen werden kann. Während in den bisherigen Analysen die klassische AT unter Verwendung aller Bilder lediglich zur Beschaffung von Referenzwerten sowohl für die Orientierungen als auch für die Objektrauminformationen verwendet wurde, soll nun die direkte Georeferenzierung aus GPS/INS den Ergebnissen der AT unmittelbar gegenübergestellt werden. Um den späteren photogrammetrischen Anwendungsfall möglichst genau zu simulieren werden aus dem vorliegenden Datenbestand nur zwei parallele Flugstreifen des Maßstabs 1:13000 mit photogrammetrischer Standardüberdeckung extrahiert. Die Kalibrierung der Misalignmentwinkel wird wie bisher aus allen 72 zur Verfügung stehenden Bildern dieses Maßstabs ermittelt. Damit kann zumindest zu einem gewissen Anteil der Fall der über einem separaten Testgebiet vorgenommenen Systemkalibrierung simuliert werden: Die Kalibrierungsgrößen werden aus Bildern bestimmt, die nicht mit dem im Befliegungsgebiet erfassten Bildmaterial identisch sind und somit nicht optimal geschätzt für das Untersuchungsgebiet vorliegen. Die GPS/INS-Orientierungselemente ergeben sich durch Interpolation aus der Kalman-Bahnlösung der Station Stuttgart-LVA (25 km).

Die Tabelle 30 zeigt die Ergebnisse dieser Untersuchungen. Insgesamt wurden die Auswertungen nach drei verschiedenen Auswertestrategien vorgenommen:

- Die herkömmliche Aerotriangulation unter Verwendung von neun Passpunkten in den Blockecken bzw. in den Mitten der Blockseiten und im Blockzentrum liefert die Vergleichswerte, an denen die anderen Auswerteverfahren gemessen werden sollen. In den Versionen 1 und 2 sind die Resultate der klassische AT basierend auf den Geländeordinaten der 9 Passpunkte und den korrespondierenden Bildkoordinaten der Pass- und Verknüpfungspunkte gezeigt. Während im ersten Schritt keine zusätzlichen Selbstkalibrierungsterme in den Ausgleichungsprozess eingeführt wurden (AT o. SK), verwendet die Version 2 den von (Brown 1971) definierten Parametersatz für die Selbstkalibrierung (AT m. SK).
- In Version 3 wurden die Geländeordinaten nur anhand der GPS/INS-Orientierungselemente durch direkte Georeferenzierung (DG) bestimmt. Dies ist der Idealfall der direkten Punktbestimmung, bei dem ohne Passpunktinformation die Neupunktkoordinaten im Objektraum durch einfachen Vorwärtsschnitt aus – je nach Lage des Punktes innerhalb des Bildverbandes – 2-6 Bildstrahlen bestimmt werden.
- In den drei letzten Versionen schließlich wurden die direkt gemessenen Orientierungselemente als hochgenaue Beobachtungen der äußeren Orientierung in die Parameterschätzung miteingeführt (DG+AT). In diesem Fall wurden für die theoretische Genauigkeit der GPS/INS-Positionen und -Winkel Werte von 5 cm für die Position bzw. 0.001° für die Winkel angesetzt. Die verschiedenen Versionen unterscheiden sich dadurch, dass in Version 4 Korrekturen für das nicht optimal bestimmte Misalignment (MA) zwischen INS- und Kamerasystem (DG+AT m. MA), in Version 5 der Brown'sche Parametersatz für die Beseitigung der Restsystematik im Bildraum verwendet wurde (DG+AT m. SK), und schließlich in Version 6 die beiden Korrektursätze aus den Versionen 4 und 5 gemeinsam in der Parameterschätzung berücksichtigt wurden (DG+AT m. SK+MA). Für diese Auswertungen wurde jeweils ein Passpunkt in der Blockmitte verwendet.

Aus den verschiedenen Auswertearnsätzen ergeben sich die unterschiedlichen empirischen Objektpunktgenauigkeiten. Wird eine AT zur Bestimmung der Neupunkte verwendet, ergeben sich Differenzen im Bereich von 5 cm für die Lage- bzw. 20 cm für die Höhenkoordinate. Der große RMS-Wert für die Vertikalkoordinate zeigt, dass

Version	Anz. PP	Anz. KP	$\hat{\sigma}_0$ [ $\mu\text{m}$ ]	$\Delta\text{Ost}$ [cm]		$\Delta\text{Nord}$ [cm]		$\Delta\text{Vertikal}$ [cm]	
				RMS	Max.	RMS	Max.	RMS	Max.
1	AT o. SK	9	122	4.79	5.6	22.8	6.2	24.7	20.3
2	AT m. SK	9	122	4.24	4.5	20.3	6.5	22.0	12.1
3	DG	0	131	10.8	8.8	29.9	11.9	47.2	17.8
4	DG+AT m. MA	1	130	5.16	8.7	33.0	8.7	34.7	15.8
5	DG+AT m. SK	1	130	4.61	13.4	35.9	9.5	33.5	13.3
6	DG+AT m. SK+MA	1	130	4.46	5.2	22.4	9.2	34.5	13.3
									41.9

Tabelle 30: Genauigkeit der Objektrekonstruktion aus indirekter, direkter bzw. kombinierter Orientierungsbestimmung.

ohne Verwendung von Zusatzparametern systematische Restfehler vorhanden sind, die sich negativ auf die Objektpunktgrenauigkeit auswirken. Erst durch die zusätzliche Berücksichtigung der Selbstkalibrierung können auch in der Vertikalkomponente die zu erwartenden Punktgenauigkeiten von etwa 0.05 % der Flughöhe erzielt werden. Für die Version 2 sind von allen Brown'schen Kalibrierungstermen nur die Korrekturterme für die radiale und tangentiale Verzeichnung und die Scherung signifikant bestimmbar und kompensieren die Restsystematiken.

Die direkte Georeferenzierung ohne Passpunkte erzielt demgegenüber deutlich schlechtere Ergebnisse. Werden die GPS/INS-Orientierungselemente als absolute Größen verwendet und die Neupunkte somit durch Vorwärts-schnitt bestimmt, zeigt bereits der größere Werte von  $\hat{\sigma}_0$ , dass es Spannungen zwischen gemessenen Bildkoordinaten und der verwendeten Orientierung gibt. Im Objektraum bewirken diese Spannungen Fehler im Bereich von etwa 10 cm in der Lage- und knapp 20 cm in der Höhenkoordinate. Für diesen Datensatz führt demnach die Aggregation von Restfehlern in der Systemkalibrierung und eventuellen Restfehlern in den Orientierungselementen zu einem Gesamtfehlerbudget, das im Vergleich zu den Genauigkeiten der "optimalen" Aerotriangulation mit Selbstkalibrierung (Version 2) um ca. Faktor 2 größer ist. Ein Teil der Objektraudifferenzen ist durch das für die 14 Bilder nicht optimal bestimmte Misalignment verursacht. Verwendet man nur die aktuellen Bilder zur Kalibrierung der Misalignment-Winkel ergeben sich im Vergleich zu den aus allen Bildern abgeleiteten Misalignment-Werten Unterschiede im Bereich von  $0.1 \cdot 10^{-3}$  °,  $0.5 \cdot 10^{-3}$  ° und  $4.4 \cdot 10^{-3}$  ° für den  $\omega$ -,  $\varphi$ - bzw.  $\kappa$ -Winkel. Diese Differenzen führen für die untersuchten zwei parallelen in Ost-West-Richtung geflogenen photogrammetrischen Streifen zu systematischen Punktverschiebungen im Objektraum. Zusätzlich wirken sich die Restsystematiken aus dem Bildraum auf die Genauigkeit aus. Allerdings ist diesen schlechteren Genauigkeiten dagegen zu halten, dass in der Version 3 keinerlei Passpunktinformationen zur Objektrekonstruktion verwendet wurden.

Wird nun die klassische Aerotriangulation derart erweitert, dass zusätzliche Korrekturen für die beobachteten GPS/INS-Orientierungselemente möglich sind, kann durch dieses kombinierte Verfahren die Objektpunktbestimmung verbessert werden. In Version 4 werden daher zur Verbesserung der Misalignment-Winkel drei zusätzliche Unbekannte in der Parameterschätzung berücksichtigt, wobei nur der  $\varphi$ - und  $\kappa$ -Winkel signifikant bestimbar sind. Die geschätzten Werte für die Korrekturen der Misalignment-Winkel entsprechen mit  $1.3 \cdot 10^{-3}$  ° für  $\varphi$  und  $5.5 \cdot 10^{-3}$  ° für  $\kappa$  bis auf etwa 0.001° den bereits zuvor genannten Differenzen. Die zusätzliche Korrektur des Misalignments führt zur Verbesserung der Objektpunktgrenauigkeiten, was schon in dem kleineren  $\hat{\sigma}_0$  zum Ausdruck kommt. Die RMS-Werte für die Ost- bzw. Norddifferenzen sind nun gleich groß und betragen etwa 9 cm. Für die Höhenkomponente werden 15 cm erreicht. Geht man davon aus, dass sich neben den systematischen Fehlern aus dem Bildraum nur Fehler in der Misalignmentbestimmung auf die Objektpunktbestimmung auswirken, sollten die Genauigkeiten aus Version 4 mit den Werten in Version 1 übereinstimmen, was sich anhand der Tabelle auch in etwa verifizieren lässt: Während für die Version 4 in der Lage etwas schlechtere Genauigkeiten erzielt werden, ist die Höhenkoordinate besser bestimbar als in Version 1. Demnach sollte durch die zusätzliche Korrektur der systematischen Bildfehler das Genauigkeitspotenzial der klassischen AT mit Selbstkalibrierung (Version 2) erreichbar sein. Zuvor werden aber in Version 5 die direkt gemessenen GPS/INS-Orientierungselemente in einer Ausgleichung unter Verwendung der Selbstkalibrierungsterme berücksichtigt. Durch diese Kalibrierungsterme werden die systematischen Bildfehler bereinigt. Vergleicht man die erzielten Objektpunktdifferenzen mit den Resultaten der direkten Georeferenzierung (Version 3) so ergeben sich ein besseres  $\hat{\sigma}_0$  und Verbesserungen in der Höhen- und Nordkoordinate, die Ostkomponente verschlechtert sich aber. Dieses Ergebnis zeigt, dass die ausschließliche Korrektur der systematischen Bildfehler nicht ausreicht, sondern weitere Korrekturgrößen berücksichtigt werden müssen. Werden nun in der kombinierten AT sowohl die Selbstkalibrierungsterme als auch die Korrekturen für das fehlerhafte Misalignment eingeführt ergeben sich die in Version 6 angegebenen Genauigkeiten. Diese Parameterkonfiguration erzielt die besten Resultate. Die RMS-Werte der Differenzen liegen mit 5 cm, 9 cm und 13 cm für die drei Koordinatenachsen auf dem Genauigkeitsniveau der herkömmlichen AT mit Selbstkalibrierung. Zwar sind die Werte im Vergleich zur Genauigkeit der Version 2 geringfügig schlechter, was sich aber durch die höheren Maximalabweichungen erklären lässt. Während bei der üblichen AT von einer Passpunktbesetzung am Blockrand ausgegangen wurde und somit alle Neupunkte innerhalb des Passpunktfeldes liegen, sind bei Verwendung eines Passpunkts im Blockzentrum Extrapolationen zum Blockrand nötig. Daher treten im Vergleich zur indirekten Orientierungsbestimmung in den Versionen 4-6 durchweg größere Maximalabweichungen bevorzugt an den Kontrollpunkten in Blockrandlage auf.

Durch diesen unmittelbaren Vergleich von indirekter und direkter Orientierungsbestimmung an einem empirischen Datensatz konnte nochmal sehr deutlich die Notwendigkeit der Systemkalibrierung aufgezeigt werden. Obwohl die für das untersuchte kommerzielle GPS/INS-Modul nachgewiesenen Genauigkeiten für die direkt bestimmten Orientierungselemente das maximale Genauigkeitspotenzial sicherlich noch nicht voll ausschöpfen, konnte hier und auch durch die zuvor vorgenommenen Tests gezeigt werden, dass, entgegen der momentan

vorherrschenden allgemeinen Meinung, die Genauigkeit der Georeferenzierung zumindest in gleichem Maße von der korrekten Kamera- und Gesamtsystemkalibrierung und nicht nur von der Qualität der Orientierungsbestimmung über GPS/INS beeinflusst wird. Dies gilt zumindest für die hier untersuchten Anwendungen mit den hohen Genauigkeitsanforderungen im Sub-Dezimeter Bereich unter Verwendung eines hochwertigen GPS/INS-Moduls.

## 6.2 Leistungsvergleich

Will man die direkte bzw. indirekte Methode zur Objektrekonstruktion vor dem Hintergrund der bisherigen Ausführungen abschließend nach allgemeinen Gesichtspunkten bezüglich systemspezifischer Eigenschaften, Leistungsfähigkeit und wirtschaftlicher Kosten beurteilen, so können in Ergänzung zu den Ausführungen unter Abschnitt 2.1.2 zu den einzelnen Punkten die folgenden Aussagen getroffen werden (siehe auch (Colomina 1999), (Schenk 1999b)):

- **Systemeigenschaften**

Das Verfahren der Aerotriangulation bietet einen integrierten und in sich konsistenten Ansatz zur gleichzeitigen

- Bestimmung von Parametern der inneren Orientierung eines Bildsensors, ggf. ergänzt um zusätzliche Selbstkalibrierungsparameter,
- indirekten Berechnung der äußeren Orientierung und
- Koordinierung von Neupunkten im Objektraum.

Voraussetzung für die erfolgreiche Anwendung dieser Methode ist eine bestimmte Anzahl von Passpunkten, die durch den Übergang zur GPS-gestützten AT mit zusätzlichen Querstreifen im günstigsten Fall bereits auf vier Punkte in den Blockecken reduzierbar ist, und die Anordnung von Bildern in Blöcken bzw. Bildverbänden mit entsprechenden Anforderungen an die gegenseitige Bildüberlappung sowohl in als auch quer zur Flugrichtung. Die Auswertungen basieren im Standardfall nur auf Messungen im Bildraum und den vorgegebenen Passinformationen aus dem Objektraum. Die Neupunkte werden innerhalb der Passpunkte interpoliert. Durch die Korrekturmöglichkeit von systematischen Fehlern im Rahmen der Selbstkalibrierung und die hohe Korrelation mit den Größen der äußeren Orientierung werden keine allzu strengen Anforderungen an die Stabilität der inneren Orientierungsgrößen erhoben. Wird eine GPS-gestützte AT vorgenommen, können im Rahmen der Ausgleichung Restfehler an den GPS-bestimmten Projektionszentren kompensiert werden, sodass im Prinzip beliebig große Basislängen zur Berechnung der GPS-Trajektorien möglich sind.

Im Gegensatz dazu wird bei der direkten Georeferenzierung das Orientierungsproblem vollständig entkoppelt von der späteren Objektrekonstruktion durch die Bildraumbeobachtungen behandelt. Damit ist diese Methode nicht nur auf Bildsensoren angewiesen sondern kann für die Orientierung verschiedenster Sensor-typen verwendet werden. In diesem Zusammenhang sind vor allem die neuen digitalen Aufnahmesysteme (Laserscanner, Radarsysteme u.ä.) zu nennen, die auf eine direkte Orientierungsbestimmung angewiesen sind. Mit der bekannten äußeren Orientierung können dann für abbildende Systeme die gewünschten Geländekoordinaten durch Vorwärtsschnitt – im Idealfall ohne Passpunkte – bestimmt werden. Die Anordnung der Bilder ist nicht mehr an die strengen Vorgaben aus der AT gebunden. Bezogen auf die gemessenen Orientierungselemente werden die Geländepunkte durch Extrapolation bestimmt. Die korrekte Systemkalibrierung ist in diesem Zusammenhang essenziell für eine hochgenaue Objektpunktbestimmung. Sie kann nur im Zusammenhang mit einer AT über einem entsprechenden Kalibrierungsgebiet realisiert werden.

- **Genauigkeitspotenzial**

Sowohl das Verfahren der AT als auch die GPS/INS-Orientierungsbestimmung können unter idealen Bedingungen die geforderten Genauigkeitsanforderungen für höchste photogrammetrische Anwendungen erfüllen. Beide Methoden sind daher bei den entsprechenden Anwendern in der Praxis akzeptiert. Allerdings müssen sowohl bei der AT als auch bei GPS/INS bestimmte Randbedingungen zur Einhaltung der Genauigkeitsanforderungen beachtet werden. Für die AT ist die Qualität der Orientierungsbestimmung abhängig von der Blockgeometrie und der Bildverknüpfung. Je nach Überdeckungsverhältnissen, vorhandener Verknüpfung zwischen den benachbarten Bildern und Lage der Passinformationen am Boden kann die Genauigkeit entsprechend variieren. Durch die mangelnde geometrische Stabilität kommt es daher an den Blockrändern zum Genauigkeitsabfall. Unzureichende oder fehlende Verknüpfung zwischen den

Bildern beeinflusst ebenfalls die Qualität der Objektrekonstruktion. Dieses Problem betrifft vor allem die automatische Aerotriangulation, bei der unzureichende radiometrische Qualität der Bilddaten die automatische Punktübertragung beeinträchtigen kann. Gleichermassen wirken sich Wolken im Befliegungsgebiet aus. Derartige verknüpfungsfreie Bereiche beeinträchtigen die Stabilität des gesamten Bildverbandes.

Die genauigkeitsbeeinflussenden Faktoren der direkten Georeferenzierung sind allgemein bereits in Abschnitt 2.1.3 diskutiert worden. Neben verschiedenen operationellen Gesichtspunkten hat sich die Kalibrierung für höchste Genauigkeitsforderungen im Sub-Dezimeter Bereich als ein Hauptproblem herauskristallisiert. Die Bestimmung von Positions- bzw. Winkelinformationen hinreichender Genauigkeit aus GPS/INS ist für hochwertige integrierte Systeme demnach nicht unbedingt der wesentliche Punkt; erst der Transfer dieser Größen auf den zu orientierenden Sensor kann Schwierigkeiten verursachen. Vor allem die Bestimmung der Misalignment-Winkel und deren Stabilität muss noch weiter untersucht werden. Der Verlust von Selbstkalibrierungsverfahren setzt zusätzlich eine stabile Aufnahmesensorgeometrie und korrekte Modelle für die Beschreibung des physikalischen Abbildungsvorgangs voraus. Obwohl bei den in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen auch für die langen Basislinien überraschend konsistente Genauigkeiten für die GPS/INS-Orientierungen erzielt werden konnten, ist im Regelfall nicht davon auszugehen. Durch die fehlende Selbstkalibrierungsfunktionalität können systematische Effekte, die auf Grund der Entfernung zur Referenzstation und der räumlichen Distanz zwischen Kalibrierungs- und Misionsgebiet verursacht werden, nicht nachträglich korrigiert werden.

