

Ein operationelles Kalibrierverfahren für das flugzeuggetragene Laserscannersystem ScaLARS

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie der Universität Stuttgart
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

Oliver Jens Schiele

aus Abtsgmünd/Ostalbkreis

Hauptberichter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Alfred Kleusberg
Mitberichter: Univ.-Prof. Dr. rer. nat. Ralf Reulke

Tag der mündlichen Prüfung: 16. August 2005

Institut für Navigation der Universität Stuttgart

2005

Zusammenfassung

Die Weiterverarbeitung von Laserdaten aus flugzeuggestützten Fernerkundungsmissionen zu Standard- oder kundenspezifischen Produkten setzt je nach Anwendungsspektrum eine möglichst hohe und konstante Datenqualität voraus. Durch direkte Georeferenzierung der Laserdaten kann für diese Endprodukte ein enorm hoher Grad an Automation und Aktualität erzielt werden. Für eine direkte Georeferenzierung im photogrammetrischen Genauigkeitsbereich werden als Messsysteme überwiegend das Global Positioning System (GPS) und inertielle Messeinheiten (IMU) eingesetzt, deren Messdaten synchron zu den Laserdaten aufgezeichnet und zu Positions- und Orientierungsdaten prozessiert werden. Die Qualität der georeferenzierten Laserdaten wird nicht nur durch die spezifische Leistungscharakteristik der verwendeten Einzelsensoren limitiert, sondern auch durch das widerspruchsfreie Zusammenspiel (Kalibrierung) der verschiedenen Systemkomponenten. In der Vergangenheit hat sich bei der Auswertung verschiedener Fernerkundungsprojekte gezeigt, dass das Leistungsvermögen der seitherigen Kalibrierung und Datenanalyse nach manuellen Verfahren in Verbindung mit unvollständiger Kenntnis über das Zusammenspiel der Systemparameter stark eingeschränkt ist. Auch im Hinblick auf künftige Weiterentwicklungen am Multi-Sensorsystem zur Qualitätssicherung und Qualitätssteigerung erschien die Entwicklung einer standardisierten und automatischen Prozedur zur Kalibrierung und Datenanalyse auf der Grundlage statistischer Berechnungsverfahren von größter Wichtigkeit.

In dieser Arbeit wird ein vollständiges und praxiserprobtes Verfahren zur Systemkalibrierung von flugzeuggetragenen Laserscannern am Beispiel von ScaLARS vorgestellt. Die Methode basiert auf einem robusten Schätzverfahren und verwendet Referenzflächen bzw. deren Flächenschwerpunkt zur Schätzung der entsprechenden Kalibrierparameter. Dieser in C/C++ implementierte Ansatz protokolliert Aussagen zur Qualitätssicherung und fügt sich in Standardabläufe der Fernerkundung und Ausgleichsrechnung ein. Die Kalibrierungssoftware erlaubt eine Daten- und Ergebnisanalyse sowohl in tabellarischer als auch in graphischer (GUI) Form und weist einen hohen Automationsgrad auf. Hebt sich eine Referenzfläche radiometrisch deutlich von ihrem Umfeld ab, so können die Lasermessungen innerhalb der Referenzfläche mit Hilfe der gemessenen Rückstreuung von ihrem Umfeld unterschieden werden. Es werden hierfür exemplarisch die Markierungen einer Start- und Landebahn genutzt. Zur Ableitung einer Systemkalibrierung eignen sich sowohl örtlich eingemessene Referenzflächen als auch Referenzflächen ohne jegliche externe Information. Die Möglichkeit der Kalibrierung ohne jegliche externe Referenz bietet den Vorteil, dass auch kalibriert werden kann wenn eine Vermessung Vorort aus unterschiedlichen Gründen nicht zur Verfügung steht. Darüber hinaus unterstützt das Verfahren ebenso die Untersuchung möglicher Systemdriften ohne die Notwendigkeit externer Referenzen. Die Berechnung des Flächenschwerpunkts aus der Punktwolke einer Referenzfläche erfolgt auf der Grundlage einer Delaunay-Triangulation. Die Verwendung des Flächenschwerpunkts als Bezugspunkt hat den Vorteil, dass dieser sowohl aus Laserdaten als auch aus örtlichen Einmessungen beschrieben werden kann. Dadurch wird eine Referenzfläche nicht mehr durch eine Vielzahl an Lasermessungen dargestellt, sondern nur noch durch einen einzigen Bezugspunkt. Gleichzeitig wird bei der Systemkalibrierung durch Verwendung abgeleiteter Beobachtungen zum Flächenschwerpunkt der Einfluss der horizontalen Diskretisierung (Messpunktabstand) sowie der Einfluss von Messrauschen in der Entfernungsmessung auf die Systemgenauigkeit und auf die Schätzwerte der Kalibrierparameter reduziert.

Im Vorfeld wurden zunächst umfangreiche Simulationsrechnungen zur Parameterschätzung durchgeführt, um basierend auf den zur Verfügung stehenden Ausgangsdaten über optimal formulierte Beobachtungs- und Parameterkombinationen eine bestmögliche Schätzung der Kalibrierung zu erzielen. Anhand der synthetischen Datensätze konnte unter Voraussetzung einer stabilen Messeinheit das hohe Potential des entwickelten Modells zur Kalibrierung aber auch die Leistungsfähigkeit des hier verwendeten Ablenkprinzips Palmerscan selbst nachgewiesen werden. Die spezifizierten Genauigkeiten der Schätzwerte wurden stets erreicht. In die Untersuchungen wurden ebenso genauigkeitslimitierende Faktoren wie etwa die atmosphärische Refraktion, die Deformation des Ablenksystems etc. mit einbezogen. Auf der Grundlage mehrerer Flugplatzüberflüge aus den Jahren 2002 und 2003 konnte das Modell zur Systemkalibrierung und Datenanalyse zusätzlich mit realen Datensätzen getestet werden. Die beiden Missionen wurden mit einer zweimotorigen Cessna 404 und mit unterschiedlicher Sensorkonfiguration geflogen. Es konnte für jeden zur Kalibrierung genutzten Überflug eine ausreichend hohe Individualgenauigkeit nachgewiesen werden, wobei ein Vergleich der verschiedenen Schätzwerte untereinander teilweise nicht tolerierbare Streuungen zeigte. Diese Streuungen werden durch eine Instabilität im Messsystem verursacht. Es deutet vieles darauf hin, dass diese nicht ausreichende Langzeitstabilität durch das Ablenkssystem verursacht wird.

Die Untersuchungen in dieser Arbeit zeigen, welches hohe Genauigkeitspotential mit dem entwickelten Modell zur Systemkalibrierung sowohl in Verbindung mit synthetischen als auch mit realen Datensätzen erzielt werden kann. Dadurch konnten Erfahrungen gesammelt werden, welche bei künftigen Flugmissionen mit Laserscannern von großem Nutzen sein werden. Darüber hinaus konnte ebenso auf offensichtliche Fehler und Unsicherheiten im verwendeten Messsystem hingewiesen werden. Die Nutzung der entwickelten Systemkalibrierung und der Simulationssoftware für flugzeuggetragene Laserscanner erlaubt ein Vordringen in bisher nie erreichte Genauigkeitsbereiche. Es konnten dadurch Effekte nachgewiesen werden, welche vorher nur vermutet werden konnten. Dies eröffnet neue Ansätze und Lösungswege im Bereich der Hardware- und Softwareentwicklung sowie im Bereich der Qualitätssicherung bei Fernerkundungsmissionen mit flugzeuggetragenen Laserscannern.

Abstract

Subsequent processing of laser data from airborne remote sensing missions to standard- or customized products requires a preferably high and constant data quality. By the use of direct geocoding for laser data, a high degree of automation and up-to-dateness can be obtained. To achieve photogrammetric accuracy by direct geocoding, systems like the Global Positioning System (GPS) and precise inertial measurement units (IMU) are predominantly used, whose measured data are recorded simultaneous to laser data and processed to position and orientation data. The quality of the geocoded laser data is not only limited by the specific performance of each single sensor but also by consistent combined interaction (calibration) of the different system components. In recent years the processing of different remote sensing projects had shown that the performance of the former calibration and data analysis was highly limited by using manual methods and by incomplete knowledge of the interaction of the system parameters. In particular regard to future work on the multi-sensor system, the development of a standardized and automatic procedure for calibration and data analysis seemed to be of prime importance, especially for quality assurance and quality enhancement.

The goal of this study was to develop a complete and practical tested method for calibration of airborne laser scanner systems considering ScaLARS as example. This approach based on robust estimation procedures uses reference areas and their centers of area to estimate the required calibration parameters. With respect to entire system calibration this under C/C++ coded software documents evidenced statements of quality assurance and fits to standard workflows of geodetic network adjustment and remote sensing. The calibration software allows to analyze raw data and adjustment results by using tabular as well as graphical user interfaces (GUI) and provides a high degree of automation. The laser data inside of a reference area can be separated with respect to the outer field by using the sampled intensity if the reference area differs radiometric clearly. For this, the marks of a runway are exemplarily used. For a system calibration local surveyed reference areas are appropriate as well as reference areas without any external information. The possibility of calibration without any external reference information provides the advantage, that a calibration can be determined even if there is no on-site survey available for any reasons. Furthermore, this kind of calibration supports investigations of system drifts without the need for external reference information. From the scatter plot of the reference area the center of area is computed by a Delaunay-Triangulation. Using the center of area as point of reference provides the advantage, that this can be described by laser data as well as by local surveying. Thus, a reference area is not more represented by a multitude of laser points but by one single point of reference only. Simultaneously, due to the use of derived observations to center of area the influence of horizontal discretisation (measurement spacing) as well as the influence of measurement noise of the ranging unit will be reduced to system accuracy and to estimated values of the calibration parameters.

At the beginning, extensive simulations with respect to parameter estimation were carried out to ensure the best estimated calibration based on the available raw data, optimal sets of observations and parameter combinations. On the basis of synthetic data sets, the high potential of the developed calibration method and the capability of deflection principle, the so called Palmerscan, were verified under the assumption of a rugged measurement unit. The specified accuracies of the estimated values were always met. The investigations also comprise accuracy limiting factors as atmospheric refraction, deformation of the deflection system for instance. Based on multiple airport overflights of the years 2002 and 2003 the developed method for system calibration and data analysis was additionally tested using real data sets. Both missions were flown with a twin-engined Cessna 404 and by using a different sensor configuration. For each single overflight, sufficient individual accuracies for the parameter sets were verified. But intolerable variations occurred while comparing the results of different overflights. This variations are caused by an instability of the measurement system. There is evidence that this insufficient long-term stability is caused by opto-mechanical parts of the deflection system.

The investigations of this thesis show the high potential of accuracy which can be achieved by using the developed approach for system calibration based on synthetic and real data sets. Based on this results, important experiences could be obtained which will be very beneficial for future flight missions with laser scanners. Furthermore, obvious errors and uncertainties of the used sensor system were indicated as well. The utilization of the developed system calibration and simulation tools for airborne laser scanners allows us to carry out laser scanning studies in accuracy levels never achieved previously. Thus, effects were shown which have been only supposed before. This opens new enhancements and solutions for hardware- and software developments as well as for quality assurance of remote sensing campaigns with airborne laser scanners.

INHALTSVERZEICHNIS

1	EINLEITUNG	7
1.1	AUFGABENSTELLUNG	8
1.2	ÜBERBLICK UND VORGEHENSWEISE BEI DER AUSARBEITUNG	8
1.3	DER AUFNAHMESENSOR SCALARS – STAND DER TECHNIK	9
1.4	INTEGRIERTES GPS/IMU SYSTEM APPLANIX POS/AV	11
2	THEORETISCHE GRUNDLAGEN	12
2.1	GEOREFERENZIERUNG VON SCALARS LASERDATEN	12
2.1.1	<i>Definition der verwendeten Koordinatensysteme</i>	12
2.1.2	<i>Berechnung von Geländepunktkoordinaten</i>	14
2.1.3	<i>Parametergruppen</i>	15
2.2	INNERE ORIENTIERUNG	16
2.2.1	<i>Berücksichtigung von Abstand und Strahlrichtung der Laserapertur</i>	16
2.2.2	<i>Bestimmung der aktuellen Orientierung des Laserspiegels</i>	17
2.2.3	<i>Reflexion des Laserstrahls am Spiegelsystem</i>	19
2.2.4	<i>Überführung der Blickrichtung des Messstrahls in die Darstellung nach [Hug 1996]</i>	21
2.3	FLUGZEUGEINBAU	22
2.3.1	<i>Berücksichtigung des Einbauwinkels im Trägerflugzeug</i>	22
2.3.2	<i>Berücksichtigung der Einbaukorrekturwinkel</i>	23
2.4	ÄÜßERE ORIENTIERUNG UND TRANSFORMATION	23
2.4.1	<i>Korrektur der Laserdaten aufgrund der Fluglagewinkel</i>	24
2.4.2	<i>Transformation ins globale, erdfeste Koordinatensystem</i>	25
3	AUSGLEICHUNGSANSATZ UND PARTIELLE ABLEITUNGEN	26
3.1	MODELL DER VERMITTELNDEN AUSGLEICHUNG ZUR SCHÄTZUNG DER UNBEKANNTEN	26
3.2	BEOBACHTUNGSGLEICHUNG	28
3.3	PARTIELLE ABLEITUNGEN NACH DER INNEREN ORIENTIERUNG	28
3.3.1	<i>Ableitung nach der Einbaulage der Laserapertur</i>	29
3.3.2	<i>Ableitung nach der Strahlrichtung der Laserapertur</i>	29
3.3.3	<i>Ableitung nach den Spiegelwinkeln</i>	30
3.4	PARTIELLE ABLEITUNGEN NACH DEN ENTFERNUNGSPARAMETERN	31
3.4.1	<i>Ableitung nach der Additionskonstanten</i>	31
3.4.2	<i>Ableitung nach dem Entfernungsmaßstab</i>	31
3.5	PARTIELLE ABLEITUNG NACH DEM FLUGZEUGEINBAU	32
3.5.1	<i>Ableitung nach den Einbaukorrekturwinkeln</i>	32
4	SIMULATION DER PARAMETERSCHÄTZUNG	33
4.1	SENSITIVITÄTSANALYSE	34
4.1.1	<i>Auswirkung fehlerbehafteter Parameter</i>	35
4.1.2	<i>Genauigkeitsanspruch an die Kalibrierung in Abhängigkeit von der Flughöhe</i>	39
4.2	KORRELATIONEN IM FALL VON KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN	40
4.2.1	<i>Abhängigkeit der geschätzten Parameter von deren Beobachtungen</i>	41
4.2.2	<i>Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern</i>	45
4.2.3	<i>Optimaler Ansatz zur Parameterschätzung</i>	47
4.3	KORRELATIONEN IM FALL VON NICHT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN	50
4.3.1	<i>Abhängigkeit der geschätzten Parameter von deren Beobachtungen</i>	51
4.3.2	<i>Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern</i>	52
4.3.3	<i>Optimaler Ansatz zur Parameterschätzung</i>	53
5	DREIDIMENSIONALER MODELLANSATZ	56
5.1	VERTEILUNG DER MESSPUNKTE INNERHALB EINER FLUGSZENE	57
5.2	VERWENDUNG VON FEHLERHAFT GEOREFERENZIIERTEN OBJEKTEN ZUR KALIBRIERUNG	58
5.3	RADIOMETRISCHE SEPARATION DER MESSPUNKTE IN OBJEKT UND HINTERGRUND	59
5.4	BERECHNUNG DES FLÄCHENSCHWERPUNKTS	60
5.5	DIE DELAUNAY-TRIANGULATION	61
5.6	DIE HÖHENFUNKTION	65
5.7	GENAUIGKEITSLIMITIERENDE FAKTOREN	66
5.7.1	<i>Atmosphärische Refraktion</i>	66
5.7.1.1	<i>Einfluss auf die Entfernungsmessung</i>	67
5.7.1.2	<i>Horizontale Refraktionskorrektur</i>	69