- Ökonomische Gesichtspunkte

Ein für praktische Anwendungen wesentlicher Punkt ist die Frage nach der Wirtschaftlichkeit von Produktionsabläufen. Die direkte Georeferenzierung wird sich nur dann in der Praxis durchsetzen können, wenn sich Anfangsinvestitionen in die für das photogrammetrische Umfeld noch neue GPS/INS-Technologie in einem angemessenen Zeitraum amortisieren. Daher sollen die durch die Verwendung von GPS/INS-Modulen in der photogrammetrischen Praxis möglichen Einsparungspotenziale kurz aufgezeigt werden. Je nach Genauigkeits- und Zuverlässigkeitssanforderungen ergeben sich verschiedene Punkte:

- *Einsparung von Bildern und Flugzeit bei der Datenaufzeichnung:* Die Flugplanung kann den spezifischen Projektaufgaben angepasst werden, was sich besonders für Anwendungen wie Küsten- oder Korridorbefliegungen und räumlich begrenzte Projekte (Pin-Point-Photogrammetrieanwendungen z.B. für die lokale Kartenfortführung) auszahlt. Dadurch wird der Filmverbrauch und der Aufwand für die Flugkosten reduziert. In der anschließenden Auswertung ergeben sich wegen der geringeren Anzahl von Bildern weitere Einsparungen durch die Minimierung der Auswertezeit (Operateur- und Scanningaufwand).
- *Verringerung der notwendigen Bildüberlappungen:* Die bisherigen Standardüberdeckungen ergeben sich aus der Forderung nach einer stabilen Blockgeometrie für die Orientierung des Bildverbandes. In vielen Fällen wird die Überdeckung nur für die Triangulation und nicht für eine spätere stereoskopische Auswertung und Ableitung eines Geländemodells benötigt. Vor allem für die turnusmäßig vorgenommene Orthobildgenerierung kann oft auf ein bereits existierendes, in früheren Projekten gemessenes Höhenmodell zurückgegriffen werden. Damit ist für Orthobild- und Monoplottinganwendungen der Bildflug mit minimalen Überdeckungsverhältnissen möglich. Die geforderte prozentuale Bildüberdeckung ist dann lediglich davon abhängig, wie groß die Abweichung des tatsächlichen Flugweges vom geplanten Flugweg ist, bzw. in welchem Maße die Abweichungen der Kamera aus der normalen Fluglage durch aktiv stabilisierende Kameraufhängungen kompensiert werden können. Durch die Verringerung der geforderten Überdeckungen kann in Abhängigkeit von der Blockgröße die Zahl der Bilder deutlich reduziert werden. Für einen photogrammetrischen Block mittlerer Größe von  $50 \text{ km} \times 70 \text{ km}$  ( $m_b=10000$ ) kann die Bildanzahl um 65 % reduziert werden, wenn man von den Standardüberdeckungsverhältnissen (60 % längs, 30 % quer) auf jeweils nur 10 % Überdeckung sowohl in als auch quer zur Flugrichtung übergeht. Die Zahl der für die vollständige Gebietserfassung notwendigen Flugstreifen reduziert sich um etwa 25 %. Für einen kleinen Block gleichen Maßstabs mit einer Ausdehnung von  $5 \text{ km} \times 7 \text{ km}$  reduziert sich die Zahl der notwendigen Bilder von 36 auf 15. Diese Gesichtspunkte führen zu signifikanten Einsparungen bei Flugkosten und Auswertezeit. Es muss allerdings angemerkt werden, dass für Orthobildprojekte in bebauten Gebieten die Überdeckung u.U. nicht so stark reduziert werden kann. Um die Verdeckungen und Umklappungseffekte möglichst klein zu halten werden vielfach nur die zentralen Bildbereiche für das resultierende Orthobild verwendet, was eine entsprechend größere Überdeckung erfordert.
- *Optimierung der Auswertung:* Bevor kartografische Elemente aus den Luftbildern generiert und z.B. in geografische Informationssysteme übernommen werden können, müssen die Orientierungen der

Bilder bekannt sein. Daher ist vor der eigentlichen Datendigitalisierung der vollständige Triangulationsprozess durchzuführen. Im Falle einer automatischen AT sind dazu alle Bilder zu scannen, für analytische Auswertungen müssen alle Bilder im Komparator eingelegt und ausgemessen werden. Für die im zweiten Schritt vorgenommene Datenerfassung werden dann die Bilder ein weiteres Mal ausgewählt und bearbeitet. Demgegenüber kann bei bekannter Orientierung sofort mit der kartografischen Datenerfassung begonnen werden. Dies ist vor allem für Anwendungen von Interesse, in denen eine hohe Aktualität gefordert ist (z.B. Fortführung von GIS-Datenbeständen) und die sich z.B. auf ein lokal sehr beschränktes Gebiet beziehen. Bevor kleine Teilbereiche innerhalb eines Blockes ausgewertet werden können, muss die großflächige Triangulation durchgeführt werden. Die Aufnahme eines großen Blockverbandes ist für räumlich beschränkte Anwendungen im Prinzip nicht notwendig und ergibt sich nur aus der Forderung der Blockgeometrie für die klassische AT. Durch die Konzentration auf die eigentlichen Interessengebiete ergeben sich Minimierungen der Flugkosten und schnellere Auswertezeiten.

- *Vollständige Automatisierung der Aerotriangulation:* Die automatische AT leidet immer noch unter einem beträchtlichen Aufwand manueller Interaktion. Etwa 50 % der Kosten entstehen durch interaktive Editierung und Kontrolle (Colomina 1999). Der manuelle Aufwand fällt in der Vorbereitung der AT und später bei der Punktübertragung an. In Gebieten, die über wenig Textur verfügen oder Verdeckungen und große Höhendiffektivitäten (z.B. Waldflächen, bebauten Flächen, Gebirge) aufweisen, kann die automatische Verknüpfungspunktmessung zu Fehlern führen bzw. nur unzureichend durchgeführt werden. Dies tritt vor allem bei der Verarbeitung von großmaßstäbigen Bildern oder Bildausschnitten auf, die fast komplett mit solchen kritischen Bereichen abgedeckt sind. Für die vielfach angewandte grauwertbasierte Punktzuordnung sind wegen des kleinen Konvergenzradius genaue Startwerte im Bereich weniger Pixel vorzugeben. Daher können sich je nach Bildmaterial selbst unter Verwendung von Bildpyramiden Probleme bei der Bestimmung der Initialwerte für die Punktzuordnung ergeben. Die Verwendung von direkt gemessenen GPS/INS-Orientierungselementen löst das Näherungswertproblem und könnte im Idealfall die Punktübertragung überflüssig machen. Durch die bekannten Orientierungen können photogrammetrische Zwangsbedingungen (Epipolareometrie) für die Steigerung der Zuverlässigkeit und Effizienz der Punktzuordnung eingeführt werden. Unter diesem Gesichtspunkt sind durch Integration der direkt gemessenen Orientierungselemente beträchtliche Aufwandreduzierungen in der Aerotriangulation möglich. Je nach Qualität des GPS/INS-Moduls wird die AT damit unter Umständen gänzlich überflüssig, bzw. durch die bereits mit hoher Genauigkeit bekannten Orientierungen ist eine vollständig automatische AT realisierbar.

Diesen Einsparungsmöglichkeiten stehen die überaus hohen Anfangsinvestitionen für GPS/INS-Module gegenüber. Für hochwertige Systeme, die vergleichbare Absolutgenauigkeiten liefern wie sie für das Applanix POS/DG-System in dieser Arbeit nachgewiesen wurden, muss mit Anschaffungskosten von etwa 200000-220000 US\$ kalkuliert werden. Obwohl davon auszugehen ist, dass sich die Zahl der Anbieter derartiger Systeme im Laufe der Zeit vergrößern und sich der Konkurrenzdruck positiv auf die Preisentwicklung auswirken wird, ist nicht damit zu rechnen, dass die Systemkosten wesentlich unter 150000 US\$ fallen, da ein großer Teil der Kosten von etwa 100000 US\$ allein von den Hardwarekosten (vor allem für das INS) verursacht wird. Die Qualität der Inertialsensoren definiert aber das maximale Genauigkeitspotenzial, daher muss dieser Betrag für höchste Genauigkeitsanforderungen einkalkuliert werden.

### 6.3 Zukünftige Rolle von GPS/INS-Modulen in der Aerophotogrammetrie

Aus dem Vergleich der systemspezifischen Charakteristika von GPS/INS-Modulen und klassischer AT oder automatischer AT lassen sich die zwei zukünftigen Einsatzfelder der direkten Georeferenzierung mittels GPS/INS-Technologie innerhalb der photogrammetrischen Produktionskette ableiten:

1. Ausschließliche Verwendung der direkten Methode zur Sensororientierung unter Verzicht auf die gängige AT (abgesehen von der Gesamtsystemkalibrierung über Kalibrierungstestgebieten).
2. Integration von GPS/INS-Modulen in einer erweiterten bzw. verallgemeinerten GPS/INS/AT-Auswertung.

Welches dieser beiden Szenarien letztendlich gewählt wird hängt von den projektspezifischen Anwendungen ab.

**Direkte Georeferenzierung durch GPS/INS-Module** Bezieht man sich auf die im einführenden Abschnitt 1.3 getroffene Zweiteilung in den Projektanforderungen, so bietet sich das Verfahren der Georeferenzierung ausschließlich durch integrierte GPS/INS-Module für alle diejenigen Anwendungen an, deren geforderte Objektraumgenauigkeiten im Bereich von etwa 1-3 Dezimetern liegen und die besondere Anforderungen an Aktualität der Daten und Flexibilität der Datenerfassung haben. Mit der direkt bestimmten Orientierung und unter Verwendung eines existierenden DGMs ist die sofortige Generierung von Orthobildern möglich. Dies gilt vor allem dann, wenn die Bilddaten bereits digital vorliegen. Damit können für sämtliche Anwendungen im Bereich der Umweltplanung und Klassifikation den Anwendern sofort georeferenzierte Daten zur Verfügung gestellt werden. Im Idealfall werden an die Nutzer überhaupt keine unentzerrten Rohbilddaten, sondern nur noch die "veredelten" Orthobilder geliefert.

Bei der direkten Georeferenzierung nur durch GPS/INS müssen allerdings Restfehler in der Gesamtsystemkalibrierung in Kauf genommen werden, da nicht davon ausgegangen werden darf, dass die im Kalibrierungsgebiet bestimmten Systemparameter fehlerfrei auf die Missionsgebiete übertragen werden können. Die in dieser Arbeit vorgenommenen empirischen Genauigkeitsuntersuchungen konnten aber zeigen, dass trotz des Einflusses derartiger Restfehler für Bildmaßstäbe  $m_b=13000$  eine Objektraumgenauigkeit von 1-2 dm in der Lage und 2-3 dm in der Höhe erzielt werden konnte. Diese Werte gelten auch für den photogrammetrisch ungünstigen Fall einer Trassenbefliegung und wurden ohne Verwendung jeglicher Passpunktinformationen erzielt. Die Objektpunktfehler werden durch die Restfehler in der Systemkalibrierung hervorgerufen, vor allem auf Grund des nicht genau bestimmten Misalignments und wegen der nicht korrigierten Restsystematiken im Bildraum. Da sich die Größe der Fehler im Wesentlichen bildmaßstabsabhängig ergibt, kann für größere Bildmaßstäbe von einer entsprechend höheren Punktgenauigkeit ausgegangen werden – unter der Voraussetzung, dass die in Abschnitt 2.1.3 gestellten Anforderungen an die Systeminstallation (u.a. Synchronisation der Sensorkomponenten, räumliche Exzentrizität) entsprechend berücksichtigt wurden. Zur Bestimmung der Fehlausrichtung zwischen INS und Kamera ist allerdings eine separate Testfeldkalibrierung notwendig. Damit ist zusätzlicher Flug- und Auswerteaufwand verbunden, der aber im Vergleich zu den signifikanten Einsparungen durch die reduzierten Anforderungen an die Bildüberdeckung während der eigentlichen Befliegungsprojekte nicht so stark ins Gewicht fällt.

Setzt man für einen Bildflug bestehend aus etwa 2500 Bildern Flugkosten in der Größenordnung von 130000 DM an (Beckschäfer 2000), so halbieren sich diese Kosten durch den Übergang auf minimale Überdeckungsverhältnisse<sup>18</sup>. zieht man nur das Einsparungspotenzial auf Grund der Reduktion im Flugaufwand in Betracht, hat sich nach etwa 15000 Bildern die Anschaffung eines qualitativ hochwertigen GPS/INS-Moduls amortisiert. Da sich aber zusätzlich zur Reduktion des Flugaufwands weitere Einsparungen in der späteren Auswertung ergeben, wird der Zeitpunkt, ab dem sich die Investition bezahlt macht, entsprechend früher erreicht. Diese Zeitspanne kann bei reduzierten Ausgaben für die GPS/INS-Ausstattung weiter verkürzt werden. Obwohl sicherlich noch Entwicklungspotenzial in der Inertialsensortechnologie vorhanden ist, ist in absehbarer Zeit nicht von deutlich sinkenden Preisen für qualitativ hochwertige GPS/INS-Module auszugehen. Daher muss die Investition in ein qualitativ hochwertiges integriertes System entsprechender Preisklasse einkalkuliert werden, um die Objektgenauigkeiten im gewünschten Genauigkeitsbereich weniger Dezimeter garantieren zu können.

**Integration der GPS/INS-Orientierungselemente in eine AT** Die Anforderungen an das GPS/INS-Modul und somit auch die Hardwarekosten können verringert werden, wenn man die Genauigkeitsanforderungen an die GPS/INS-Orientierungselemente reduziert. Die im Rahmen dieser Untersuchung nachgewiesenen Genauigkeiten wurden unter Verwendung eines qualitativ hochwertigen GPS/INS-Moduls erreicht. Das untersuchte INS verwendet herkömmliche mechanische dynamisch abgestimmte Kreisel, die über ein geringes Rauschverhalten verfügen und daher die nachgewiesenen Orientierungswinkelgenauigkeiten im Bereich von  $0.003^\circ$ - $0.006^\circ$  liefern können. Vergleicht man diese Werte mit den Genauigkeiten eines integrierten GPS/INS-Moduls, das für die Inertialkomponente ein auf faseroptischen Kreiseln basierendes System verwendet, so werden nur noch Orientierungswinkelgenauigkeiten im Bereich von  $0.01^\circ$  für  $\omega$ - und  $\varphi$ -Winkel und  $0.03^\circ$  für  $\kappa$  erzielt. Das System POS/AV 410 der Firma Applanix verwendet das Litton LN200 Inertialnavigationssystem und fällt in diese Genauigkeitskategorie (Applanix 1999). Da für die GPS-Komponente weiterhin auf eine differenzielle Phasenlösung zurückgegriffen wird und die Positionsgenauigkeit des integrierten Systems praktisch vollständig von der Qualität der GPS-Positionierung abhängt, sind für die Positionierung de facto identische Genauigkeiten möglich. Durch den Übergang von einem hochwertigen GPS/INS-Modul auf Systeme der mittleren Genauigkeitskategorie können die Investitionskosten um etwa 50000 US\$ auf ca. 150000 US\$ gesenkt werden. Dafür müssen die um etwa Faktor 3-5 niedrigeren Orientierungswinkelgenauigkeiten in Kauf genommen werden.

<sup>18</sup>Gilt nur für Monoplotting-Anwendungen, da die reduzierte Überdeckung keine stereoskopische Auswertung mehr erlaubt.

Weiterhin existieren kommerzielle Anbieter, die integrierte GPS/INS-Module im unteren Preissegment von etwa 25000 US\$ anbieten (Martin & Detrich 1997). Diese signifikante Preisreduktion wird durch die Integration eines INS basierend auf "solid state"-Sensortechnologie erzielt. Derartige Sensoren verwenden piezoelektrische Quarzkristalle, die relativ einfach produziert werden können, zur Messung der inertialen Beschleunigungen und Drehraten. Daher stehen solche INS bereits zum Preis von 10000 US\$ zur Verfügung (SystronDonner 2000). Zusätzlich werden diese low-cost Systeme häufig nur mit einem C/A-Code GPS-Empfänger gekoppelt, sodass nur Positionierungsgenauigkeiten im Bereich von 3-5 m realisierbar sind. Allerdings sind auch Integrationen mit GPS-Empfängern, die differenzielle Phasenauswertung erlauben, möglich. Für derartige Systeme konnten für flugzeuggestützte Anwendungen durch Vergleich mit hochwertigen GPS/INS-Modulen Orientierungswinkelgenauigkeiten von  $0.05^\circ$  ( $\omega, \varphi$ ) und  $0.15^\circ$  ( $\kappa$ ) nachgewiesen werden (Skaloud et al. 1997). Die Positionsgenauigkeit hängt von der gewählten GPS-Konfiguration ab. Bei differenzieller Phasenauswertung ist eine Genauigkeit von 10 cm möglich (Wolf et al. 1997).

Nach dieser exemplarischen und unvollständigen Auswahl vom am Markt verfügbaren GPS/INS-Modulen verschiedener Genauigkeitsstufen muss untersucht werden, ob der Verlust an Orientierungswinkelgenauigkeit durch die spätere Integration in einer kombinierten GPS/INS/AT-Auswertung aufgefangen werden kann. Daher wird nochmals der in Abschnitt 6.1 zitierte Bildverband bestehend aus zwei parallelen Flugstreifen ( $h_g=2000$  m) mit herkömmlicher Längs- und Querüberdeckung herangezogen. Allerdings werden im Folgenden die ursprünglich berechneten Orientierungselemente aus dem Applanix POS/DG-System (Resultat der Basislinienauswertung Stuttgart-LVA, Misalignmentbestimmung aus allen 72 Bildern des 13000er Bildverbandes) durch zusätzlich aufmodelliertes Rauschen verschlechtert. Durch passend gewählte Fehler können damit Orientierungselementgenauigkeiten für GPS/INS-Module der mittleren bzw. niedrigen Genauigkeitsklasse simuliert werden. Entsprechend dieser Zweiteilung wurden für die Berechnungen in Tabelle 31 Winkelfehler von  $0.01^\circ$  für  $\omega$ - und  $\varphi$ -Winkel und  $0.03^\circ$  für  $\kappa$  und für die Auswertungen in Tabelle 32 Fehler von  $0.05^\circ$  ( $\omega, \varphi$ ) und  $0.16^\circ$  ( $\kappa$ ) eingeführt. In den Tabellen sind analog zu den Auswertungen in Tabelle 30 die Genauigkeiten der direkten Georeferenzierung (DG) aus der ausschließlichen Verwendung der GPS/INS-Orientierungselemente und anschließend die Resultate aus der Kombination der GPS/INS-Daten mit einer AT inklusive zusätzlicher Parameter zur Misalignmentbestimmung (MA) und Selbstkalibrierung (SK) mit dem Parametersatz nach Brown angegeben.

Die Resultate bestätigen, dass die direkte Georeferenzierung unter Verwendung der GPS/INS-Orientierungen nur eine unzureichende Objektpunktbestimmung zulässt. Mit den simulierten Daten eines GPS/INS-Moduls mittlerer Genauigkeitsklasse können noch Genauigkeiten im Bereich von 4-6 dm für die Lage bzw. 8 dm für die Höhe erzielt werden. Diese Genauigkeiten sind für bestimmte Anwendungen, z.B. im Bereich der Landnutzungsklassifikation, in der Regel zu akzeptieren, ggf. ist die Flughöhe zu reduzieren. Mit den Orientierungen aus dem simulierten low-cost GPS/INS-Modul ist aus einer Flughöhe von 2000 m ü.G. jedoch keine zufriedenstellende Objektpunktbestimmung mehr möglich. Die erzielten RMS-Werte von 2-4 m (Lage) und 5 m (Höhe) sind sicherlich nur selten noch ausreichend zur Georeferenzierung von Bilddaten. Um akzeptable Werte in der Objektpunktbestimmung zu erzielen müsste daher die Flughöhe signifikant verringert werden, was sich negativ auf die erfasste Geländefläche pro Bild und damit auf die Wirtschaftlichkeit des Bildfluges auswirkt.

Signifikante Verbesserungen ergeben sich jedoch, sobald die GPS/INS-Orientierungselemente als Beobachtungen mit der korrespondierenden Genauigkeit in eine AT eingeführt werden. Durch diese Modifikation kann die Spannung zwischen Orientierungsparametern und Beobachtungen aus dem Bildraum beseitigt werden. Das  $\hat{\sigma}_0$  erreicht Werte zwischen 4-5  $\mu\text{m}$ . Die resultierende Geländegenauigkeit ist nun nur noch von den gewählten Zusatzparametern der AT zur Korrektur von Restfehlern abhängig. Je nachdem, ob nur drei Korrekturen für das fehlerhafte Misalignment, die Selbstkalibrierungsparameter oder beide Parametersätze gemeinsam berücksichtigt werden, lassen sich die Punktgenauigkeiten bei Verwendung nur eines Passpunktes in der Blockmitte deutlich auf ein Genauigkeitsniveau von 10-15 cm (RMS) steigern. Interessanterweise unterscheiden sich in den Versionen 2-4 die Genauigkeiten in Tabelle 31 praktisch nicht von den Resultaten in Tabelle 32, obwohl im ersten Fall die Orientierungselemente mit einer um den Faktor 4 höheren Genauigkeit zur Verfügung stehen. Durch die Zwangsbedingungen aus dem Bildraum können in der AT die zufälligen Fehler in den Orientierungselementen gut kompensiert werden. Ähnliche Erfahrungen wurden bereits in den Untersuchungen zur Integration von GPS-gemessenen Kameraprojektionszentren in die AT gemacht (Ackermann 1992).

Die Ergebnisse deuten darauf hin, dass durch die Integration von direkt gemessenen Orientierungselementen in eine AT die notwendigen Anforderungen an die erforderliche Genauigkeit der GPS/INS-Positions- und Winkelbestimmung beträchtlich herabgesetzt werden können. Diese Resultate sind jedoch durch praktische Testflüge zu bestätigen, in denen dann auf real gemessene Orientierungselemente von GPS/INS-Modulen entsprechender Genauigkeitskategorien zurückgegriffen werden kann. Vor allem muss in diesen Untersuchungen kontrolliert werden, ob die GPS/INS-Orientierungselemente tatsächlich nur durch zufällige Fehler verfälscht sind oder ob

Version (mittlere Genauigkeit)	Anz. PP	Anz. KP	$\hat{\sigma}_0$ [ $\mu\text{m}$ ]	$\Delta\text{Ost}$ [cm]		$\Delta\text{Nord}$ [cm]		$\Delta\text{Vertikal}$ [cm]	
				RMS	Max.	RMS	Max.	RMS	Max.
1 DG	0	131	44.8	40.1	123.9	64.6	217.1	80.5	249.6
2 DG+AT m. MA	1	130	5.08	13.3	37.1	12.2	46.0	23.6	55.2
3 DG+AT m. SK	1	130	4.55	12.1	29.4	14.2	51.7	14.9	37.4
4 DG+AT m. SK+MA	1	130	4.48	9.0	28.7	11.6	41.9	16.9	38.9

Tabelle 31: Objektpunktbestimmung mit GPS/INS-Orientierungselementen mittlerer Genauigkeit.

Version (niedrige Genauigkeit)	Anz. PP	Anz. KP	$\hat{\sigma}_0$ [ $\mu\text{m}$ ]	$\Delta\text{Ost}$ [cm]		$\Delta\text{Nord}$ [cm]		$\Delta\text{Vertikal}$ [cm]	
				RMS	Max.	RMS	Max.	RMS	Max.
1 DG	0	131	252.0	179.7	664.7	406.4	1559.8	543.3	2269.3
2 DG+AT m. MA	1	130	4.90	14.1	38.8	12.9	45.7	24.9	54.7
3 DG+AT m. SK	1	130	4.28	9.4	26.3	11.7	41.0	16.1	39.0
4 DG+AT m. SK+MA	1	130	4.28	9.3	25.2	12.2	44.9	15.5	41.3

Tabelle 32: Objektpunktbestimmung mit GPS/INS-Orientierungselementen niedriger Genauigkeit.

sie systematische Fehler aufweisen. Der abschließende Vergleich mit den Ergebnissen in Tabelle 30, deren Genauigkeiten ja auf den originalen Orientierungselementen aus der Kalman-Filterung beruhen, zeigt, dass sich die in dem integrierten Ansatz berechneten Genauigkeiten für das hochwertige GPS/INS-Modul kaum von den Werten unterscheiden, die in Tabelle 32 mit wesentlich schlechteren Orientierungselementen erzielt wurden. Den Punktgenauigkeiten aus dem hochwertigen GPS/INS-Modul von 5-9 cm (Lage) und 13 cm (Höhe) stehen im Fall des simulierten GPS/INS-Moduls niedriger Genauigkeit Werte von 9-12 cm (Lage) und 15 cm (Höhe) gegenüber. Diese Werte sind für viele Anwendungen ausreichend, zumal sie nur unter Verwendung von einem Passpunkt in der Blockmitte erzielt wurden; allerdings wird das Genauigkeitspotenzial der herkömmlichen AT nicht ganz erreicht. Um auf vergleichbare Genauigkeiten zu kommen, müssen daher zusätzliche Passpunktinformationen in dem Auswerteprozess berücksichtigt werden. Je nach Qualität der Orientierungselemente kann demnach mit einem oder einigen wenigen Passpunkten das Genauigkeitspotenzial der vergleichbaren herkömmlichen AT erzielt werden. Die Reduktion auf ein absolutes Minimum an Passpunktinformationen ist erstrebenswert.

Die bisherigen Analysen haben nur den Einfluss der unterschiedlich genauen GPS/INS-Orientierungselemente auf die abgeleiteten Objektraumkoordinaten untersucht. Für die automatische AT sind durch die bekannten Orientierungselemente zusätzlich beträchtliche Optimierungen in der Automatisierung des Auswerteprozesses möglich. Diese Optimierungen beziehen sich vor allem auf die Vorbereitung der AT und die spätere Näherungswertbeschaffung zur Punktübertragung. Durch die gemessenen Orientierungen ist die Lage der Bilder zueinander bereits definiert. Die Bilder können mit der bekannten Orientierung normalisiert werden. Die Epipolareometrie schränkt den Suchraum für potenzielle Zuordnungspartner beträchtlich ein. Letztlich wirken sich nur noch die Reliefunterschiede auf die Lage der Punkte im Bild aus. Durch die zusätzliche Verwendung eines näherungsweise bekannten DGMs lässt sich das Initialisierungsproblem der Punktübertragung vollständig lösen. Damit kann der Aufwand der Pyramidenberechnung zur Näherungswertbeschaffung deutlich reduziert werden. Durch die gegebene Orientierung liegen für die Bildzuordnung bereits gute Startwerte vor, die eine qualitativ hochwertige und vollautomatische Punktübertragung gewährleisten. Nach (Ackermann & Krzystek 1996) sind selbst die relativ ungenauen Orientierungselemente, wie sie von den oben vorgestellten low-cost GPS/INS-Modulen erwartet werden können, für eine vollständig automatisch ablaufende Aerotriangulation ausreichend.

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

**Potenzial integrierter GPS/INS-Module** Diese Ausarbeitung hat sich ausführlich mit der Qualitätsuntersuchung eines kommerziell verfügbaren GPS/INS-Moduls befasst und die unter operationellen Bedingungen durch Vergleich mit photogrammetrischen Standardverfahren erreichbaren absoluten Genauigkeiten der Objektpunktbestimmung durch direkte Georeferenzierung ermittelt. Im Hinblick auf das untersuchte GPS/INS-Modul und den verfolgten Auswertearnsatz durch einen dezentralen Kalman-Filter können die folgenden Feststellungen getroffen werden:

- Das untersuchte GPS/INS-Modul konnte unter operationellen photogrammetrischen Umgebungsbedingungen die Orientierungselemente mit einer Genauigkeit von  $\sim 10$  cm für die Position bzw.  $\sim 15''$  für die Neigungswinkel bestimmen. Damit sind für die direkte Georeferenzierung (ohne Passpunkte) Objektraumgenauigkeiten von  $8\text{--}11 \mu\text{m}$  (Lage) bzw.  $15\text{--}23 \mu\text{m}$  (Höhe) bezogen auf den Bildraum möglich. Mittlerweile konnte durch neuere Untersuchungen mit einem vergleichbaren kommerziellen GPS/INS-Modul eines anderen Herstellers dieses Genauigkeitspotenzial bestätigt werden (Cramer 2001).
- Die GPS/INS-Gesamtsystemgenauigkeit hängt wesentlich von der Qualität der Stützinformationen ab. Stehen z.B. nur die gestörten GPS-Daten einer Referenzstation zur Verfügung, kann keine hochgenaue GPS/INS-Bahnbestimmung vorgenommen werden. Gleichermaßen können Offsets hervorgerufen durch atmosphärische Effekte oder fehlerhafte Referenzstationskoordinaten nicht aufgedeckt werden.
- Die Qualität der GPS/INS-Positionierung ist von der GPS-Positionierung und damit für die Phasenauswertung von den richtig bestimmten Phasenmehrdeutigkeiten abhängig. Die Genauigkeit der GPS/INS-Orientierungswinkelbestimmung ist praktisch unabhängig von der Basislinienlänge. Die Winkel werden durch die GPS-Geschwindigkeiten gestützt, die aus der Dopplermessung gewonnen werden und daher weniger empfindlich auf Phasensprünge reagieren. Diese Resultate sind für lange Basislinien durch weitere Untersuchungen zu bestätigen.
- Durch die Integration der GPS/INS-Daten in einem dezentralen Kalman-Filter werden Fehler in der vorher separat bestimmten GPS-Trajektorie nur unzureichend eliminiert. Sprünge in der GPS-Bahn zeigen sich auch in der integrierten GPS/INS-Bahn. Durch Übergang auf alternative Ansätze wie zentrale Kalman-Filter oder adaptive Kalman-Filterung kann die GPS/INS-Datenauswertung weiter optimiert werden.
- Die nachgewiesenen Restfehler in der GPS/INS-Positions- und Neigungsbestimmung wirken sich für den untersuchten Bildmaßstab  $m_b=13000$  in etwa gleichen Teilen auf die Objektpunktbestimmung aus. Da sich aber der Einfluss der Orientierungswinkelfehler auf die Genauigkeit der Punktbestimmung in Abhängigkeit von der Flughöhe äußert, wird für größere Bildmaßstäbe und entsprechend niedrigere Flughöhen der Einfluss der Positionsfehler den Einfluss der Orientierungswinkelunsicherheiten übersteigen. Entsprechend überwiegt bei höheren Flughöhen der Einfluss der Neigungsfehler.
- Die streifenweise GPS/INS-Datenintegration in Verbindung mit einer kombinierten AT ist möglich und bietet eine Alternative für den Fall einer nicht kontinuierlichen INS-Datenaufzeichnung oder bei Unterbrechungen der Datenaufzeichnung durch Hardwaredefekte. Für alle neu entwickelten Aufnahmesysteme sollte aber von einer kontinuierlichen GPS/INS-Datenregistrierung ausgegangen werden, sodass ein derartiger streifenbasierter Ansatz in Zukunft nur in Ausnahmefällen zum Einsatz kommen wird.

**Potenzial der direkten Georeferenzierung** Die Untersuchungen konnten das hohe Genauigkeitspotenzial der direkten Orientierungsbestimmung durch GPS/INS-Module nachweisen. Damit ergeben sich bezogen auf die Einsatzfähigkeit der direkten Georeferenzierung im Rahmen der Aerophotogrammetrie die folgenden Feststellungen:

- Die Großzahl der Anwendungen mit Genauigkeitsanforderungen im Bereich einiger Dezimeter ist durch direkte Georeferenzierung ohne Passpunkte nach einer a priori Systemkalibrierung über einem separaten Kalibrierungstestfeld möglich. Damit können alle Anwendungen z.B. im Bereich Mapping, Umweltüberwachung und Klassifikation schnell und effizient erledigt werden.
- Stehen in einem Befliegungsgebiet einzelne Kontrollpunkte zur Verfügung, können systematische Fehler, die sich auf das gesamte Testgebiet auswirken und z.B. durch eine fehlerhaft angenommene Kammerkonstante verursacht werden, detektiert und entsprechend korrigiert werden. Dadurch lässt sich die Genauigkeit

und vor allen Dingen die Zuverlässigkeit der Objektpunktbestimmung durch direkte Georeferenzierung erhöhen.

- Unter optimalen Bedingungen kann über direkte Georeferenzierung das Genauigkeitspotenzial der klassischen AT erreicht werden. Demnach wird theoretisch die AT auch für hohe Genauigkeitsanforderungen vollständig durch integrierte GPS/INS-Module entsprechender Güteklaasse und direkte Georeferenzierung abgelöst.
- Für die höchsten Genauigkeitsanforderungen hat die korrekte Systemkalibrierung wesentliche Bedeutung. Dies gilt vor allem, wenn gänzlich auf eine AT verzichtet werden soll. In diesem Zusammenhang muss die Stabilität der Kammerkalibrierung, die Stabilität der Fehlausrichtung Kamera-INS und die korrekte Bestimmung der zeitlichen und räumlichen Exzentrizitäten zwischen allen beteiligten Sensorkomponenten genannt werden.
- Die korrekte Übertragung der Systemkalibrierung auf die Missionsgebiete ist fraglich. Zur Zeit ist noch nicht untersucht, wie stabil die Systemkalibrierung bleibt und ob z.B. die Interpolation zwischen einer vor und einer nach der Projektbefliegung durchgeführten Testfeldkalibrierung zulässig ist.
- Es ist daher zunächst davon auszugehen, dass in der späteren Auswertepraxis für höchste Genauigkeitsanforderungen vergleichbar einer herkömmlichen AT vermutlich nur die *in situ* Testfeldkalibrierung in einer kombinierten AT unter Einbeziehung der GPS/INS-Orientierungselemente die erforderliche Genauigkeit und vor allem Zuverlässigkeit liefert.
- Werden GPS/INS-Orientierungselemente in die AT eingeführt, können die Anforderungen an die Genauigkeit des GPS/INS-Moduls beträchtlich reduziert werden, was deutlich niedrigere Investitionskosten für das GPS/INS-Modul mit sich bringt. Im Vergleich zur AT kann die notwendige Anzahl an Passpunkten weiter reduziert werden. Man verliert dafür aber die Option, Auswertungen ganz ohne eine AT durchführen zu können.
- Bereits GPS/INS-Orientierungselemente geringerer Genauigkeit können ausreichen um die AT vollständig automatisch durchführen zu können.

Die Verwendung von GPS/INS-Modulen ist vor allem in Verbindung mit den neuen digitalen Kamerasyystemen sinnvoll. Vor dem Hintergrund, dass sich der Schwerpunkt der photogrammetrischen Auswertung von der ursprünglichen dreidimensionalen Objektrekonstruktion aus Bilddaten eher in Richtung der Dateninterpretation verlagert, gewinnen multispektrale Bilddaten zunehmend an Bedeutung. Verschiedenste Disziplinen, die im Regelfall keinen photogrammetrischen Hintergrund haben, wollen diese Bilder interpretieren und sind daher an aktuellen und vor allen Dingen bereits georeferenzierten Daten interessiert. Durch die direkt gemessenen Orientierungselemente können für solche Anwendungen bei bekanntem DGM sofort die entzerrten Bilder ausgeliefert werden. Hinsichtlich des großen prognostizierten Wachstums in diesem Anwendungsfeld erscheint dieser Punkt besonders wichtig.

**Offene Fragestellungen** Trotz sehr guter Ergebnisse der direkten Georeferenzierung mit einem integrierten GPS/INS-Modul konnte auch auf existierende Defizite hingewiesen werden. Die offenen Fragestellungen sind in weiteren Untersuchungen zu diskutieren, um die Gesamtakzeptanz der direkten Georeferenzierung zu erhöhen und eine möglichst optimale Integration von GPS/INS-Modulen für photogrammetrische Anwendungen zu entwickeln.

- Ein wesentliches Problem ist die Frage nach der Zuverlässigkeit der GPS/INS-Orientierungselemente. Wie bereits erwähnt hängt die Qualität der direkten Georeferenzierung von der Qualität der Hardwarekomponenten und der Qualität der zur Verfügung stehenden Stützinformationen ab. Während man die GPS/INS-Hardware durch regelmäßige Untersuchungen und Kalibrierungen, ähnlich der turnusmäßigen Überprüfung von photogrammetrischen Kamerasyystemen, kontrollieren kann, ist die Qualität der erfassten Daten von den jeweiligen Flugbedingungen abhängig. Daher sollten im Idealfall bereits in Echtzeit während der Befliegung Analysen der GPS/INS-Datenqualität vorgenommen werden, um sehr schnell auf unzureichend erfasste Daten reagieren zu können. Allerdings kann auf diese Weise nur die Qualität der im Flugzeug aufgezeichneten Daten kontrolliert werden; die Daten der Referenzstation stehen im Regelfall erst im Postprocessing zur Verfügung und eventuelle Fehler in den Referenzstationsdaten treten daher erst im Nachhinein auf. Diese Fehlerquelle kann durch die redundante Aufzeichnung von GPS-Daten an

verschiedenen Referenzstationen minimiert werden. Durch die Berechnung der GPS-Flugtrajektorie von mehreren parallelen GPS-Referenzstationen aus, kann die kinematische Bahnbestimmung robuster und zuverlässiger durchgeführt werden. Da vor allem die GPS/INS-Positionsgenauigkeit wesentlich durch die Qualität der GPS-Positionsbestimmung vorgegeben wird, ist eine zuverlässige und genaue Positionierung für die direkte Georeferenzierung essenziell. Vor diesem Hintergrund ist der Multistationsansatz zur kinematischen GPS-Datenauswertung vor allem in denjenigen Gebieten zu verfolgen, die bereits über ein fest installiertes Netz von Permanentstationen verfügen.

- Ein weiterer offener Punkt ist die Frage nach der Kalibrierung des Gesamtsystems bestehend aus GPS/INS-Orientierungsmodul und abbildendem Sensor. Problematisch ist dabei vor allem die Bestimmung der Misalignment-Winkel zwischen INS und Kamera, da diese nicht unmittelbar physikalisch zu beobachten sind und daher indirekt im Rahmen einer Kalibrierung durch den Vergleich mit Referenzorientierungen aus der AT ermittelt werden müssen. Da sich die Referenzwerte aber auch nur als rechnerische Werte im Rahmen einer Parameterschätzung ergeben und nicht zwangsläufig mit den physikalisch gültigen Orientierungen übereinstimmen müssen, bleibt eine gewisse Restunsicherheit in der Kalibrierung der Fehlausrichtung.
- Im Zusammenhang mit der Systemkalibrierung ist die Frage nach der Stabilität dieser Kalibrierung noch nicht hinreichend geklärt. Um die direkte Georeferenzierung effizient einsetzen zu können muss der zusätzliche Aufwand von Testfeldbefliegungen zur Gesamtsystemkalibrierung so klein wie möglich gehalten werden. Im Idealfall sollte eine einmal bestimmte Kalibrierung für mehrere Befliegungsprojekte Gültigkeit besitzen, sofern keine Veränderungen an der Systeminstallation vorgenommen werden. Allerdings konnte durch die hier analysierten Daten noch nicht untersucht werden, in welchem Maße sich Start- und Landevorgänge, stark wechselnde Flughöhen, stark unterschiedliche atmosphärische Bedingungen, lange Flugzeiten u.ä. auf die Kalibrierung auswirken. Hier besteht noch erheblicher Untersuchungsbedarf. Weiterhin muss vertiefter untersucht werden, mit welcher Genauigkeit die über einem Testfeld bestimmte Kalibrierung auf andere Befliegungsgebiete transferiert werden kann.
- Im letzten Teil der Ausarbeitung wurden die Möglichkeiten der Integration von GPS/INS-Orientierungs-elementen niedriger Genauigkeit in eine AT aufgezeigt. Diese Simulationen sind durch reale Daten zu verifizieren. Vor allen Dingen muss im Hinblick auf eine vollständig automatisch ablaufende AT noch genauer untersucht werden, an welchen Stellen sich direkt gemessene Orientierungselemente im Auswerteprozess positiv auswirken und wo sich Optimierungen erzielen lassen. Es fehlt in diesem Zusammenhang eine aussagekräftige Kosten-Nutzen-Analyse, die den zusätzlichen Aufwand für ein GPS/INS-Modul entsprechender Genauigkeit den möglichen Reduktionen im AT-Prozess gegenüber stellt. Im Zusammenhang mit einer kombinierten GPS/INS/AT-Auswertung ist über integrative Orientierungskonzepte nachzudenken, welche nicht auf die bereits prozessierten GPS/INS-Daten zugreifen, sondern alle Beobachtungen in einem Auswerteprozess optimal verarbeiten.