5.7.2	<i>Fehler in der Entfernungsmessung</i>	71
5.7.3	<i>Deformation des Ablenksystems</i>	72
5.8	PROGRAMMABLAUFSHEMA, MATRIZENNUMERIK UND GEWICHTUNG	74
6	SIMULATIONEN AUF DER GRUNDLAGE SYNTHETISCHER DATENSÄTZE	78
6.1	TESTDESIGN	78
6.2	FLUGSZENEN MIT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN	79
6.2.1	<i>Lösungskonvergenz und Genauigkeit für nur eine Flugszene</i>	79
6.2.2	<i>Lösungskonvergenz und Genauigkeit für zwei Flugszenen</i>	81
6.3	FLUGSZENEN MIT NICHT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN	82
6.3.1	<i>Lösungskonvergenz und Genauigkeit für zwei Flugszenen</i>	82
6.4	EINFLUSS VON MESSRAUSCHEN IN DER ENTFERNUNGSMESSUNG	84
6.5	GENAUIGKEITSANSPRUCH FÜR DIE STARTWERTE DER UNBEKANNTEN	85
6.6	NOTWENDIGE GRUNDFLÄCHE UND FORM VON KONTROLLFLÄCHEN	86
6.7	IDEALE FLUGGESCHWINDIGKEIT UND PUNKTABSTAND	87
6.8	LAUFZEITVERHALTEN	87
7	ERGEBNISSE DER KALIBRIERUNG MIT REALDATEN	89
7.1	TESTGEBIET FLUGHAFEN ALTENBURG/THÜRINGEN	90
7.2	KALIBRIERFLUGDESIGN	92
7.2.1	<i>Flugszenen aus dem Jahr 2002</i>	92
7.2.2	<i>Flugszenen aus dem Jahr 2003</i>	94
7.3	DATENAUSWERTUNG	96
7.3.1	<i>Genauigkeit der eingemessenen Kontrollflächen</i>	96
7.3.2	<i>Genauigkeit der Hebelarme</i>	96
7.3.3	<i>Genauigkeit der Flugtrajektorien</i>	96
7.4	ERGEBNISSE DER KALIBRIERUNG MIT JEWEILS EINER FLUGSZENE	97
7.4.1	<i>Kalibrierergebnisse mit den Datensätzen aus dem Jahr 2002</i>	99
7.4.2	<i>Kalibrierergebnisse mit den Datensätzen aus dem Jahr 2003</i>	101
7.4.3	<i>Vergleich der Ergebnisse aus 2002 und 2003</i>	103
7.4.4	<i>Diskussion der erreichten Genauigkeit und Langzeitstabilität</i>	103
7.5	KALIBRIERUNG MIT NICHT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN	104
7.5.1	<i>Kalibrierergebnisse mit Datensätzen aus dem Jahr 2002</i>	104
7.5.2	<i>Kalibrierergebnisse mit Datensätzen aus dem Jahr 2003</i>	105
7.5.3	<i>Diskussion der erzielten Ergebnisse</i>	106
7.6	DISKUSSION DER NACHGEWIESENEN LANGZEITSTABILITÄT	107
8	ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK	108
8.1	ZIELE DER WEITERENTWICKLUNG	110
	LITERATURVERZEICHNIS	111
	ANHANG	114
A	RESULTATE MIT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN FÜR 2002	114
B	RESULTATE MIT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN FÜR 2003	116
C	RESULTATE MIT NICHT KOORDINIERTEN KONTROLLFLÄCHEN FÜR 2002 UND 2003	118

1 Einleitung

Flugzeuggetragenes Laserscanning oder auch Airborne Laser Scanning genannt ist im Vergleich zu anderen Aufnahme-techniken in der Geodäsie eine relativ junge Technologie. Dabei wird die Topographie bzw. die Reflektionsoberfläche der Erde sowohl geometrisch (räumliche Koordinaten) als auch radiometrisch (Rückstreuungintensität) mit der sensorspezifischen Genauigkeiten abgetastet. Dieses Verfahren zeichnet sich im Vergleich zu anderen klassischen Techniken der Geländeaufnahme dadurch aus, dass der Messablauf weitgehend automatisch erfolgt und dessen Daten sowohl digital aufgezeichnet als auch computerbasiert ausgewertet werden. Weiterhin ist man mit diesem Verfahren in der Lage große Aufnahmegebiete in angemessener Zeit wirtschaftlich zu erfassen. Für die Anwendung dieser Technik sind unter anderem geeignete Trägerplattformen wie Vermessungsflugzeuge oder Hubschrauber, hochgenaue Navigationssysteme zur direkten Georeferenzierung der Daten und qualifiziertes Personal erforderlich. Bei diesem Aufnahmeverfahren wird die Geländeoberfläche mit einem beweglichen Laserstrahl abgetastet, wobei der Ablenkmechanismus zusammen mit der Vorwärtsbewegung des Trägerflugzeugs die Geometrie des Abtastmusters bestimmen. Als Messwerte werden hier u.a. die Entfernung und die räumliche Richtung vom Perspektivzentrum des Laserscanners zum Geländepunkt erfasst. Als Navigationssysteme finden hier hochspezielle Systeme wie das Global Positioning System (GPS) und inertielle Messeinheiten (IMU) Anwendung. Dadurch ist man in der Lage, die Flugposition und Fluglagewinkel zu jedem Zeitpunkt zu bestimmen, die in Echtzeit zur Flugführung und mit photogrammetrischer Genauigkeit (Post-Processing) zur Georeferenzierung der gemessenen Laserdaten verwendet werden. Aus den berechneten Oberflächendaten können Standardprodukte wie digitale Höhenmodelle (DHM) mit hoher Genauigkeit, Aktualität und Detailtreue abgeleitet werden, welche u.a. in Geo-Informationssystemen (GIS) zur Dokumentation oder Simulation weiterverarbeitet werden können. Aufgrund dieser vorteilhaften Eigenschaften gibt es ein breites Anwendungsspektrum wie beispielsweise die Generierung dreidimensionaler Stadtmodelle, Bestimmung von Geländehöhen für Hochwasserschutz, die Erfassung der Topographie und Vegetation (Flugsicherung, Funkwellenausbreitung, Baumkataster, Waldgebiete), die Dokumentation von Umweltschäden und -katastrophen, aber auch die Erfassung von exakten Volumenänderungen bei Gletschern oder Neuschneeaufgaben im Bereich der Lawinenforschung. Für diese High-End Produkte existiert eine weltweit steigende Nachfrage aus den unterschiedlichsten Fachgebieten.

Die vorliegende Arbeit baut auf den Grundlagen und ersten Modellen zum Abtastmechanismus von [Hug 1996] auf, der aus einzelnen Baugruppen ein flugtaugliches Prototypsystem aufgebaut und dessen Funktionalität nachgewiesen hat. Dieses flugzeuggetragene Laserscannersystem wird in dieser Arbeit mit dem Namen ScaLARS (Scanning Altimeter and Reflectance Sensor) bezeichnet. Zwischenzeitlich wurde dessen Hardware und die hardwarenahe Software schrittweise optimiert und erweitert [Hug 1997] sowie durch weitere Testflüge verifiziert. Durch diese Weiterentwicklungen konnte die Leistung, Zuverlässigkeit und Stabilität des Sensors weiter verbessert werden.

In der Vergangenheit wurden im Rahmen von Kooperationen und Drittmittelprojekten verschiedene Fernerkundungsmissionen mit ScaLARS sowohl im alpinen Bereich (Gletscher- und Lawinenforschung) als auch im Bereich der klassischen topographischen Geländeerfassung (Flussauen-, Naturschutz-, Stadt-, Tagebau-, Wald- und Wattgebiete oder gemischte Gebiete des ländlichen und städtischen Raumes) durchgeführt. Als Kooperationspartner seien hier u.a. das Schweizer Bundesamt für Landestopographie (CH), das Institut für Geodäsie und Photogrammetrie an der ETH Zürich (CH), das Institut für Schnee- und Lawinenforschung an der ETH Zürich (CH), das Department of Surveying Engineering an der National Cheng Kung University (TW) oder auch die Firma ILV-Wagner aus Grotzsch-Wischstauden (D) genannt. Die Auswertungen der Laserdaten aus diesen unterschiedlichen Anwendungsspektren haben gezeigt, dass die Genauigkeit der georeferenzierten Geländepunkte stark von der Qualität der Systemkalibrierung abhängig ist und eine Verbesserung nur durch eine exakte Kalibrierung erreicht werden kann. Die Systemkalibrierung muss theoretisch bei jedem Ein- und Ausbau der IMU oder bei Veränderung an den sensitiven Hauptkomponenten von ScaLARS erneut nachgewiesen werden. Eine berechnete Systemkalibrierung sollte im Normalfall stabil bleiben und nur noch den elektronischen oder materialbedingten Alterungsprozessen unterliegen. Daher ist hier von Zeit zu Zeit eine Überprüfung der Systemkalibrierung essentiell. Zu Beginn dieser Arbeit wurde die Systemkalibrierung nach dem Verfahren von [Thiel, Wehr 1999b] manuell durchgeführt. Dabei wird iterativ durch Koinzidieren von Höhen- und Intensitätsprofilen an unterschiedlichen Regionen innerhalb der Flugszenen die Kalibrierung ermittelt. Dieses manuelle Verfahren ist sehr aufwendig, langwierig und unterliegt dem subjektiven Empfinden. Es erfordert vom Bearbeiter ein hohes Maß an Erfahrung und handwerklicher Fertigkeit. Vorgaben, welcher Parameter wie genau kalibriert werden kann oder muss, waren zunächst nur aus praktischen Erfahrungswerten bekannt. Darüber hinaus resultieren aus dieser Methode kaum verwertbare Parameter zur Qualitätsbeschreibung der Kalibrierung. Diese Erkenntnisse aus der Laserdatenverarbeitung forcierten die Notwendigkeit einer möglichst automatischen Kalibrierungsprozedur, welche auf der Grundlage von Schätzverfahren die Systemkalibrierung von ScaLARS genau, zuverlässig und umfassend berechnet sowie fundierte Aussagen zur Sensorstabilität ermöglicht. Hinsichtlich der Qualitätssicherung wäre auch ein Berechnungsprotokoll sehr sinnvoll, welches unter Verwendung statistischer Analyseparameter die Qualität einer Systemkalibrierung und der georeferenzierten Geländepunkte beschreibt bzw. nachweist. Es sind momentan in diesem Bereich keinerlei Standards zur Qualitätssicherung bekannt, wie es z.B. von den Landesvermessungsbehörden etwa in Form von Toleranzgrenzen bei der Ausgleichung von Lage- und Höhennetzen vorgegeben bzw. empfohlen wird.

Im Rahmen der Literaturrecherchen hat sich gezeigt, dass es zu Beginn und auch im weiteren Verlauf der Arbeit einen großen Mangel an qualifizierten Informationen zur Vorgehensweise bei der Kalibrierung von flugzeuggetragenen Laserscannern gibt. Die Hauptursache liegt wohl bei den Herstellern und Anwendern selbst, welche zur Sicherung ihrer Wettbewerbsfähigkeit offensichtlich zu einer restriktiven Informationspolitik gezwungen sind. Eine umfassende Ausführung zur Kalibrierung flugzeuggetragener Laserscanner wurde von [Schenk 2001] veröffentlicht. In jener Arbeit werden Parametrisierung und Kalibrierungskonzepte für die bekannten Abtastverfahren behandelt. Auch die Arbeit von [Favey 2001] befasst sich u.a. mit dem Thema Kalibrierung eines Multi-Sensorsystems, welches ScaLARS als Aufnahmesensor beinhaltet. Sein Verfahren eignet sich, aufgrund der ausschließlichen Nutzung der Höheninformation, für alle (vegetations- und gebäudefreie) Geländeoberflächen, wobei aber bei diesem Verfahren je nach topographischer Geländeform im Kalibriergebiet numerische Instabilitäten (Singularitäten) auftreten können. Voruntersuchungen über Parametrisierung und deren Bestimmbarkeit sind in dieser Arbeit nicht bzw. nicht umfassend dokumentiert. Es existieren mittlerweile zahlreiche Veröffentlichungen, welche sich mit den technischen Eigenschaften von ScaLARS, der Datenqualität sowie der Weiterverarbeitung zu kundenspezifischen Endprodukten befassen. Hierzu sind besonders die Arbeiten von [Favey et al. 2002], [Hug, Wehr 1999], [Thiel, Wehr 1999a], [Thiel, Wehr 1999c], [Thiel, Wehr 2001] und [Wehr, Hug 1997] hervorzuheben. Eine kurze Beschreibung der Hauptkomponenten zur Aufnahme (ScaLARS) und Flugnavigation (Applanix POS/AV) kann Kapitel 1.3 und 1.4 entnommen werden. Diese Ausführungen begrenzen sich jedoch weitgehend auf diejenigen Spezifikationen, welche in Verbindung mit der Arbeit von Bedeutung sind. Darüber hinausgehende Informationen können den angegebenen Literaturquellen entnommen werden.