**Ausblick** Auch wenn die hier vorliegende Arbeit sicherlich noch nicht ausreicht um die Verwendung von GPS/INS-Modulen in der Aerophotogrammetrie abschließend zu beurteilen, so deutet das in den Untersuchungen nachgewiesene Genauigkeitspotenzial darauf hin, dass sich diesen Systemen ein großes Einsatzfeld im zukünftigen photogrammetrischen Umfeld eröffnen wird. Forciert durch die neuen digitalen Aufnahmesysteme werden GPS/INS-Module vermehrt in der photogrammetrischen Praxis auftauchen. Der Photogrammeter wird ähnlich wie bei der Einführung der GPS-Technologie im alltäglichen Arbeitsumfeld zunehmend mit GPS/INS-Technologie konfrontiert werden. Gefördert durch die kontinuierlichen Entwicklungen in der GPS/INS-Auswertung, die Entwicklung von neuen, integrierten Auswertearnsätzen und die Erfahrungen aus kommerziellen Anwendungen und internationalen Qualitätsuntersuchungen wird die direkte Georeferenzierung immer stärker akzeptiert werden. Es ist davon auszugehen, dass, vor dem Hintergrund der geänderten Bedingungen auf dem photogrammetrischen Markt der Zukunft, die direkte Georeferenzierung letztendlich gegenüber den klassischen indirekten Orientierungsverfahren die Oberhand gewinnen wird.

## Literatur

- Ackermann, F. (1992), 'Prospects of kinematic GPS for aerial triangulation', *ITC Journal* **1992**(4), 326–338.
- Ackermann, F. (1996), Experimental tests on fast ambiguity solutions for airborne kinematic GPS positioning, in: K. Kraus & P. Waldhäusl, Hrsg., 'IAPRS', Vol. XXXI/B6, ISPRS, Vienna, Austria, Seiten S7–S9.
- Ackermann, F. & Krzystek, P. (1996), 'Complete automation of digital aerial triangulation', *Photogrammetric Record* **15**(89), 625–656.
- Albertz, J. (1991), *Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern*, Wissenschaftliche Buchgesellschaft, Darmstadt.
- Albertz, J. & Kreiling, W. (1975), *Photogrammetrisches Taschenbuch*, 2 edn, Wichmann, Karlsruhe.
- Applanix (1997), 'POSProc Version 2.1 – User manual'.
- Applanix (1999), 'Product Informations - POS/AV, POS/DG'.
- Beckschäfer, M. (1995), Digitale Photogrammetrie im praktischen Einsatz, in: D. Fritsch & D. Hobbs, Hrsg., 'Photogrammetric Week '95', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 243–251.
- Beckschäfer, M. (2000), Persönliche Korrespondenz.
- Beutler, G., Gurtner, W., Rothacher, M., Wild, U. & Frei, E. (1990), Relativ static positioning with the global positioning system: Basic technical considerations, in: Y. Bock & N. Leppard, Hrsg., 'Global Positioning System: An Overview', Springer, New York, Seiten 1–23.
- Bierman, G. J. (1973), 'Fixed interval smoothing with discrete measurements', *International Journal of Control* **18**(1), 65–75.
- Britting, K. R. (1971), *Inertial Navigation System analysis*, Wiley-Interscience, New York.
- Bronstein, I. & Semendjajew, K. (1987), *Taschenbuch der Mathematik*, 23 edn, Harri Deutsch, Frankfurt/M.
- Brown, D. C. (1971), 'Close-range camera calibration', *Photogrammetric Engineering* **37**(8), 855–866.
- Brown, R. G. & Hwang, P. Y. C. (1992), *Introduction to random signals and applied Kalman filtering*, John Wiley and Sons, New York.
- Bryson, A. E. & Ho, Y.-C. (1975), *Applied Optimal Control*, John Wiley & Sons, New York.
- Burman, H. (1999), Using GPS and INS for orientation of aerial photography, in: 'Proc. ISPRS Workshop WG III.1', Barcelona, Seiten 148–157.
- Cannon, E. (1994), The Use of GPS for GIS georeferencing: status and applications, in: 'Proc. ISPRS Congress Comm. IV', Ottawa, Seiten 163–172.
- Caspar, W., Hein, G. & Schödelbauer, A. (1986), Beiträge zur Inertialgeodäsie, Schriftenreihe Studiengang Vermessungswesen Heft 22, Universität der Bundeswehr München.
- Colomina, I. (1999), T.O.P. concepts for sensor orientation, in: 'Proc. ISPRS Workshop WG III.1', Barcelona, Seiten 182–196.
- Cramer, M. (1995), An accuracy investigation for airborne kinematic attitude determination with GPS for sensor orientation, in: 'Proc. International Workshop on High Precision Navigation', SFB Hochgenaue Navigation, Dümmeler Verlag, Bonn, Seiten 117–125.
- Cramer, M. (2001), On the use of direct georeferencing in airborne photogrammetry, in: 'Proc. 3rd International Symposium on Mobile Mapping Technology', Cairo, Egypt, Seite (digital).
- Cramer, M., Stallmann, D. & Haala, N. (1997), High precision georeferencing using GPS/INS and image matching, in: 'Proc. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS97', Seiten 453–462.
- Cramer, M., Stallmann, D. & Haala, N. (2000), Direct georeferencing using GPS/inertial exterior orientation for photogrammetric applications, in *IAPRS (ISP 2000)*, Seiten 198–205.
- Dambeck, J. (1999), *Diagnose und Therapie geodätischer Trägheitsnavigationssysteme*, Vol. 1999.3, Schriftenreihe der Institute des Studiengangs Geodäsie und Geoinformatik.
- Dierendonck, A., Russel, S. S., Kopitzke, E. R. & Birnbaum, M. (1980), The GPS navigation message, in: P. M. Janiczek, Hrsg., 'Global Positioning System', Institute of Navigation, Washington, Seiten 55–73.
- Dold, C. (2000), Direkte Georeferenzierung für photogrammetrische Anwendungen, Studienarbeit (unveröffentlicht), Universität Stuttgart, FB Geodäsie und Geoinformatik.
- Dörstel, C. (1999), Perspectives for aerial triangulation offered by Z/I Imaging, in: D. Fritsch & R. Spiller, Hrsg., 'Photogrammetric Week '99', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 205–210.
- Ebner, H. (1976), Self-calibrating block adjustment, in: 'Congress of the International Society of Photogrammetry, Invited Paper of Commission III, Helsinki', Schriftenreihe des Instituts für Photogrammetrie der Universität Stuttgart, Heft 3, Seiten 15–33.
- El-Mowafy, A. (1994), Kinematic attitude determination from GPS, UCGE Report 20074, PhD Thesis, University of Calgary, Canada.
- Fraser, D. & Potter, J. E. (1969), 'The optimum linear smoother as a combination of two optimum linear filters', *IEEE Transactions on Automatic Control* **AC-14**(4), 387–390.
- Fricker, P., Sandau, R. & Walker, A. (1999), LH Systems Airborne Digital Sensor - a new forward looking approach, in: 'Presentation given at ISPRS Workshop WG III.1 on "Direct versus indirect methods of sensor orientation"', Barcelona. 10 Seiten.
- Frieb, P. (1990), *Kinematische Positionsbestimmung für die Aerotriangulation mit dem NAVSTAR/Global Positioning System*, Vol. C359, Deutsche Geodätische Kommission, München.
- Gelb, A. (1974), *Applied optimal estimation*, The MIT Press, Cambridge, Massachusetts.
- Gibson, J. R. (1994), 'Photogrammetric calibration of a digital electro-optical stereo imaging system', *Geomatica* **48**(2), 95–109.

- Glenne, C. (1999), An analysis of airborne gravity by strap-down INS/DGPS, UCGE Report 20125, Ph.D. Thesis, University of Calgary, Canada.
- Grün, A. (1978), 'Accuracy, reliability and statistics of in close-range photogrammetry', Inter-Congress Symposium of the International Society of Photogrammetry, Commission V, Stockholm, Sweden.
- Grün, A., Cocard, M. & Kahle, H.-G. (1993), 'Photogrammetry and kinematic GPS: Results of a high accuracy test', *PE/Rs - Photogrammetric Engineering and Remote Sensing* **59**(11), 1643–1650.
- Hahn, M., Stallmann, D., Stätter, C. & Müller, F. (1996), The DPA sensor system for topographic and thematic mapping, in: 'Proc. ISPRS Congress Comm. II', Wien, Seiten 141–147.
- Han, S. & Rizos, C. (1997), 'Comparing GPS ambiguity resolution techniques', *GPS World* **8**(10), 54–61.
- Hankemeier, P. (1997), 'SAPOS der Satellitenpositionierungsdienst der deutschen Landesvermessung', *Allgemeine Vermessungsnachrichten - AVN* **7**, 237–242.
- Hatch, R. (1990), Instantaneous ambiguity resolution, in: 'Proc. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS90', Vol. 5, Springer, Seiten 299–308.
- Haumann, D. (1995), Practical experiences with digital aerotriangulation, in: D. Fritsch & D. Hobbie, Hrsg., 'Photogrammetric Week '95', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 235–241.
- Heier, H. (1999), Applications and market for digital airborne cameras, in: D. Fritsch & R. Spiller, Hrsg., 'Photogrammetric Week '99', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 43–49.
- Heinze, O. (1996), *Aufbau eines operablen inertialen Vermessungssystems zur online Verarbeitung in der Geodäsie auf Basis eines kommerziellen strap-down Inertialsystems*, Vol. Nr. 459, Deutsche Geodätische Kommission, Reihe C, München.
- Heipke, C. (1999), Automatic aerial triangulation: results of the OEEPE-ISPRS test and current developments, in: D. Fritsch & R. Spiller, Hrsg., 'Photogrammetric Week '99', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 177–191.
- Hinz, A., Dörstel, C. & Heier, H. (2000), Digital Modular Camera - System concept and data processing workflow, in *IAPRS* (ISP 2000), Seiten 164–171.
- Hofmann, O. (1974), Studie über voll-elektronische Satelliten-Aufnahme-Systeme im sichtbaren und nahen Infrarottbereich, Studie (2 Bände), Messerschmidt-Bölkow-Blohm GmbH.
- Hofmann, O., Kaltenecker, A. & Müller, F. (1993), Das flugzeuggestützte, digitale Dreizeilenaufnahme- und Auswertesystem DPA – erste Erprobungsergebnisse, in: D. Fritsch & D. Hobbie, Hrsg., 'Photogrammetric Week '93', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 97–107.
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H. & Collins, J. (1992), *Global Positioning System: Theory and practice*, Springer, Wien.
- Hutton, J. (1999), Persönliche Korrespondenz.
- ISP (2000), *IAPRS*, Vol. XXXII/B, Amsterdam, The Netherlands.
- Kersten, T. (1999), Digital aerial triangulation in production - experiences with block Switzerland, in: D. Fritsch & R. Spiller, Hrsg., 'Photogrammetric Week '99', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 193–204.
- Kraus, K. (1990), *Photogrammetrie I*, Dümmler Verlag, Bonn.
- Krzystek, P., Heuchel, T., Hirt, U. & Petran, F. (1995), A new concept for automatic digital aerial triangulation, in: D. Fritsch & D. Hobbie, Hrsg., 'Photogrammetric Week '95', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 215–223.
- Landau, H. & Euler, H.-J. (1992), On-the-fly ambiguity resolution for precise differential positioning, in: 'Proc. of the ION GPS-92', The Institute of Navigation, Alexandria, USA, Seiten 607–613.
- Lawrence, A. (1993), *Modern inertial technology*, Springer, New York.
- Lee, J. O. (1996), *Untersuchungen von Verfahren zur kombinierten Aerotriangulation mittels integriertem GPS/INS*, Vol. Nr. 220, Wissenschaftliche Arbeiten der Fachrichtung Vermessungswesen, Hannover.
- Lofström, K. (1933), 'Luftbildmessung in Finnland', *Bildmessung und Luftbildwesen BuL* **8**(2), 86–88.
- Lu, G. (1995), Developement of a GPS multi-antenna system for attitude determination, UCGE Report 20073, University of Calgary, Canada.
- Marel, H. (2000), 'US discontinue intentional degrading of GPS', *GIM - International* **14**(6), 51–53.
- Martin, M. & Detrich, B. (1997), C-MIGITS II Design and performance, in: 'Proc. of the ION GPS-97', The Institute of Navigation, Kansas City, 5 Seiten.
- Mohamed, A. (1999), Optimizing the estimation procedure in INS/GPS integration for kinematic applications, UCGE Report 20127, Ph.D. Thesis, University of Calgary, Canada.
- Moritz, H. (1988), 'Geodetic Reference System 1980', *Bulletin Géodésique* **62**(3), 348–358.
- Müller, F. (1991), *Photogrammetrische Punktbestimmung mit Bilddaten digitaler Dreizeilenkameras*, Vol. C372, Deutsche Geodätische Kommission, München.
- Sabins, F. (1987), *Remote sensing – Principles and interpretation*, 2 edn, Freeman and Company, New York.
- Sandau, R., Braunecker, B., Driescher, H., Eckhardt, A., Hilbert, S., Hutton, J., Kirchhofer, W., Lithopoulos, E., Reulke, R. & Wicki, S. (2000), Design principles of the LH Systems ADS40 airborne digital sensor, in *IAPRS* (ISP 2000), Seiten 258–265.
- Sandau, R. & Eckert, A. (1996), The stereo camera family WAOS/WAAC for spaceborne/airborne applications, in: 'International Archives for Photogrammetry and Remote Sensing', Vol. 31, Seiten 170–175.
- Savage, P. (1978), Strapdown sensor systems, in: 'AGARD Lecture Series', Vol. 95, Seiten 3.1–3.30.

- Schade, H., Cannon, E. & Lachapelle, G. (1993), 'An accuracy analysis of airborne kinematic attitude determination with the NAVSTAR / Global Positioning System', *Zeitschrift für Satellitengestützte Positionierung und Kommunikation - SPN* **2**(3), 90–95.
- Schaible, T. (2000), Optimierung der INS-Datenauswertung, Diplomarbeit (unveröffentlicht), Universität Stuttgart, FB Geodäsie und Geoinformatik.
- Schenk, T. (1997), 'Towards automatic aerial triangulation', *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing* **52**, 110–121.
- Schenk, T. (1999a), A broader view on the orientation problem, in: 'Presentation given at ISPRS Workshop WG III.1 on "Direct versus indirect methods of sensor orientation"', Barcelona, 5 Seiten.
- Schenk, T. (1999b), *Digital photogrammetry*, Vol. I, TerraScience, Laurelville, Ohio, USA.
- Scherzinger, B. (1994), Inertial navigator error models for large heading uncertainty, in: 'Proc. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS94', Seiten 121–131.
- Scherzinger, B. (1997), A Position and Orientation post-processing Software package for inertial/GPS integration (PosPROC, in: 'Proc. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS97', Seiten 197–204.
- Schiele, O. (1997), Genauigkeitsuntersuchung zur kinematischen GPS Positionierung in der Luftbildphotogrammetrie, Diplomarbeit (unveröffentlicht), Universität Stuttgart, FB Geodäsie und Geoinformatik.
- Schröck, K. (1977), *Anwendungen der Kalman-Filter-Technik*, Oldenburg Verlag, München, Wien.
- Schröder, D. (1992), *Genauigkeitsanalyse inertialer Vermessungssysteme mit fahrzeugfesten Sensoren*, Vol. C391, Deutsche Geodätische Kommission, München.
- Schwarz, K.-P. (1995), Integrated airborne navigation systems for photogrammetry, in: D. Fritsch & D. Hobbie, Hrsg., 'Photogrammetric Week '95', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 139–153.
- Schwarz, K.-P., Cannon, M. & Wong, R. (1989), 'A comparison of GPS kinematic models for the determination of position and velocity along a trajectory', *Manuscripta Geodaetica* **14**, 345–353.
- Schwarz, K.-P., Chapman, M., Cannon, E., Gong, P. & Co-sandier, D. (1994), A precise positioning/attitude system in support of airborne remote sensing, in: 'Proc. ISPRS Meeting Comm. II', Ottawa, Seiten 191–201.
- Schwarz, K.-P., Chapman, M., Cannon, E. & Gong, P. (1993), An integrated INS/GPS approach to the georeferencing of remotely sensed data, in: 'Photogrammetric Engineering & Remote Sensing', Vol. 59, Seiten 1667–1674.
- Schwarz, K.-P. & Wei, M. (1990), 'Efficient numerical formulas for the computation of gravity using an cartesian frame', *Manuscripta Geodaetica* **15**, 228–234.
- Schwarz, K.-P. & Wei, M. (1994), Inertial surveying and INS/GPS integration, Lecture Notes, University of Calgary, Canada.
- Schwidelsky, K. & Ackermann, F. (1976), *Photogrammetrie: Grundlagen, Verfahren, Anwendungen*, B. G. Teubner, Stuttgart.
- Skaloud, J. (1995), Strapdown INS orientation accuracy with GPS aiding, UCSE Report 20079, Master Thesis, University of Calgary, Canada.
- Skaloud, J. (1999), Optimizing georeferencing of airborne survey systems by INS/DGPS, UCSE Report 20126, Ph.D. Thesis, University of Calgary, Canada.
- Skaloud, J., Cramer, M. & Schwarz, K.-P. (1996), Exterior orientation without ground control, in: 'Proc. ISPRS Congress Comm. III', Wien, Seiten 125–130.
- Skaloud, J. & Schwarz, K.-P. (1998), Accurate orientation for airborne mapping systems, in: 'Proc. ISPRS Congress Comm. II', Cambridge, Seiten 283–290.
- Skaloud, J., Li, Y. & Schwarz, K.-P. (1997), Airborne testing of a C-MIGITS - low-cost integrated GPS/INS, in: 'Proc. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS97', Seiten 161–165.
- Spilker jr., J. J. (1980), GPS signal structure and performance characteristics, in: P. M. Janiczek, Hrsg., 'Global Positioning System', Institute of Navigation, Washington, Seiten 29–54.
- Sun, H. (1994), GPS/INS integration for airborne applications, UCSE Report 20069, Master Thesis, University of Calgary, Canada.
- SystronDonner (2000), 'Product Information', <http://www.systron.com>.
- Tiberius, C., Teunissen, P. & de Jonge, P. (1997), Kinematic GPS: Performance and quality control, in: 'Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS97', Banff, Canada, Seiten 289–300.
- Toth, C. (1999), Experiences with frame CCD arrays and direct georeferencing, in: D. Fritsch & R. Spiller, Hrsg., 'Photogrammetric Week '99', Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg, Seiten 95–107.
- Wei, M. & Schwarz, K.-P. (1990a), 'A strap-down inertial algorithm using an earth-fixed cartesian frame', *Navigation* **37**(2), 153–167.
- Wei, M. & Schwarz, K.-P. (1990b), Testing a decentralized filter for GPS/INS integration, in: 'Proceedings of the IEEE PLANS', Las Vegas, USA, Seiten 429–435.
- Wells (ed.), D. E. (1987), *Guide to GPS positioning*, Canadian GPS Associates, Fredericton, New Brunswick, Canada.
- Wewel, F., Scholten, F., Neukum, G. & Albertz, J. (1998), 'Digitale Luftbildaufnahme mit der HRSC - Ein Schritt in die Zukunft der Photogrammetrie', *Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation - PFG* **6**, 337–348.
- Wolf, R., Eisfeller, B. & Hein, G. (1997), A Kalman filter for the integration of a low cost INS and an attitude GPS, in: 'Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS97', Banff, Canada, Seiten 143–159.
- Wong, R. V. C. (1988), Developement of a RLG strapdown inertial survey system, UCSE Report 20037, PhD Thesis, University of Calgary, Canada.