1.1 Aufgabenstellung

Das Ziel der Arbeit ist die Ausarbeitung und Umsetzung eines praxistauglichen Konzepts zur Systemkalibrierung des Laserscanners ScaLARS, welches eine standardisierte Vorgehensweise zur Qualitätssicherung aufweisen soll. Diese operationelle Kalibrierung soll primär aus Messdaten abgeleitet werden, wie sie bei Überflügen von Aufnahmegebieten gewonnen werden. Darüber hinaus soll eine aktuelle Dokumentation der Leistungsfähigkeit von ScaLARS erfolgen. Es kann vorausgesetzt werden, dass die nicht aus Überflügen bestimmbar Parameter vorab z.B. durch Labormessungen bestimmt werden. Sind zur Kalibrierung darüber hinaus noch weitere externe Referenzinformationen erforderlich, so sollten diese nach einem Verfahren mit möglichst geringem Aufwand und hinreichender Effizienz beschafft werden.

1.2 Überblick und Vorgehensweise bei der Ausarbeitung

Für die Entwicklung eines Konzepts zur Systemkalibrierung mussten zuerst in Anlehnung an Realdaten verschiedene Simulations- und Diagnoseprogramme erstellt werden, welche das gesamte Sensorsystem umfassend modellieren. Für Entwicklungsarbeiten dieser Art besitzen synthetische Datensätze den großen Vorteil, dass sie leicht zu modifizieren sind und mit exakt fehlerfreien oder vorgegebenen Fehlereffekten das Kalibriermodell unabhängig sensibilisiert und verifiziert werden kann. Mit Hilfe dieser Simulatoren wurden verschiedene Datensätze mit unterschiedlichen Eigenschaften generiert, die auch zur Konsistenzprüfung während der einzelnen Entwicklungsschritte verwendet wurden. Auf der Grundlage eines umfassenden Parametermodells, des allgemeinen Ausgleichungsansatzes, den einzelnen partiellen Ableitungen und den simulierten Datensätzen erfolgten bezüglich ScaLARS zunächst Sensitivitätsuntersuchungen zu den Modellparametern unter dem Aspekt einer möglichst exakten Georeferenzierung. Weitere Untersuchungen und Erfahrungswerte haben gezeigt, dass die im Intensitätsbild der Laserdaten auflösbaren Markierungen auf Start- und Landebahnen für die Kalibrierung optimal genutzt werden können. Dabei muss in Bezug zum funktionalen Modell streng unterschieden werden, ob von einer Markierung exakte lokale Einmessungen vorliegen (z.B. mittels differentiellem Trägerphasen GPS) oder ob zur Koordinierung einer Markierung ausschließlich die Intensitätsinformation aus den Laserdaten genutzt wird. Durch diesen Umstand lässt sich untersuchen, in welchem Umfang eine Systemkalibrierung bei ScaLARS auf externe Referenzinformationen angewiesen ist und ob im Gegenzug eine ausreichende Kalibrierung unabhängig von externen Referenzinformation überhaupt möglich ist. Darauf aufbauend weisen verschiedene Korrelationsuntersuchungen die Bestimmbarkeit der einzelnen Modellparameter aus Überflügen nach und legen berechenbare Parametersätze einschließlich der notwendigen Genauigkeit fest.

Auf diesen Grundlagen erfolgte anschließend die Umsetzung der theoretischen Erkenntnisse in Form von modularen Algorithmen zu einem vollständigen und robusten Kalibrierprogramm. Programmtechnisch lag der Fokus insbesondere auf einer durchgängigen Lösungsstrategie und einem automatischen Programmablauf, welcher mit möglichst wenig manueller Interaktion auskommt. Ziel ist es auch, die Kalibrierung aus möglichst einfachen Referenzinformationen abzuleiten. Das hier verfolgte Lösungskonzept ist den in der Luftbildphotogrammetrie üblichen Aero-Triangulationsverfahren ähnlich. Es werden hier ebenso punktbezogene, vollständige Geometriedaten zur Kalibrierung verwendet. Im Gegensatz zur Photogrammetrie erfolgt bei Fluglasern die Erfassung von Objekten jedoch in Form einer Punktwolke eher flächenhaft als randscharf und kleine, punktbezogene Referenzinformationen können in der Regel nicht ausreichend aufgelöst werden. Anders sieht es mit großflächigen, mittelpunktsymmetrischen Objekten wie etwa den Landebahnmarkierungen aus. Diese können in Abhängigkeit von Grundfläche und Diskretisierung abgebildet und die innerhalb auftreffenden Lasermessungen automatisch über eine intensitätsbasierte Klassifizierung (Bildverarbeitung)

identifiziert werden. In einem nächsten Schritt erfolgt die Ableitung des Mittelpunkts aus der Punktwolke der identifizierten Treffer, welcher korrekt als Flächenschwerpunkt bezeichnet werden muss. Durch Zerlegen der Punktwolke in partielle Teilflächen kann der Flächenschwerpunkt als gewichteter Mittelwert berechnet werden. Die Zerlegung der Punktwolke in partielle Teilflächen erfolgt hier mit Hilfe der Dreieckszerlegung nach Delaunay. Zur Sicherstellung identischer Bezugspunkte wird auch bei Verwendung externer Referenzinformationen deren Flächenschwerpunkt verwendet. Untersuchungen zu genauigkeitslimitierenden Faktoren und die Implementierung umfangreicher Kontrollroutinen zur Sicherung von Datenkonsistenz und Steigerung der programmtechnischen Zuverlässigkeit und Robustheit runden das Konzept anwendungs- und benutzersicher ab.

Mit dieser erstellten Kalibriersoftware zusammen mit den synthetischen Flugnavigations- und Laserdatensätzen sowie entsprechenden Referenzinformationen innerhalb der verwendeten Flugszenen konnten anschließend wichtige Grundlagen und Strategien bei der Kalibrierung unter kontrollierten Bedingungen erarbeitet werden. Dadurch lässt sich die Leistung und das zu erwartende Potential für die Datensätze aus echten Flugmissionen abschätzen und vorhersagen. Außerdem konnte an dieser Stelle erstmalig die Richtigkeit der aufeinander aufbauenden Programmroutinen als Ganzes verifiziert werden. Im Vordergrund standen dabei Fragestellungen zur Lösbarkeit, Genauigkeit und Zuverlässigkeit ebenso wie grundsätzliche Empfehlungen zu optimalen Referenzinformationen, Bestimmungskonstellationen, Flugmuster und Fluggeschwindigkeit im Aufnahmegebiet sowie auch zum Laufzeitverhalten. Aufbauend auf diesen Erfahrungen wurde in einem letzten Schritt das hier zugrunde liegende Kalibriermodell auf der Basis von zwei Flugmissionen dem Jahre 2002 und 2003 verifiziert. Im Hinblick auf die Interpretation der erzielten Kalibrierergebnisse sowie der Leistungsbilanz von ScaLARS werden zunächst die relevanten Eigenschaften und Qualitäten aller beteiligten Daten klassifiziert und diskutiert, da Fehler in den Basisdaten sich fortpflanzen und Endergebnisse leicht verfälschen können. Basierend auf diesen Rahmenbedingungen erfolgt die Qualitätsabschätzung und der Nachweis der mit dem Aufnahmesystem ScaLARS erzielten Genauigkeit und Langzeitstabilität für insgesamt acht Überflüge sowohl mit als auch ohne externe Referenzinformationen. Identifizierte Stärken und Schwachstellen am Sensorsystem und dessen Datenmaterial werden jeweils am Ende einer jeden Ergebnisdokumentation diskutiert. Eine zusammenfassende Diskussion aller erreichter und nicht erreichter Ziele sowie künftige Forschungsschwerpunkte erfolgt in Kapitel 8, in welchem auch die einzelnen Schwerpunkte der Arbeit querverwiesen sind.