## Anhang

### A Koordinatensysteme

Die gewählten Bezeichnungen der Koordinatensysteme lehnen sich an die englische Nomenklatur an. Als Bezugssystem für die erdbezogenen Koordinatensysteme wird das WGS84 verwendet. Die verschiedenen Systeme sind zusätzlich in der Abbildung 60 skizziert.

- Inertiales System  $i$  (“operational inertial”):

Koordinatensystem, welches im Rahmen der Messgenauigkeit von Navigationssystemen frei von Rotationen und Beschleunigungen ist (quasi-inertial). Der Nullpunkt ist im Massenmittelpunkt der Erde fixiert,

- $X_i$ -Achse zeigt zum Frühlingspunkt,
- $Y_i$ -Achse vervollständigt ein Rechtssystem,
- $Z_i$ -Achse parallel zur mittleren Rotationsachse der Erde.

- Erdfestes geozentrisches System  $e$  (“earth fixed”):

Koordinatensystem, welches fest mit dem Erdkörper verbunden ist und seinen Nullpunkt, wie das inertiale System, im Massenmittelpunkt der Erde hat.

- $X_e$ -Achse Richtung Schnittpunkt Nullmeridian durch Greenwich mit Äquatorebene,
- $Y_e$ -Achse vervollständigt Rechtssystem,
- $Z_e$ -Achse parallel zur mittleren Erdrotationsachse.

- Lokales topozentrisches System  $l$  (“local level”):

Der Ursprung dieses Systems liegt im Topozentrum. Es definiert das klassische Navigationssystem für Inertialnavigationsanwendungen und bewegt sich wegen des entsprechend gewählten Ursprungs auf Grund der Eigenbewegung des Trägers.

- $X_l$ -Achse Richtung Osten (Tangente des Breitenkreises),
- $Y_l$ -Achse Richtung geodätisch Nord (Richtung des Meridians),
- $Z_l$ -Achse vervollständigt Rechtssystem, verläuft parallel zur Ellipsoidnormalen.

- Gerätespezifisches System  $b$  (“body”):

Orthogonales System, welches sich von den sensitiven Achsen nur durch kleine Abweichungen auf Grund Nichtorthogonalität unterscheidet. Ebenfalls diesen gerätespezifischen Systemen zuzuordnen ist das Bildkoordinatensystem  $p$  für abbildenden Sensoren. Der Ursprung des  $b$ -Systems liegt bei Inertialnavigationsystemen im Schnittpunkt der Sensorachsen, für abbildende Sensoren im Ursprung des Bildkoordinatensystems (Kameraprojektionszentrum).

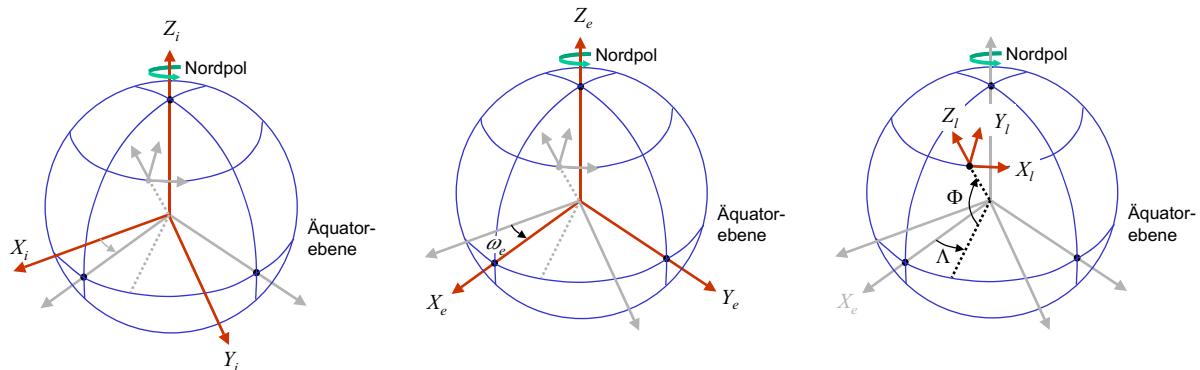


Abbildung 60: Definition der verschiedenen Bezugssysteme (inertiales System (links), geozentrisches System (Mitte), lokales System (rechts)).

Der Übergang zwischen den zuvor definierten Bezugssystemen kann nach den im Folgenden angegebenen Beziehungen vorgenommen werden:

- Übergang Inertiales System  $i \Leftrightarrow$  Geozentrisches System  $e$

Beide Koordinatensysteme sind im gleichen Ursprung gelagert. Sie unterscheiden sich nur um eine Drehung längs der gemeinsamen Z-Achse. Die Drehgeschwindigkeit  $\omega_{ie}$  mit der sich beide Systeme gegeneinander bewegen entspricht der Erddrehrate  $\omega_{ie} = \omega_e = 4.17 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ/\text{s}$ . Die Transformationsmatrix  $\mathbf{R}_e^i$  ergibt sich demnach wie folgt:

$$\mathbf{R}_e^i = \begin{bmatrix} \cos \omega_e t & -\sin \omega_e t & 0 \\ \sin \omega_e t & \cos \omega_e t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (71)$$

- Übergang Geozentrisches System  $e \Leftrightarrow$  Lokales System  $l$

Die Beziehung zwischen den Koordinatensystemen ist abhängig von der Bewegung des Sensors auf der Erdoberfläche. Das lokale topozentrische  $l$ -System bewegt sich mit dem Sensor über die Erdoberfläche hinweg. Der Drehgeschwindigkeitsvektor zwischen  $e$ - und  $l$ -System ergibt sich zu  $\boldsymbol{\omega}_{el}^l = (-\dot{\Phi}, \dot{\Lambda} \cos \Phi, \dot{\Lambda} \sin \Phi)^T$  bzw. zu  $\boldsymbol{\omega}_{el}^e = (\dot{\Phi} \sin \Lambda, -\dot{\Phi} \cos \Lambda, \dot{\Lambda})^T$ .  $\Lambda, \Phi$  bezeichnen die aktuellen geografischen Koordinaten des Sensors,  $\dot{\Lambda}, \dot{\Phi}$  geben die Änderung der Position an. Ist die momentane Position bekannt, kann die Transformationsmatrix  $\mathbf{R}_l^e$  wie folgt bestimmt werden:

$$\mathbf{R}_l^e = \begin{bmatrix} -\sin \Lambda & -\sin \Phi \cos \Lambda & \cos \Phi \cos \Lambda \\ \cos \Lambda & -\sin \Phi \sin \Lambda & \cos \Phi \sin \Lambda \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \end{bmatrix} \quad (72)$$

- Übergang Lokales System  $l \Leftrightarrow$  Körperbezogenes System  $b$

Aus der Transformationsmatrix, die den Übergang vom Körpersystem in das lokale topozentrische Koordinatensystem herstellt, werden die Navigationswinkel abgeleitet. Je nach gewählter Art der Parametrisierung dieser Matrix kann die  $\mathbf{R}_b^l$  Matrix verschieden aussehen. Vielfach wird eine Parametrisierung mit den Navigationswinkeln Roll-  $r$ , Nick-  $p$  und Kurswinkel  $y$  wie folgt vorgenommen:  $\mathbf{R}_b^l = \mathbf{R}_2(r) \cdot \mathbf{R}_1(p) \cdot \mathbf{R}_3(y)$ . Die entsprechende Matrix ist in (73) gegeben.

$$\mathbf{R}_b^l = \begin{bmatrix} \cos y \cos r - \sin y \sin p \sin r & -\sin y \cos p & \cos y \sin r + \sin y \sin p \cos r \\ \sin y \cos r + \cos y \sin p \sin r & \cos y \cos p & \sin y \sin r - \cos y \sin p \sin r \\ -\cos p \sin r & \sin p & \cos p \cos r \end{bmatrix} \quad (73)$$

Eine alternative Parametrisierung mittels Eulerwinkeln ergibt die auf Seite 32 in (33) angegebene Transformation.

## B Resultate der GPS/INS-Integration

Die folgenden Abbildungen zeigen die Resultate der GPS/INS-Integration für den Testflug Vaihingen/Enz. Die Berechnungen wurden mit der PosProc-Software, Version 2.1.2 durchgeführt (siehe Abschnitt 4.4.3). Von den insgesamt sieben unterschiedlichen Basislinienauswertungen sind die Ergebnisse der Stationen Vaihingen (V), Stuttgart-LVA (S2), Frankfurt (F), München (M), Bonn (B) und Hannover (H) dargestellt, um evtl. entfernungsabhängige Effekte nachweisen zu können. Da die Station Stuttgart-Uni (S1) praktisch in der gleichen Entfernung vom Testgebiet liegt wie die Station S2, wurde an dieser Stelle auf eine grafische Darstellung verzichtet.

Im Einzelnen sind in den Abbildungen die folgenden geschätzten Zustandsgrößen nach Kalman-Filterung und anschließender Glättung gegeben:

- Fehler in der Positionsbestimmung (Abbildungen 61-66, Seite 111), gegeben im lokalen, topozentrischen Koordinatensystem  $l$
- Fehler in der Geschwindigkeitsbestimmung (Abbildungen 67-72, Seite 112), gegeben im lokalen, topozentrischen Koordinatensystem  $l$
- Fehler in der Neigungsbestimmung (Abbildungen 73-78, Seite 113), bezogen auf  $r, p, y$
- Beschleunigungsmesserdrift (Abbildungen 79-84, Seite 114), bezogen auf INS-Körpersystem  $b$
- Kreiseldrift (Abbildungen 85-90, Seite 115), bezogen auf INS-Körpersystem  $b$
- Drift der Skalenfaktoren der Beschleunigungsmesser (Abbildungen 91-96, Seite 116), bezogen auf INS-Körpersystem  $b$
- Drift der Skalenfaktoren der Kreisel (Abbildungen 97-102, Seite 117), bezogen auf INS-Körpersystem  $b$

Die geschätzten konstanten Größen (konstante Kreiseloffsets) finden sich in der Tabelle 33. Die Werte beziehen sich auf das INS-Körpersystem  $b$ .

Station	Kreiseloffset [°/h]		
	X	Y	Z
V	1.9843	1.8900	-0.2519
S1	1.9599	1.7951	-0.2791
S2	1.9596	1.7946	-0.2785
F	1.9601	1.7944	-0.2778
M	1.9597	1.7937	-0.2777
B	1.9603	1.7942	-0.2749
H	1.9607	1.7944	-0.2774

Tabelle 33: Geschätzte Kreiseloffsets (konstant)

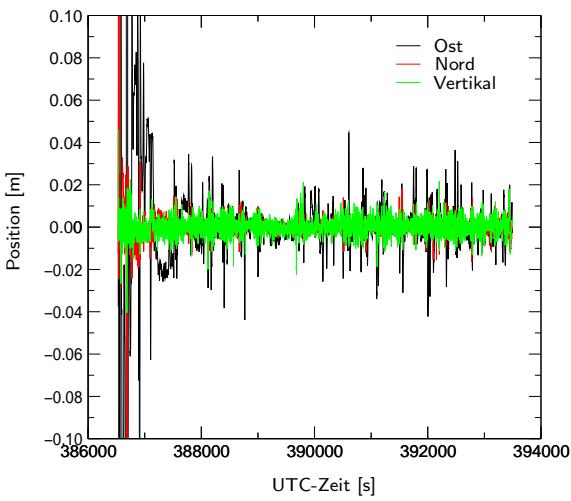


Abbildung 61: Positionsfehler V.

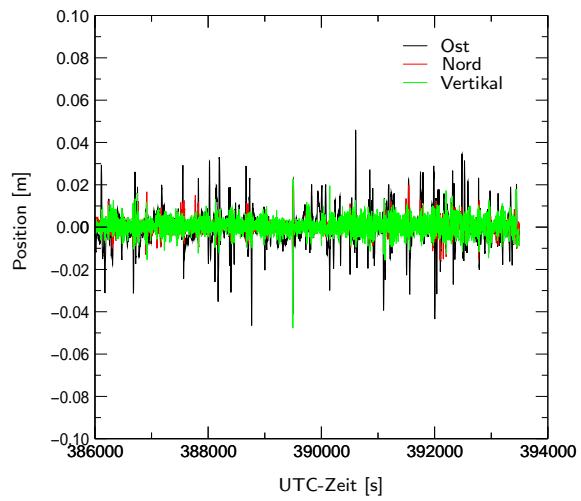


Abbildung 62: Positionsfehler S2.

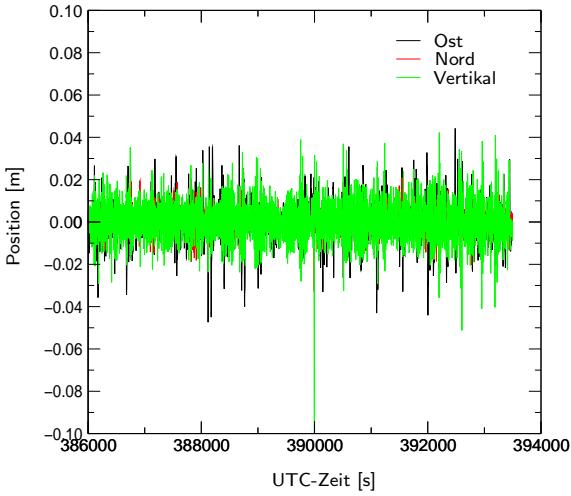


Abbildung 63: Positionsfehler F.

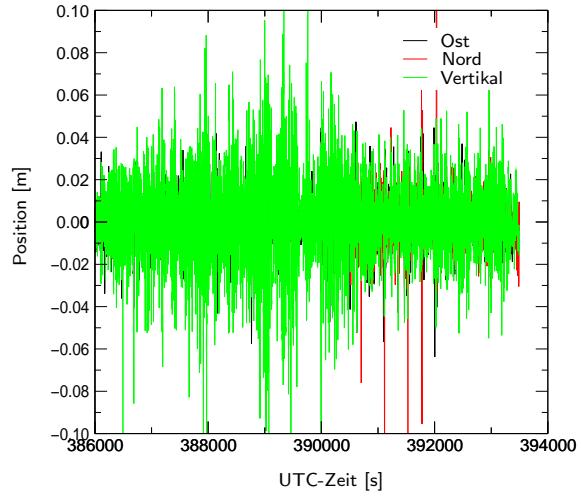


Abbildung 64: Positionsfehler M.

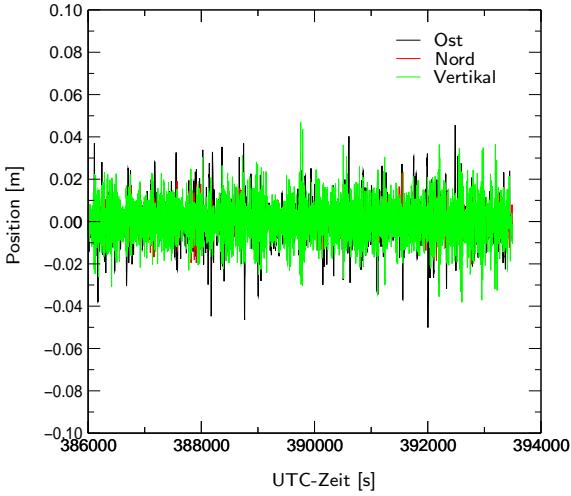


Abbildung 65: Positionsfehler B.

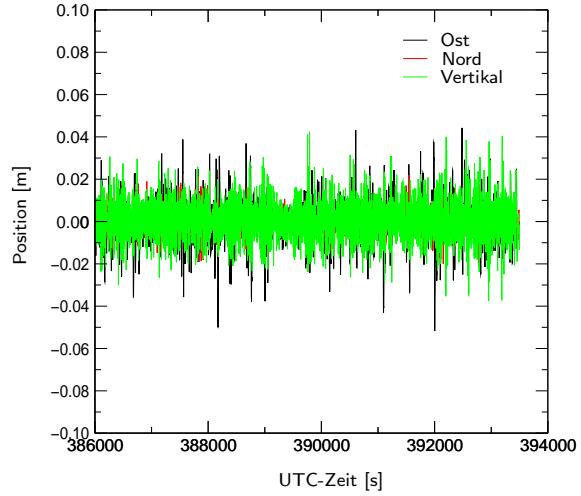
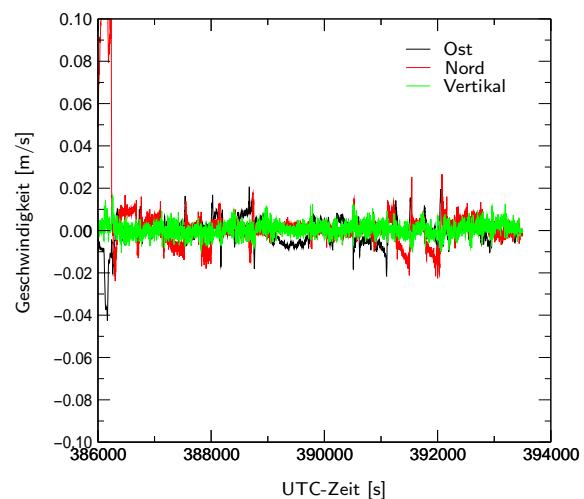
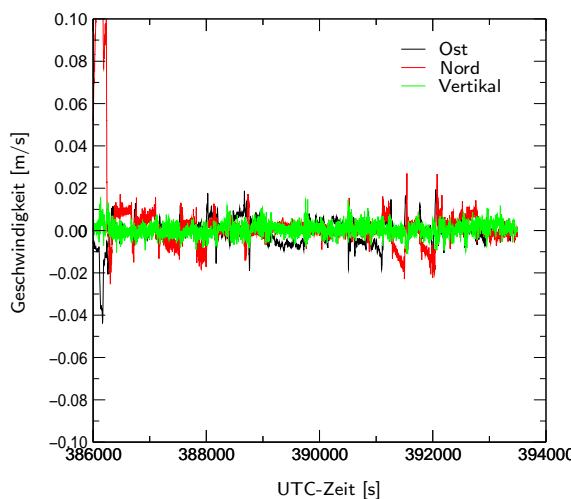
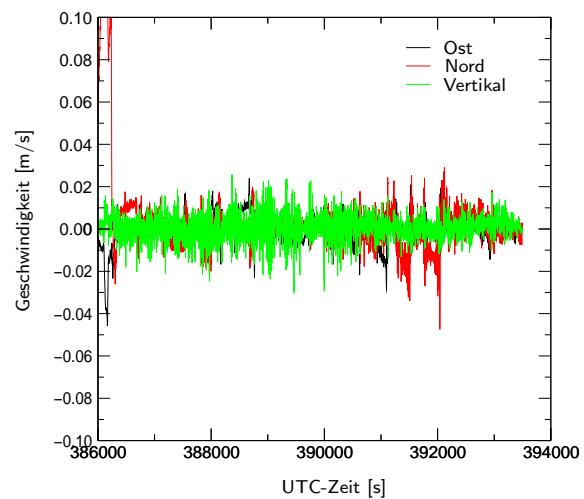
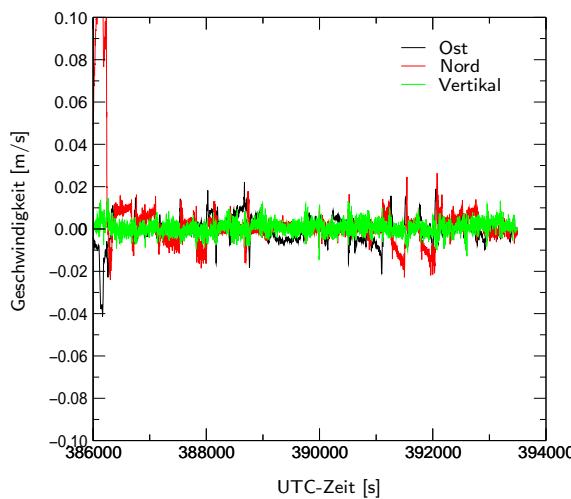
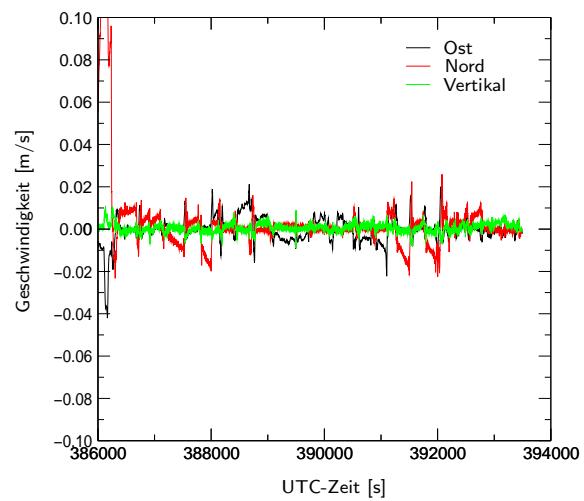
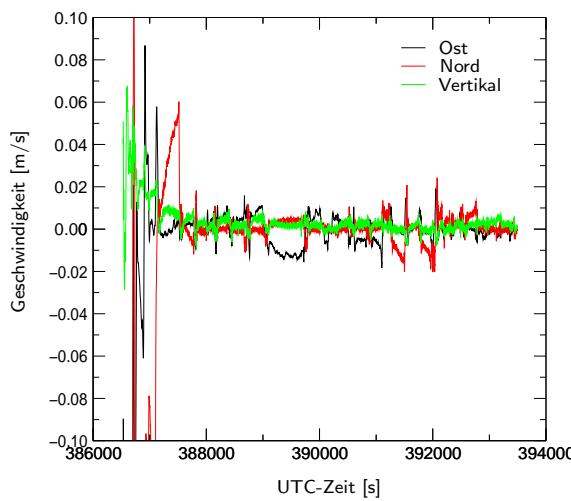


Abbildung 66: Positionsfehler H.



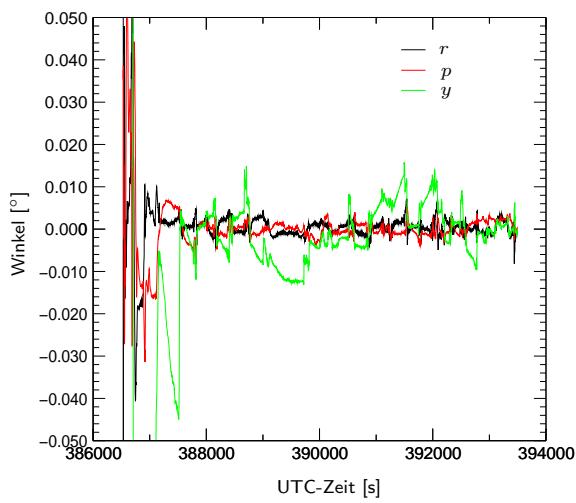


Abbildung 73: Neigungsfehler V.

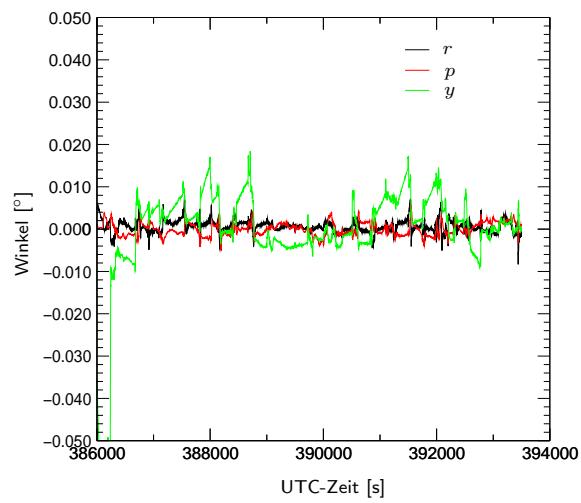


Abbildung 74: Neigungsfehler S2.

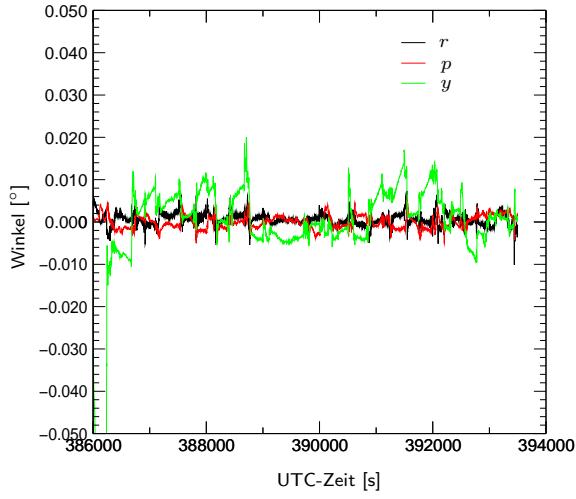


Abbildung 75: Neigungsfehler F.

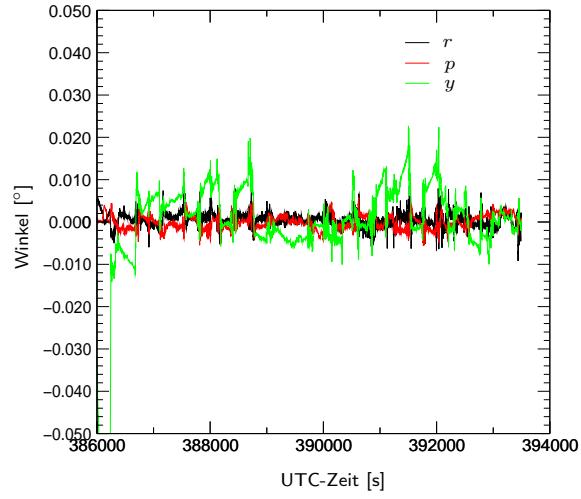


Abbildung 76: Neigungsfehler M.

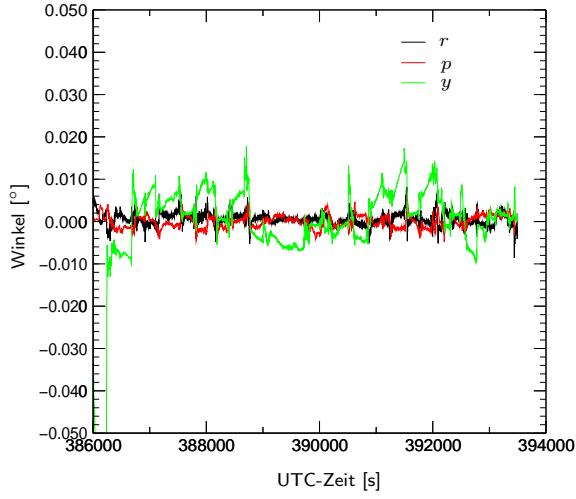


Abbildung 77: Neigungsfehler B.

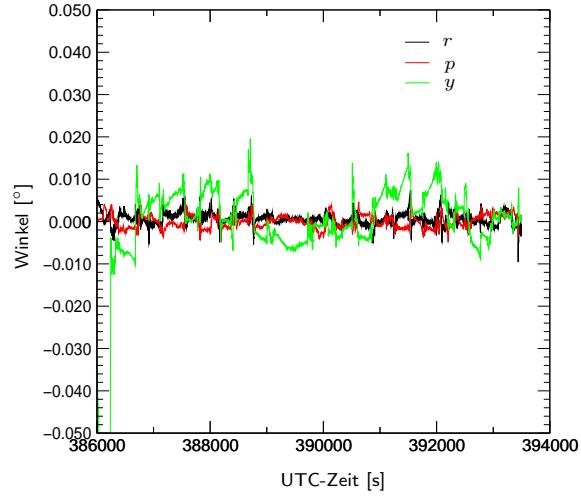
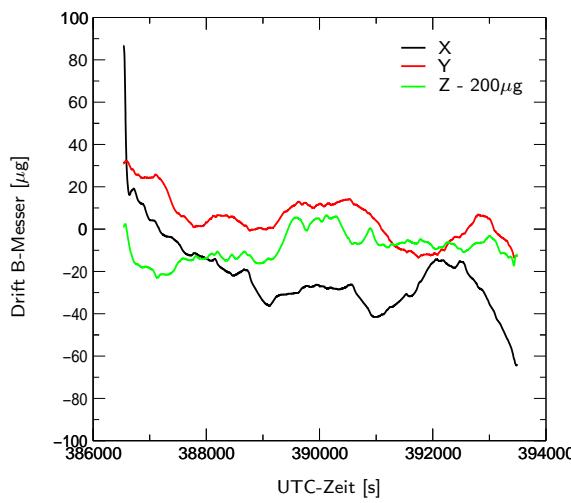
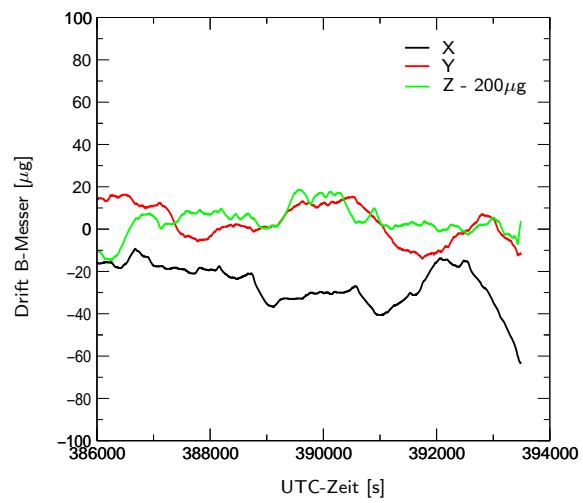
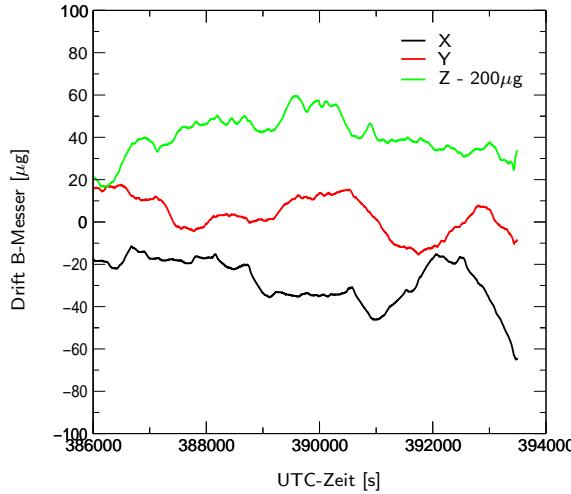
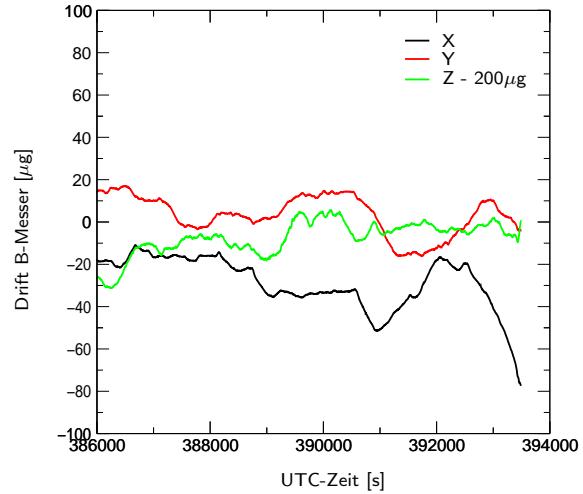
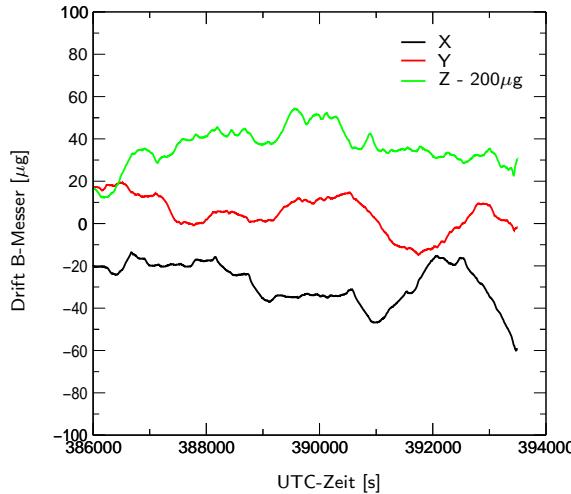
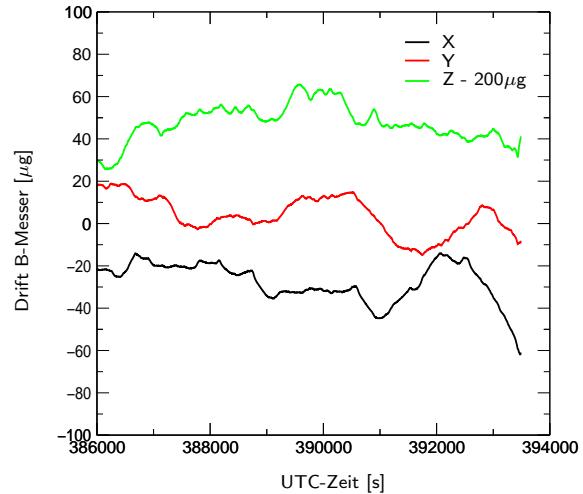
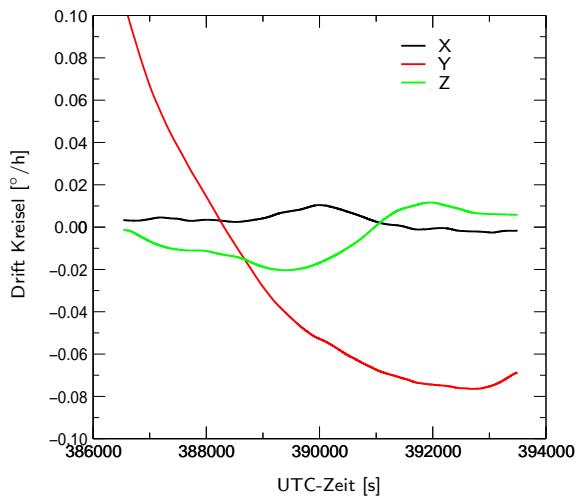
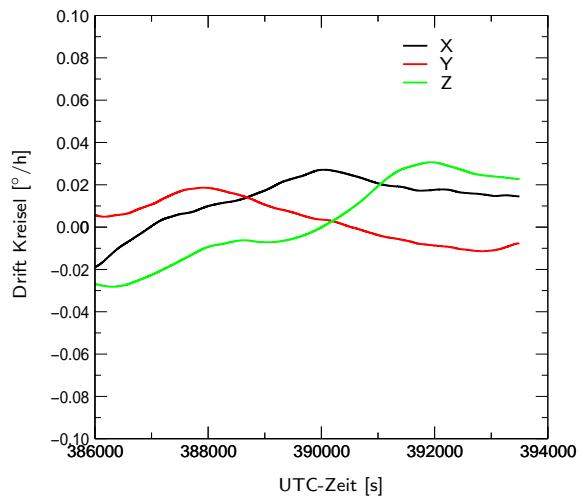
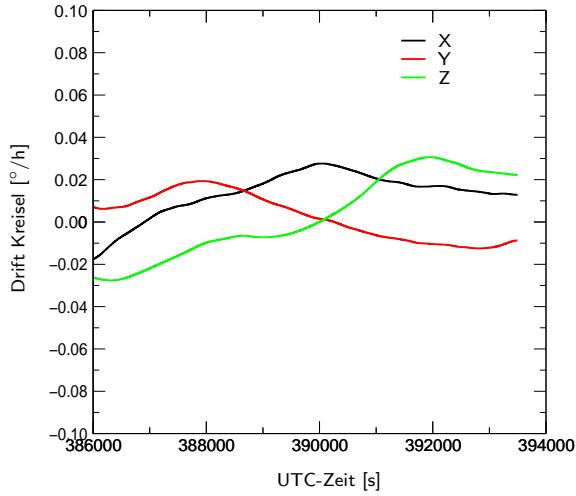
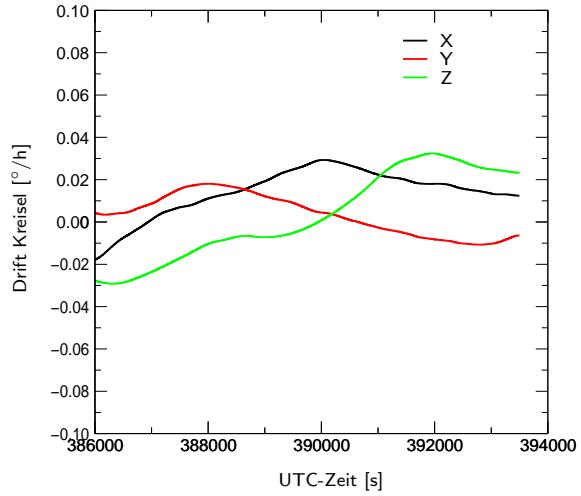
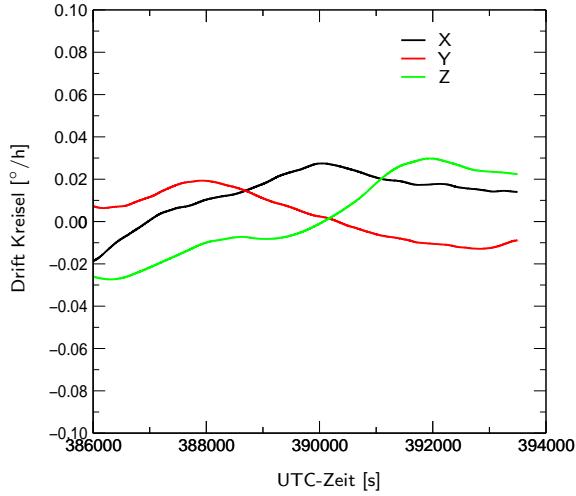
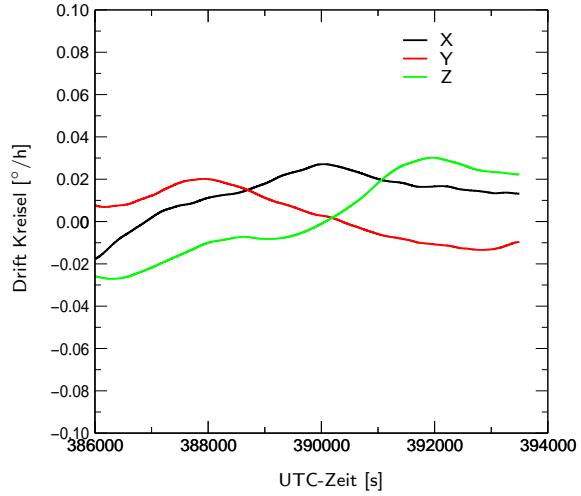
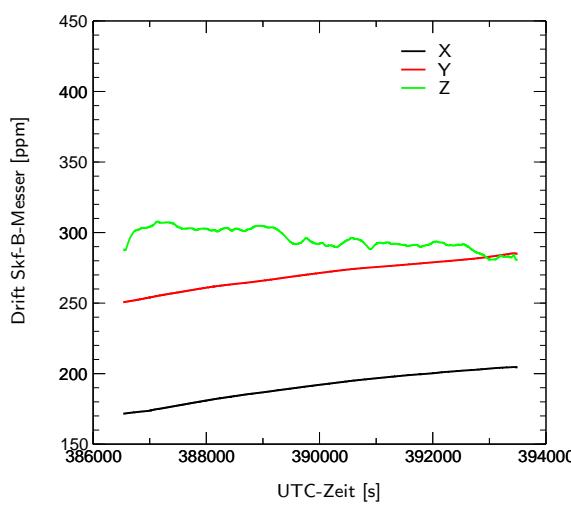
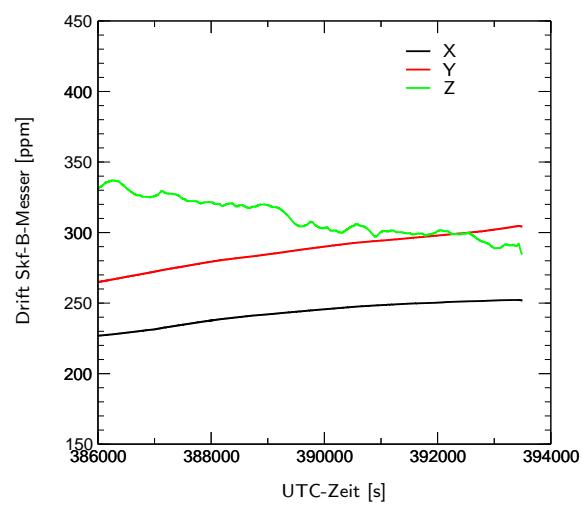
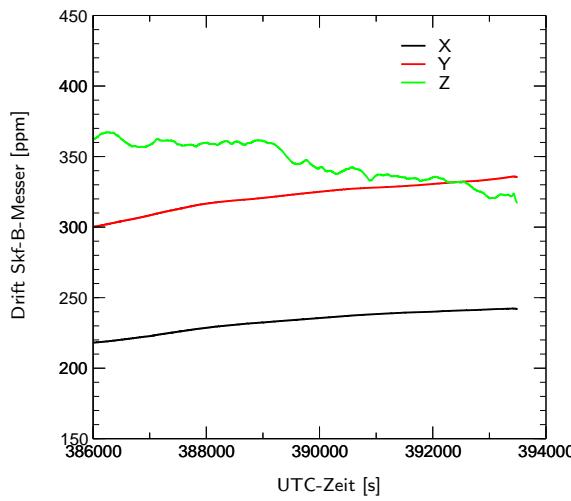
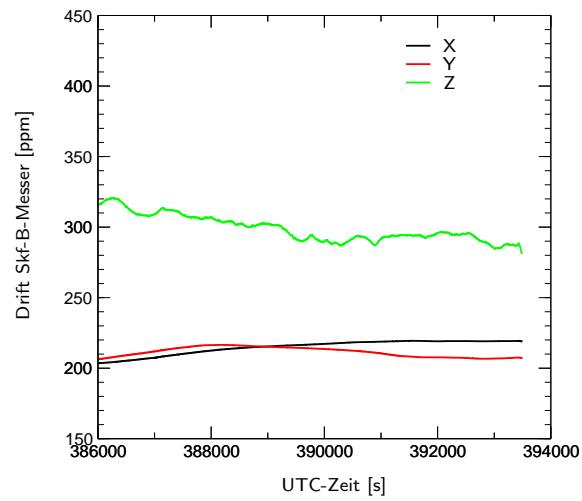
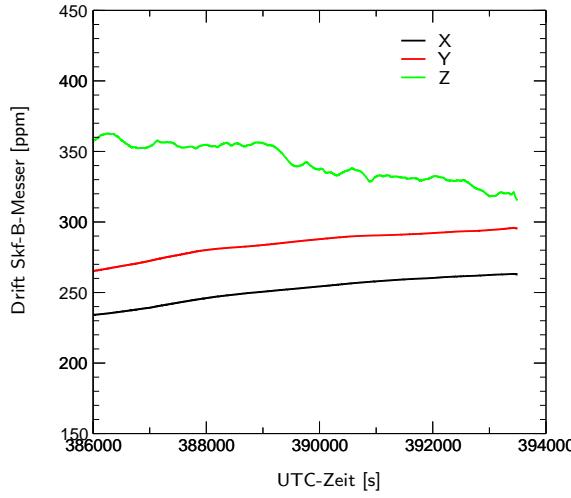
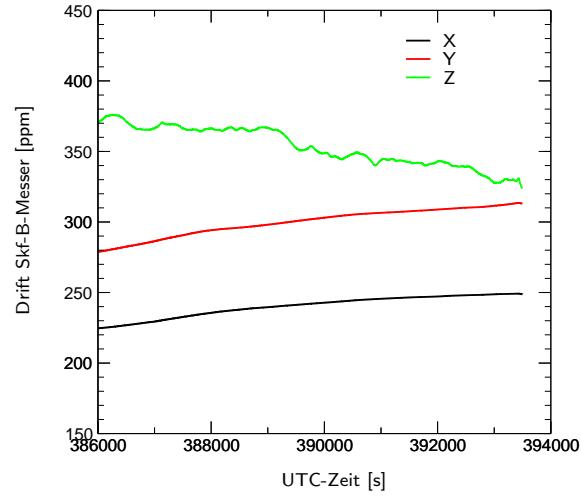
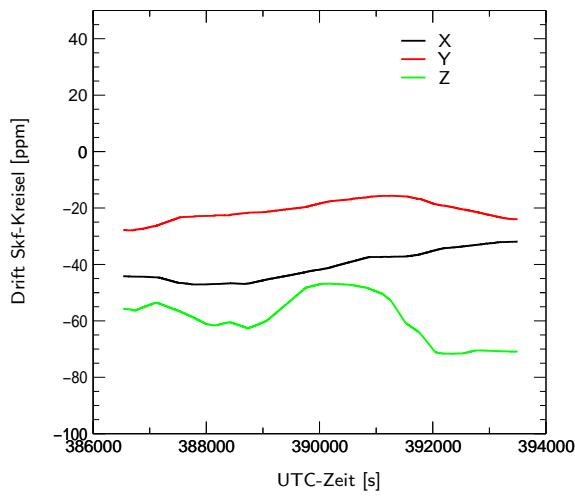
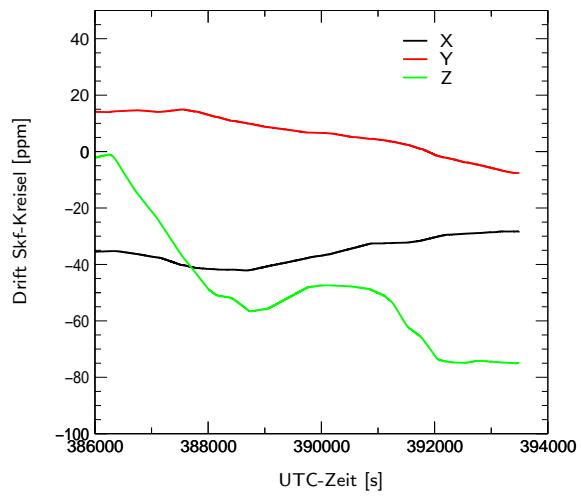
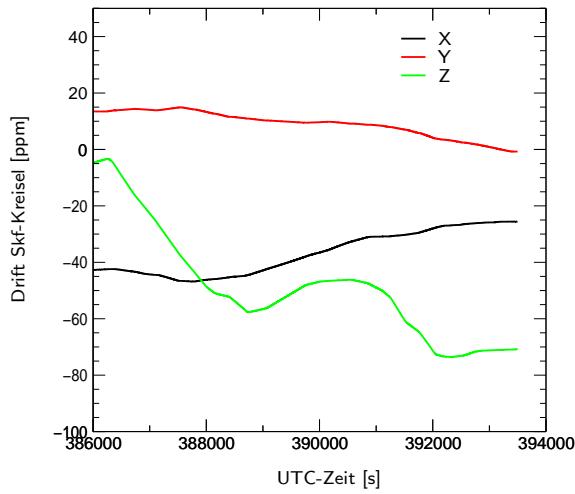
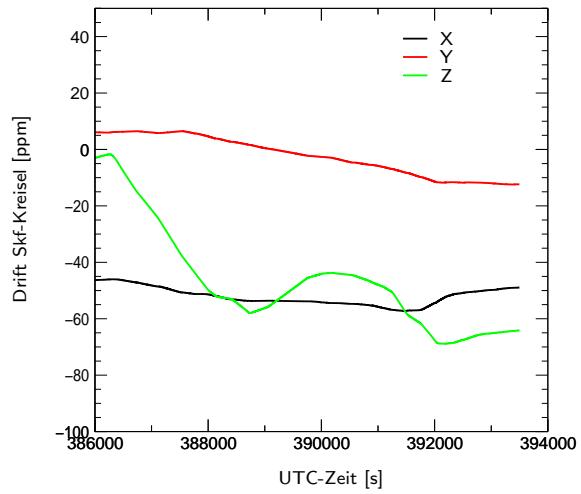
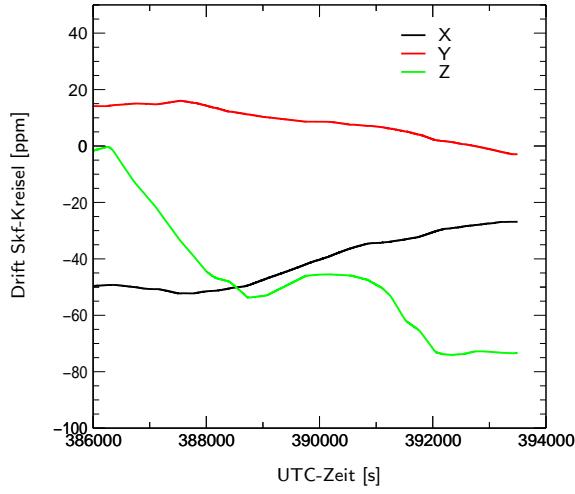
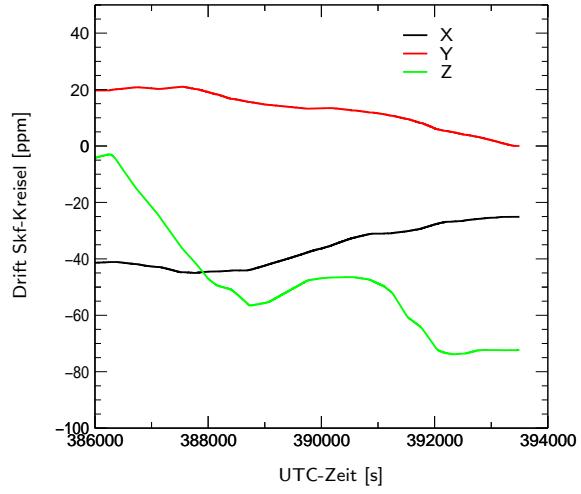