Alle programmtechnischen Umsetzungen im Rahmen dieser Arbeiten erfolgten in der Hochsprache C/C++, wobei als Programmcompiler der Borland C++ Builder¹ Version 3.0 verwendet wurde. Als Rechnerplattformen wurden Personal Computer mit Intel Pentium² Prozessoren und Betriebssystem Microsoft Windows NT³ Version 4.0 verwendet. Die Ausarbeitung und Dokumentation der Arbeit erfolgte mit Microsoft Office 97.

1.3 Der Aufnahmesensor ScaLARS – Stand der Technik

Beim Airborne Laserscanner ScaLARS (Scanning Laser Altimeter and Reflectance Sensor) handelt es sich um ein nicht kommerzielles, wissenschaftliches Prototypsystem (Hard- und Software), das in mehrjähriger Forschungsarbeit am Institut für Navigation an der Universität Stuttgart entwickelt und gebaut wurde.

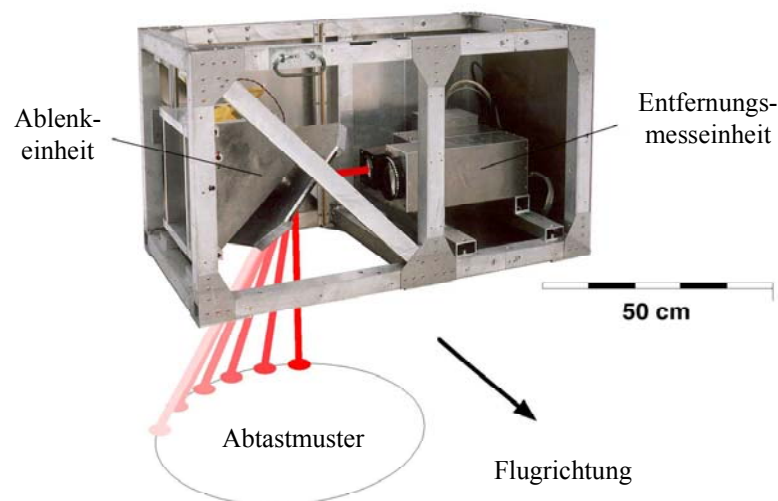


Abbildung 1.1: Funktionsprinzip und Hauptbestandteile des Aufnahmesensors ScaLARS

¹ Borland C++ Builder ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Borland Software Corporation (URL: <http://www.borland.com/>).

² Pentium ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Intel Corporation (URL: <http://www.intel.com/>).

³ Microsoft Windows NT ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Microsoft Corporation (URL: <http://www.microsoft.com/>).

1 Einleitung

Der Sensor setzt sich im Wesentlichen aus den Komponenten Entfernungsmesseinheit (Sende- und Empfangsapertur), einem rotierenden Laserspiegel zur Ablenkung des Messstrahls und externen elektronischen Regelungs- und Registereinheiten zusammen. Die Komponenten sind in Abbildung 1.1, Abbildung 1.2 und Abbildung 7.2 dargestellt. Das verwendete Verfahren zur Entfernungsmessung basiert auf der Continuous-Wave (CW) Technologie, wie sie im Bereich der geodätischen Tachymetersysteme seit Jahren Stand der Technik ist. Dabei werden der kontinuierlich ausgestrahlten Infrarot-Trägerwelle von $\lambda_1=810$ nm (IR) zwei sinusförmige Signale der Wellenlänge $\lambda_1\approx 150$ m (1 MHz) und $\lambda_2\approx 15$ m (10 MHz) aufmoduliert. Das auf der Geländeoberfläche reflektierte Signal weist gegenüber dem ausgesendeten Signal eine Phasenverschiebung auf, die in Verbindung mit der Anzahl an vollständig durchlaufenen Zyklen der Modulationswellenlänge die Entfernung ergibt. Der rotierende Spiegel lenkt dabei den Messstrahl aufgrund einer Taumelbewegung längs und quer zur Flugrichtung ab und gewährleistet in Verbindung mit der Vorwärtsbewegung des Flugzeugs eine flächenhafte Geländeerfassung. Aus der Messstrahlablenkung resultiert ein ellipsenförmiges Abtastmuster (Palmer-Scan) auf der Geländeoberfläche. Das überflogene Gelände wird dadurch in einem Vor- und in einem Rückblick doppelt erfasst. Diese Selbstüberlappung entspricht einem zweiten Überflug und kann zur Plausibilitätsprüfung, zur Verbesserung der Daten oder zur Ableitung der beim Phasenvergleichsverfahren notwendigen Eindeutigkeitsbereiche verwendet werden. Durch diese redundante Erfassung wird das Vertrauensniveau der Ergebnisse erheblich gesteigert.



Abbildung 1.2: Die Ablenkeinheit in der Draufsicht

Abbildung 1.2 zeigt die einzelnen Hauptkomponenten der Ablenkeinheit. Von oben nach unten: IMU, Absolutwinkelencoder, DC-Scheibenmotor und darunter der AL-Oberflächenspiegel sowie auch die notwendige Nähe der IMU zum Perspektivzentrum. Je näher eine IMU am Perspektivzentrum montiert ist, desto unabhängiger sind deren Messungen von thermischen oder materialdynamischen Effekten. Die aktuelle Sensorleistung von ScaLARS kann aus Tabelle 1.1 entnommen werden. Das hier verwirklichte Entfernungsmessprinzip einschließlich des Vor- und Rückblicks ist nach aktuellem Stand der Recherchen im Bereich der Fluglaser (weltweit) einzigartig.

Parameter	Wert
Laserquelle	CW Laserdiode, InGa(Al)As
Empfangsdetektor	Si Avalanche Photodiode
Mittlere Strahlungsenergie	0.8 W
Wellenlänge	810 nm (IR)
Modulationsfrequenzen	10 MHz, 1 MHz
Maximale Entfernung	~ 750 m
RMS (95%)	0.03 m .. 0.16 m
Strahlungsdivergenz	1 mrad
Taktrate	7.69 kHz
Auflösung der Intensität	13 bit (0..8192)
Spiegelrotation	20 Hz
FOV (Field of View, Gesichtsfeld)	28° oder 40°
Masse	80 kg

Tabelle 1.1: Die aktuellen technischen Leistungsdaten von ScaLARS

Die Steuerung und Datenaufzeichnung des Aufnahmesensors ScaLARS erfolgt mit Hilfe einer speziellen Controller-Software. Als Datenspeicher werden SCSI Festplatten verwendet, die während einer Befliegung ausgetauscht werden können. Für die Off-Line Datenauswertung im Büro stehen Softwarekomponenten in Form einer Prozesskette zur Verfügung, die das Post-Processing von der Bereitstellung der Daten über Kalibrierung, Georeferenzierung, Klassifizierung bis hin zur Generierung von diskreten Oberflächenmodellen unterstützen.

1.4 Integriertes GPS/IMU System Applanix POS/AV

Die zur direkten Georeferenzierung der ScaLARS Laserdaten notwendigen Parameter der äußeren Orientierung werden in der Regel mit dem institutseigenen hochgenauen Positionierungs- und Orientierungssystem POS/AV 510 der Firma Applanix⁴ während der Befliegung direkt erfasst und gespeichert (Abbildung 1.3). POS/AV wurde speziell für die raumbezogene direkte Georeferenzierung von Sensordaten entwickelt und wird z.B. in Kombination mit Luftbildkameras, Laserscanner, digitalen Bildsensoren, Radarsystemen mit synthetischer Apertur (SAR) und LIDAR genutzt.



Abbildung 1.3: Das Positionierungs- und Orientierungssystem Applanix POS/AV 510

POS/AV besteht im Wesentlichen aus einem zweifrequenz NovAtel⁵ MiLLenium GPS Empfänger, einer Strap Down IMU der Firma Inertial Science⁶ sowie einer Einheit zur Steuerung, Echtzeitnavigation und Datenaufzeichnung (PCS). Die äußerst hochwertige dreiaxige IMU enthält zwei mechanische Gyroskope mit je zwei Freiheitsgraden und drei Beschleunigungsmesser, welche dreidimensionale Geschwindigkeits- und Winkelinkremente mit einer Datenrate von 200 Hz liefert [Inertial Science 2004]. Die relative Genauigkeit dieser IMU wird in [Applanix 2003] mit einer Drift von $< 0.1^\circ/\text{h}$ und einem Rauschen von $< 0.01^\circ/\sqrt{\text{h}}$ angegeben. Bei diesem System wird die höchste Genauigkeit über das Post-Processing in Verbindung mit differentiellem Trägerphasen GPS und unter Voraussetzung eines möglichst idealen Flugmusters erzielt. Die Genauigkeit einer post prozessierten Flugtrajektorie ist in erster Linie von der Qualität der GPS Messungen abhängig und kann bis maximal 200 Hz prozessiert bzw. aufgelöst werden.

POS/AV 510	C/A GPS	DGPS	Differentielles Trägerphasen GPS
Position [m]	4.0 - 6.0	0.5 - 2	0.05 - 0.3
Geschwindigkeit [m/s]	0.05	0.05	0.005
Roll-, Nickwinkel [deg]	0.008	0.008	0.005
Kurswinkel [deg]	0.07	0.05	0.008

Tabelle 1.2: Genauigkeitsangaben des Herstellers für typische Flugmissionen

Tabelle 1.2 zeigt die verschiedenen absoluten Genauigkeitsstufen, welche mit POS/AV für typischen Flugmissionen erreicht werden können. Die damit erzielbaren relativen Genauigkeiten liegen noch etwas höher. Die Post-Prozessierten Navigationsdaten nach der letzten Spalte weisen im kommerziellen Bereich das zur Zeit höchste Genauigkeitspotential auf und liefert für die Zielsetzungen von ScaLARS und dieser Arbeit hinreichend Genauigkeit, Datenrate und Dynamikbereich. Weitere Einzelheiten und Literaturangaben können Kapitel 2.4 entnommen werden.

⁴ Applanix Corporation, Richmond Hill, Ontario / Canada (URL: <http://www.applanix.com/>).

⁵ NovAtel MiLLenium GPSCard, Calgary, Alberta / Canada (URL: <http://www.novatel.ca/>).

⁶ Inertial Science Incorporation, Newbury Park, California / USA (URL: <http://www.inertialscience.com/>).

2 Theoretische Grundlagen

Dieses Kapitel befasst sich mit der Ableitung von globalen, erdfesten Geländepunktkoordinaten aus ScaLARS Laserdaten und der durch das hochgenaue Positionierungs- und Orientierungssystem POS/AV 510 bereitgestellten Sensorpositionen und Orientierungswinkel.

2.1 Georeferenzierung von ScaLARS Laserdaten

Das Ziel für den kommerziellen Einsatz von flugzeuggetragenen Laserscannern ist die schnelle Erfassung und Rekonstruktion von Oberflächenstrukturen der Erdoberfläche. Im Ergebnis stehen dann Koordinaten im jeweiligen (lokalen) Landessystem zur Verfügung, die z.B. zur Generierung von digitalen Karten, Oberflächenmodellen oder GIS dienen. Neben den Koordinaten wird zusätzlich das spektrale Rückstreuverhalten der verschiedenen Reflexionsflächen erfasst, welches Informationen zur Textur enthält. Die so erfassten Geländepunkte werden zunächst basierend auf dem WGS-84 GPS Koordinatensystem dargestellt. Für den Übergang in ein lokales Landekoordinatensystem muss im Anschluss ein Datumsübergang berechnet werden. Entsprechende Transformationsvorschriften werden meist von den dafür zuständigen Vermessungsbehörden bereitgestellt. Außerdem sollte zur Bestimmung von Geoidhöhen aus ellipsoidischen Höhen ein Geoidmodell z.B. das nach [Denker 1989] verwendet werden. Weitere Informationen zum Übergang von globale in lokale Systeme können aus [Heck 2003] entnommen werden. Für die Berechnung der Koordinaten eines Geländepunkts im globalen, erdfesten Koordinatensystem stehen beim Einsatz des ScaLARS Laserscanners nachfolgende Daten zur Verfügung:

- Die Entfernungsmessung vom Perspektivzentrum zur Geländeoberfläche
- Die Blickrichtung des Laserstrahls bezogen auf das Spiegelsystem
- Der Einbauwinkel des Laserscanners im Trägerflugzeug
- Die Einbaukorrekturwinkel bezüglich Roll-, Nick- und Kurswinkel
- Die direkt erfassten Parameter der äußeren Orientierung durch Applanix POS/AV 510

Zur besseren Übersicht und zur einfacheren Untersuchung von Einflussgrößen werden in den nachfolgenden Kapiteln zunächst die verwendeten Koordinatensysteme und der optische Strahlengang des Laserstrahls über unterschiedliche Flugzeuginstallationen, innere und äußere Orientierung zusammengestellt.

2.1.1 Definition der verwendeten Koordinatensysteme

Durch die diskrete Entfernungsmessung entlang einer fest vorgegebenen Blickrichtung, die periodisch längs und quer zur Flugrichtung stattfindende Strahlableitung und die Vorwärtsbewegung des Trägerflugzeugs wird die Geländeoberfläche entlang einer geflogenen Tajektorie flächenhaft erfasst. Die verwendeten Koordinatensysteme zur Berechnung eines Geländepunkts setzen sich aus nachfolgenden Einzelsystemen zusammen. Dabei sind alle Systeme als Rechtssysteme definiert. Es gilt die rechte-Hand Regel.