Abbildung 78: Neigungsfehler H.

Abbildung 79: *Drift B-Messer V.*Abbildung 80: *Drift B-Messer S2.*Abbildung 81: *Drift B-Messer F.*Abbildung 82: *Drift B-Messer M.*Abbildung 83: *Drift B-Messer B.*Abbildung 84: *Drift B-Messer H.*

Abbildung 85: *Drift Kreisel V.*Abbildung 86: *Drift Kreisel S2.*Abbildung 87: *Drift Kreisel F.*Abbildung 88: *Drift Kreisel M.*Abbildung 89: *Drift Kreisel B.*Abbildung 90: *Drift Kreisel H.*

Abbildung 91: *Drift Skalenfaktor B-Messer V.*Abbildung 92: *Drift Skalenfaktor B-Messer S2.*Abbildung 93: *Drift Skalenfaktor B-Messer F.*Abbildung 94: *Drift Skalenfaktor B-Messer M.*Abbildung 95: *Drift Skalenfaktor B-Messer B.*Abbildung 96: *Drift Skalenfaktor B-Messer H.*

Abbildung 97: *Drift Skalenfaktor Kreisel V.*Abbildung 98: *Drift Skalenfaktor Kreisel S2.*Abbildung 99: *Drift Skalenfaktor Kreisel F.*Abbildung 100: *Drift Skalenfaktor Kreisel M.*Abbildung 101: *Drift Skalenfaktor Kreisel B.*Abbildung 102: *Drift Skalenfaktor Kreisel H.*

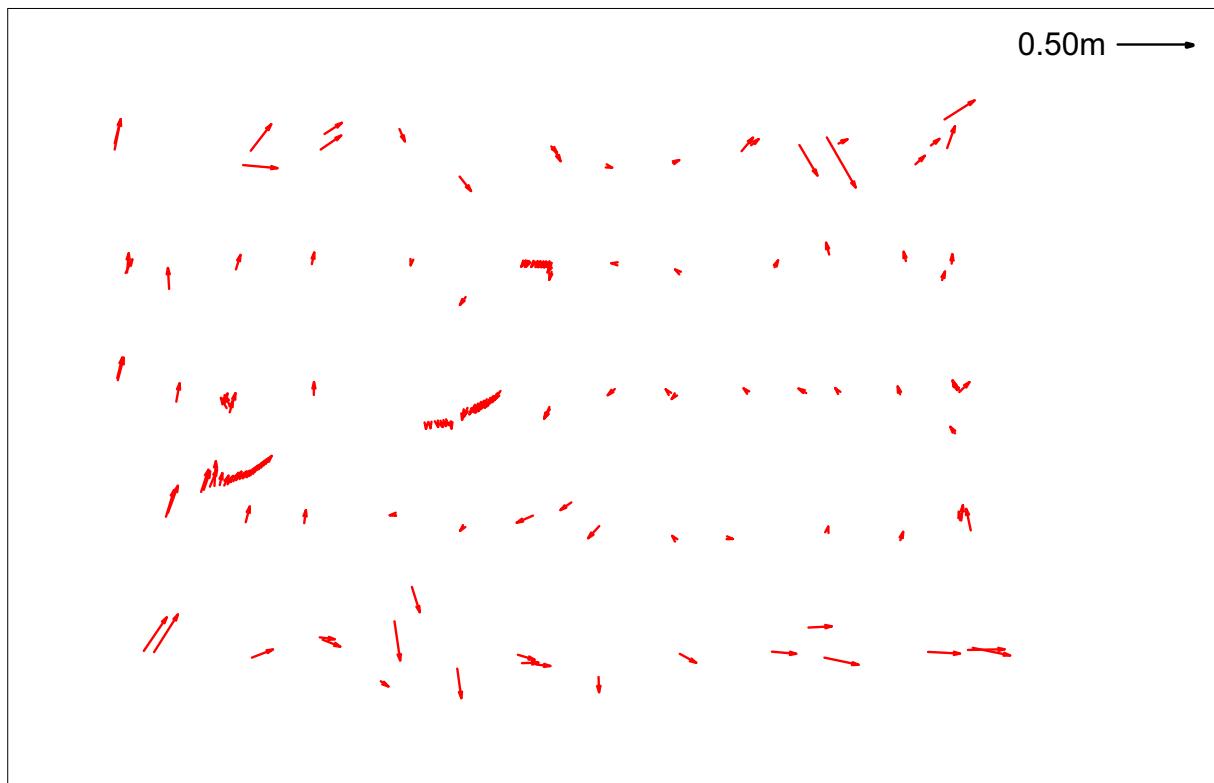


Abbildung 103: Objektpunktdifferenzen (Lage) ( $m_b$  1:13000 (72 Bilder, beide Flüge), Labor-Kammerkalibrierung).

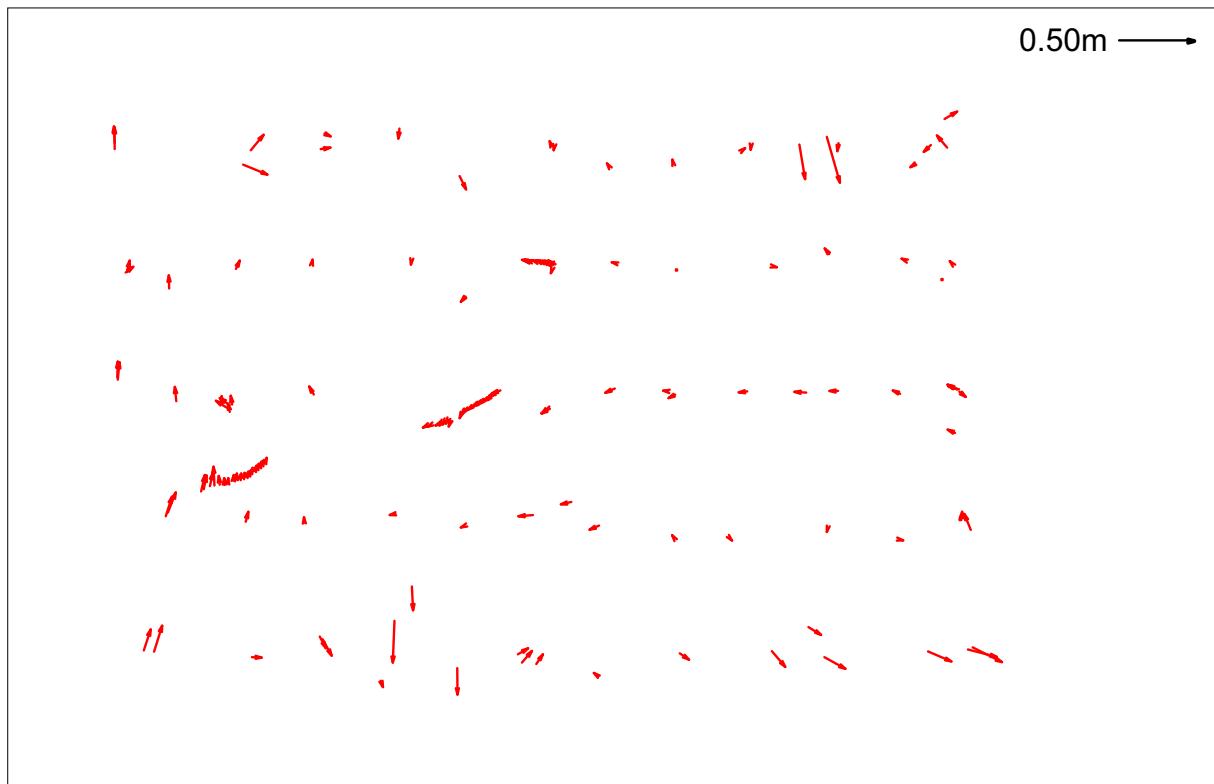


Abbildung 104: Objektpunktdifferenzen (Lage) ( $m_b$  1:13000 (72 Bilder, beide Flüge), korrigierte Kammerkalibrierung).

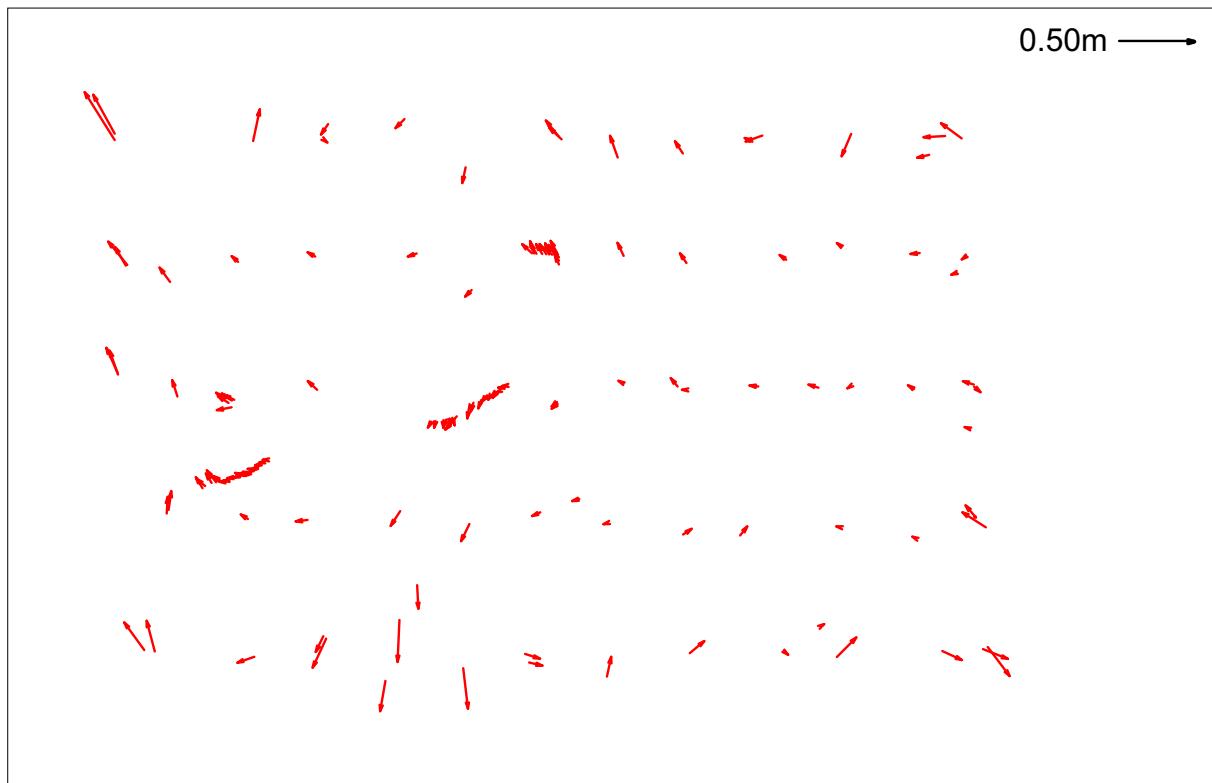


Abbildung 105: Objektpunktdifferenzen (Lage) ( $m_b$  1:13000 (36 Bilder, 1. Flug), korrigierte Kammerkalibrierung).

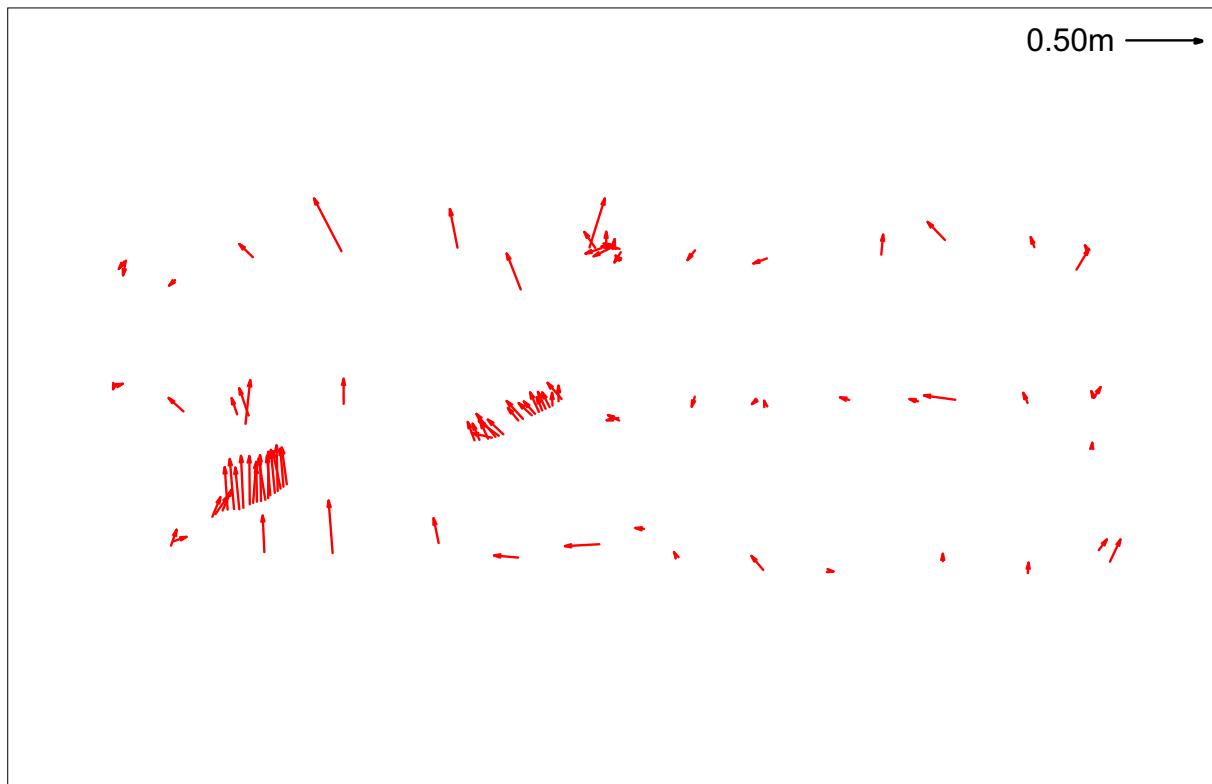


Abbildung 106: Objektpunktdifferenzen (Lage) ( $m_b$  1:13000 (7 Bilder, 2. Flug, 2. Längsstreifen), korrigierte Kammerkalibrierung).

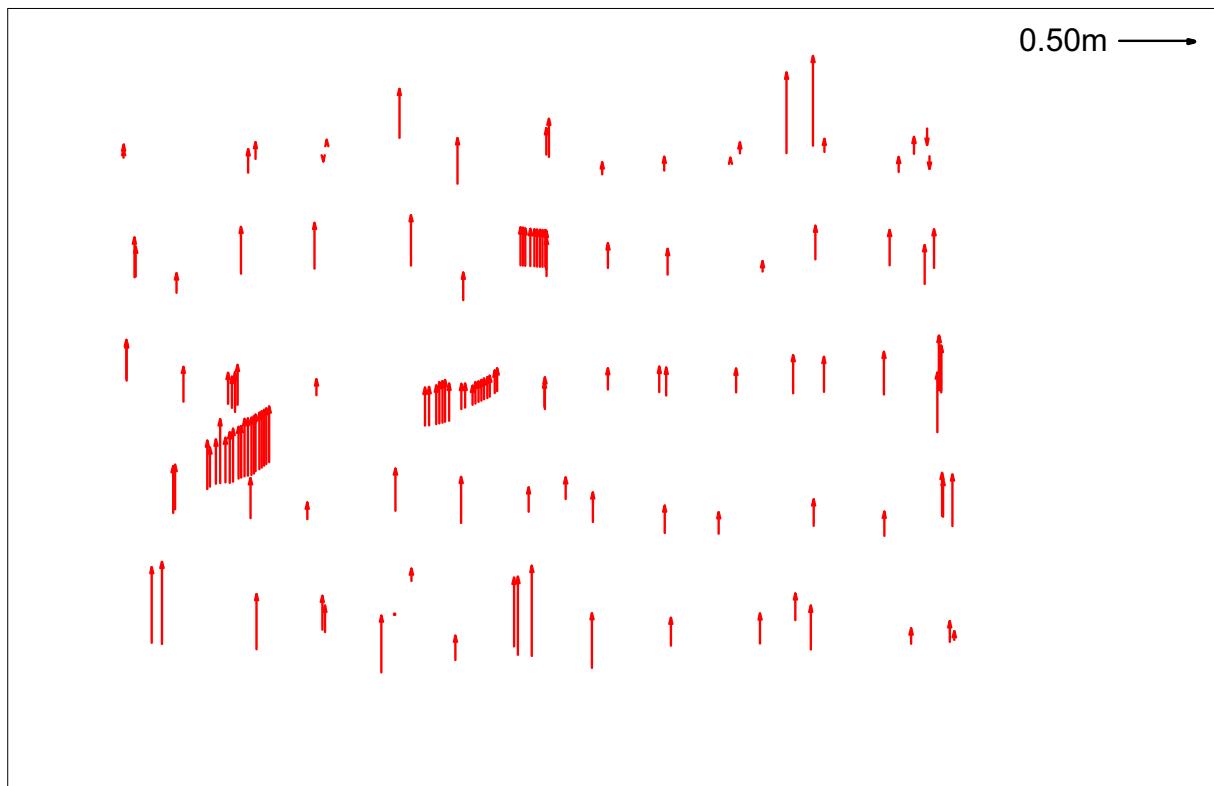


Abbildung 107: Objektpunktdifferenzen (Höhe) ( $m_b$  1:13000 (72 Bilder, beide Flüge), Labor-Kammerkalibrierung).

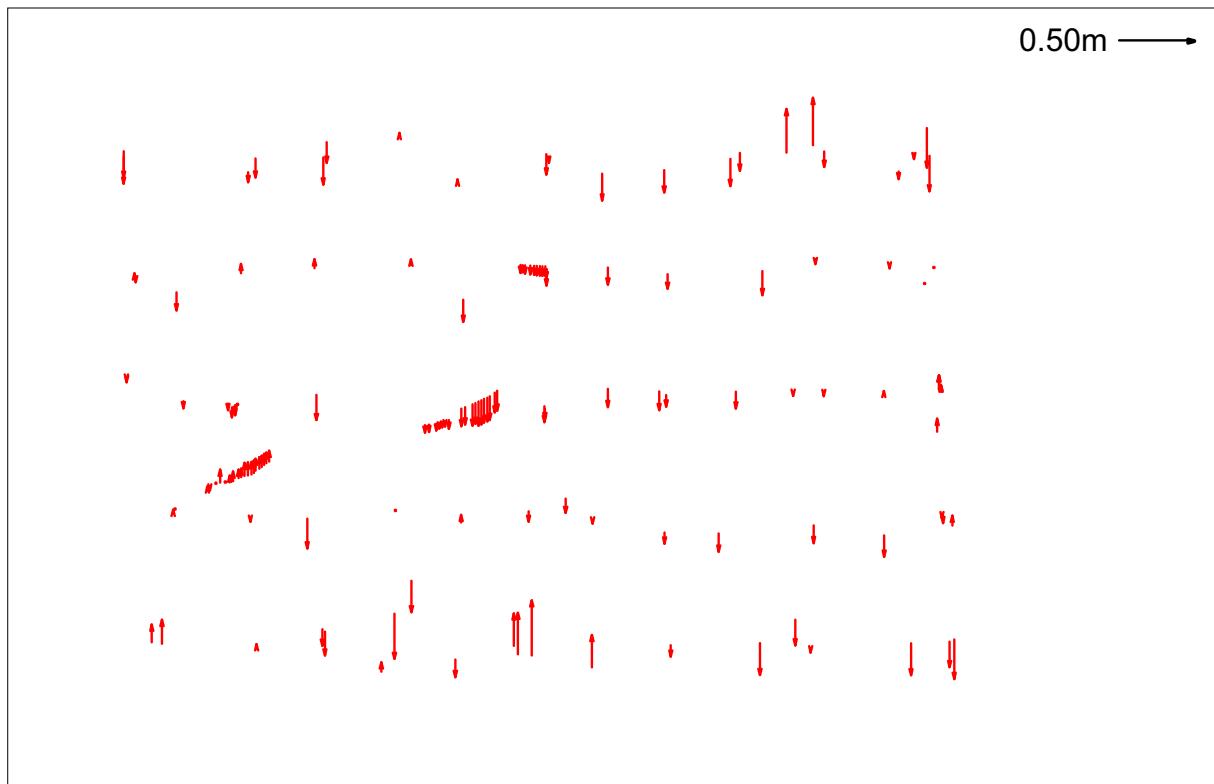


Abbildung 108: Objektpunktdifferenzen (Höhe) ( $m_b$  1:13000 (72 Bilder, beide Flüge), korrigierte Kammerkalibrierung).

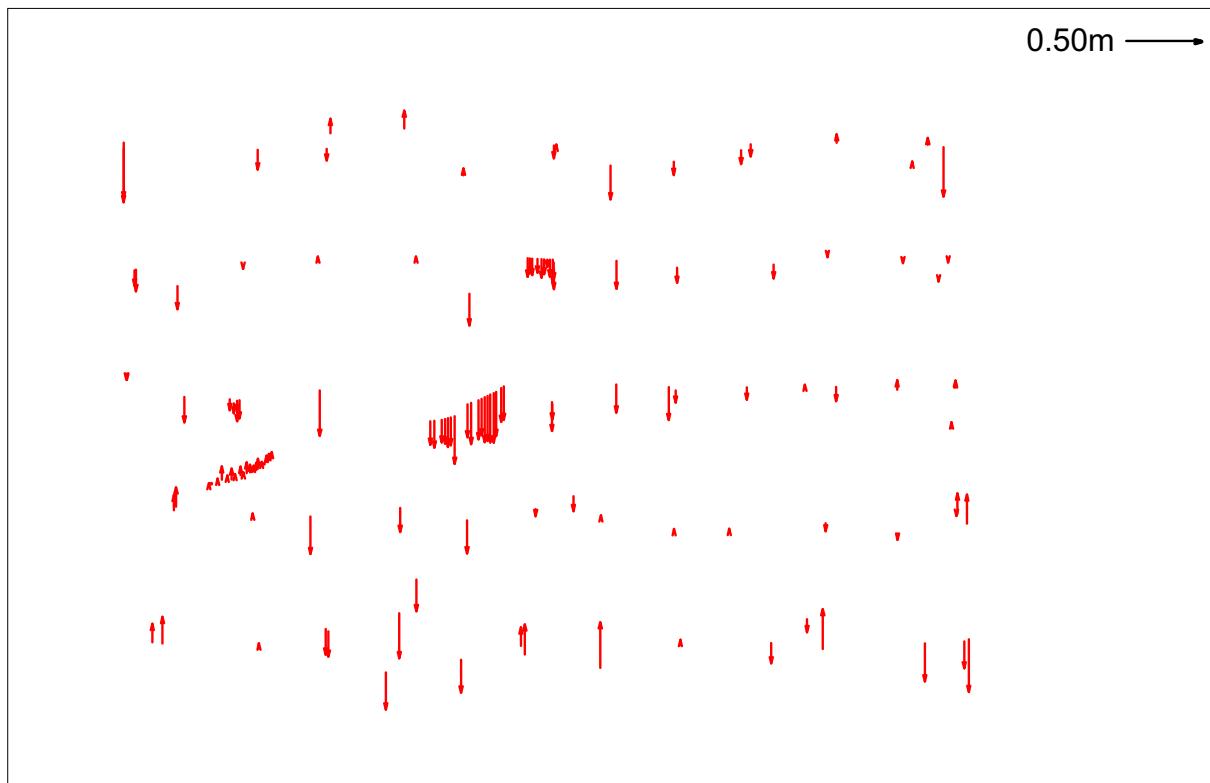


Abbildung 109: Objektpunktdifferenzen (Höhe) ( $m_b$  1:13000 (36 Bilder, 1. Flug), korrigierte Kammerkalibrierung).

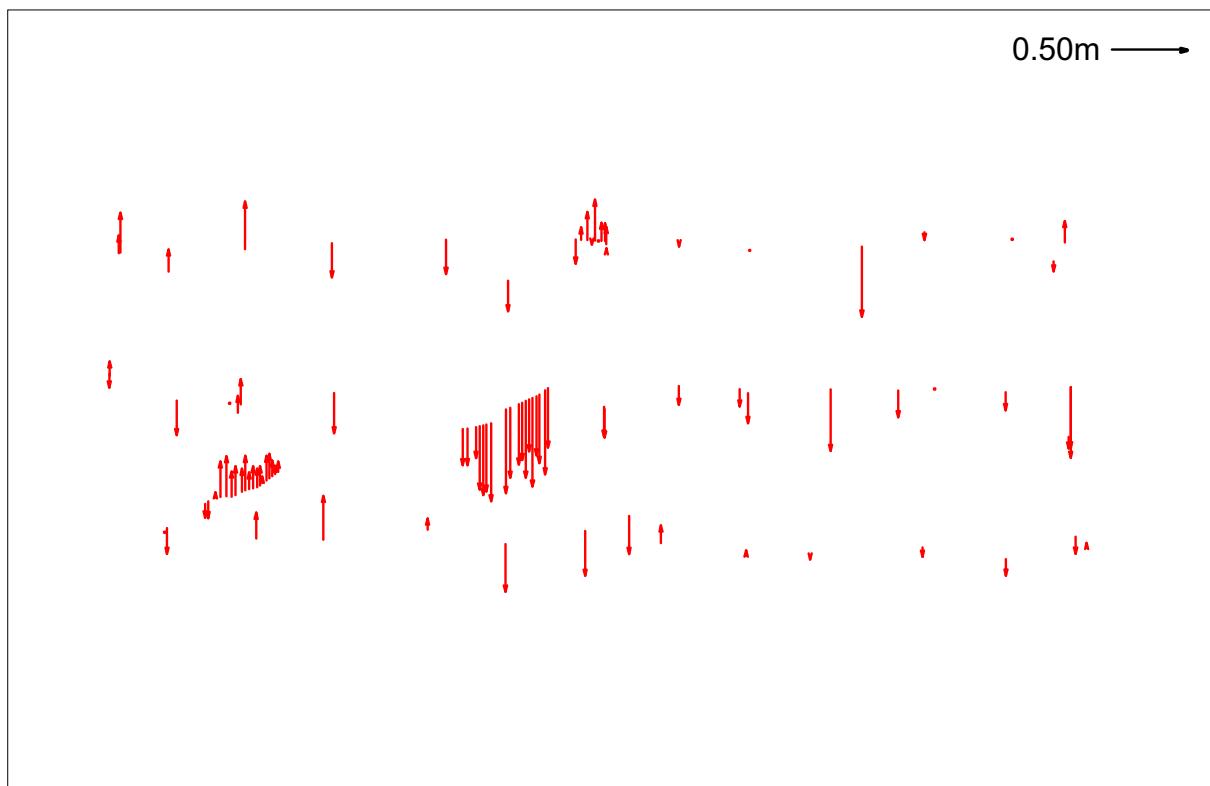


Abbildung 110: Objektpunktdifferenzen (Höhe) ( $m_b$  1:13000 (7 Bilder, 2. Flug, 2. Längsstreifen), korrigierte Kammerkalibrierung).

# **Lebenslauf**

## **Persönliche Daten**

Michael Cramer

19.07.1967 in Warstein geboren

seit August 1996 verheiratet mit Christina Cramer, geb. Steinwachs

## **Schulbildung**

08.1973 – 07.1977 Grundschule Sankt Margaretha, Warstein-Sichtigvor

08.1977 – 06.1986 Städtisches Gymnasium Warstein (Abitur)

## **Wehrdienst**

07.1986 – 09.1987 Grundwehrdienst in Hannover

## **Akademische Ausbildung**

10.1987 – 10.1993 Studium des Vermessungswesens an der Universität Stuttgart (Diplom)

## **Arbeitstätigkeit**

11.1993 Wissenschaftlicher Mitarbeiter an der Universität Stuttgart im Sonderforschungsbereich 228 “Hochgenaue Navigation” am Institut für Photogrammetrie  
01.1996 Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Photogrammetrie  
06.1998 Gruppenleiter der Forschungsgruppe “Sensorintegration”  
07.1999 Akademischer Rat

## **Auslandsaufenthalt**

08.1994 – 10.1994 Gastaufenthalt bei Prof. Dr.-Ing. K.-P. Schwarz am Institute of Geomatics, University of Calgary, Canada

# **Dank**

Am Ende soll allen gedankt werden, die zum Gelingen dieser Arbeit – in welcher Form auch immer – beigetragen haben. Besonders erwähnen darf ich an dieser Stelle Prof. Dr.-Ing. Dieter Fritsch, der mir jederzeit eine gesicherte Perspektive am Institut für Photogrammetrie gegeben hat und letztlich durch die Akquisition entsprechender Projekte diese Arbeit ermöglichte. Prof. Dr.-Ing. Alfred Kleusberg möchte ich für die Übernahme des Korreferats und die konstruktiven Hinweise zur Ausarbeitung danken. Dank gilt allen lieben Kolleginnen und Kollegen für das immer angenehme Arbeitsklima am Institut und zahlreiche hilfreiche Diskussionen.

Abschließend ein großes “Danke” an meine Familie und vor allem an meine Frau Christina, die mir in den entscheidenden Momenten immer zur Seite stand und jederzeit den Rücken frei gehalten hat.