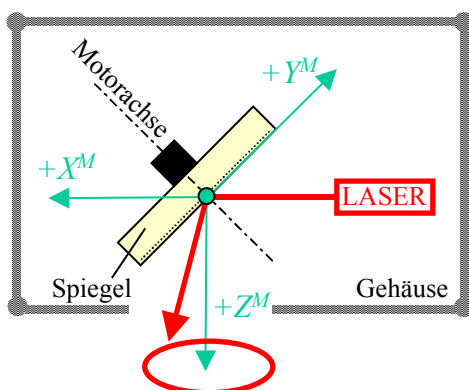


Abbildung 2.1: Das Spiegelsystem M

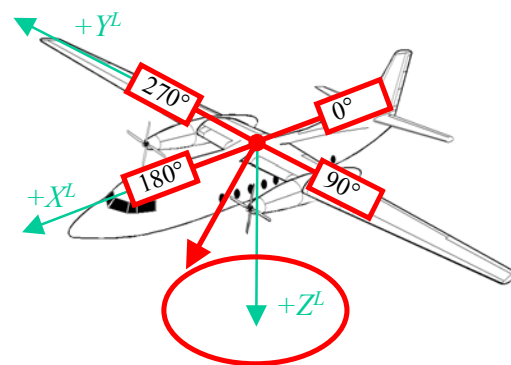
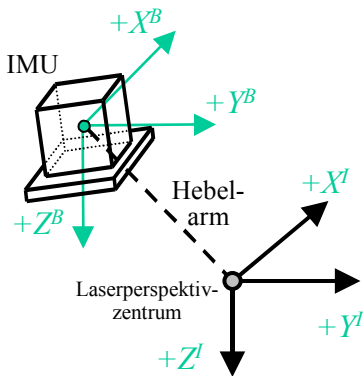
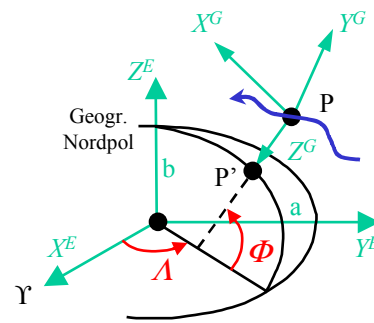


Abbildung 2.2: Das Laserscannersystem L

Im **Spiegelsystem M** wird die Ablenkung des Laserstrahls von der Laserapertur her kommend über den Ablenkspiegel bis hin zur Geländeoberfläche beschrieben (innere Geometrie). Dieses Koordinatensystem ist ein orthogonales System, dessen Ursprung auf der Spiegeloberfläche im Zentrum der Rotation liegt. Auf diesen Ursprung beziehen sich auch die Flugpositionen und Orientierungen, die durch das Applanix POS/AV bereitgestellt werden. Die positive X^M -Achse zeigt in die Verlängerung eines ideal ankommenden Lasermessstrahls, die Y^M -Achse zeigt nach „rechts“ und die Z^M -Achse nach „unten“ (Abbildung 2.1). Nach „rechts“ bedeutet hier, dass die Y^M -Achse senkrecht zur X^M -Achse steht und zur Nullstellung des Absolutwinkelgebers zeigt. Nach „unten“ entspricht dem Normalenvektor bezüglich der Horizontalebene, die durch die X^M - und Y^M -Achse aufgespannt ist. Diese drei Koordinatenachsen sind näherungsweise identisch

bezüglich den Gehäusekanten des Laserscanners ausgerichtet. Alle Komponenten der inneren Orientierung des Laserscanners werden im M -System beschrieben.

Durch die unsymmetrischen Abmessungen des Laserscannergehäuses ergibt sich je nach Platzangebot und Anordnung der Kameraöffnung oft zwangsweise ein unterschiedlicher Einbauwinkel des Laserscanners im Trägerflugzeug, z.B. längs oder quer zur Flugrichtung. Vorgesehen sind bei ScaLARS Einbauwinkel von 0° , 90° , 180° und 270° bezogen auf die Flugzeuglängsachse (Abbildung 2.2). Für den Einbauwinkel 0° zeigt die X^M -Achse nach vorne zum Flugzeugcockpit. Durch Drehung um die Z^M -Achse um den Einbauwinkel wird das Spiegelsystem in das **Laserscannersystem L** überführt. Dabei bleiben Ursprung, Drehsinn und Orthogonalität erhalten. Die Z^L -Achse zeigt nach wie vor nach „unten“, die X^L -Achse wieder nach „vorne“ zum Flugzeugcockpit und die Y^L -Achse nach „rechts“ (rechter Flügel).

Abbildung 2.3: Das IMU System I Abbildung 2.4: Das geodätisch-topozentrische System G und das globale, erdfeste System E

Das **IMU System I** ist ein orthogonales Rechtssystem, dessen Ursprung ebenfalls im Zentrum der Spiegelrotation liegt. Das POS/AV 510 liefert Orientierungswinkel in Form von Roll-, Nick- und Kurswinkel bzw. ω , φ und κ bezogen auf das körperfeste Achssystem B der IMU, dessen Achsen parallel zum I -System ausgerichtet sind (Abbildung 2.3). Des Weiteren sind die Achsen des I -Systems in etwa gleich ausgerichtet wie die Achsen des L -Systems, also X^I -Achse nach vorne zum Flugzeugcockpit, Y^I -Achse nach „rechts“ zum rechten Flügel und die Z^I -Achse nach „unten“. In etwa gleich bedeutet hier, dass die IMU Trägerplatte am Laserscanner wegen Montage- und Fertigungstoleranzen nicht exakt mit dem Lasersystem L übereinstimmt und gleichzeitig das körperfeste IMU System B ebenfalls nicht exakt mit der IMU Befestigungs-Kontaktfläche koinzidiert. Dadurch ergibt sich eine kleine Winkelkorrektur zwischen dem L - und I -System für jede Achsrichtung. Diese Winkelkorrektur kann nur als Summe beider Komponenten und mit Hilfe von Messdaten des Fernerkundungssensors bestimmt werden. Diese konstanten Missweisungen werden unter anderem mit Einbaufehlern, Missweisungen, Einbaukorrekturwinkel oder boresight misalignment angles bezeichnet und werden entsprechend den Orientierungswinkeln mit Einbaukorrekturwinkel bezüglich Roll-, Nick- und Kurswinkel oder $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ angegeben. Diese Einbauwinkel sind in der Regel kleine Winkel ($<5^\circ$), die je nach Fernerkundungssensor und Operationsflughöhe über Grund mit einer hohen Genauigkeit bestimmt werden müssen.

Das **geodätisch-topozentrische Koordinatensystem G** (local level frame) ist das Navigationskoordinatensystem, auf das sich die Orientierungswinkel in Form von Roll-, Nick- und Kurswinkel ω , φ und κ von POS/AV 510 beziehen. Laut Herstellerangaben liegt die XY -Ebene des G -Systems im Punkt P tangential zum Erdreferenzellipsoid (hier: WGS-84). Sie ist parallel zur Tangentialebene im Fußpunkt P' ausgerichtet, d.h. die Z^G -Achse zeigt von P nach P' und steht senkrecht auf der Tangentialebene definiert im Punkt P' . Dabei liegt die X^G -Achse in der Meridianebene des Ellipsoids und zeigt nach geographisch Nord, die Y^G -Achse zeigt nach Osten und die Z^G -Achse senkrecht bezüglich der XY -Ebene entlang der Ellipsoidnormalen (Abbildung 2.4). Somit sind der Kurswinkel auf geographisch Nord und der Roll- und Nickwinkel auf die Ebene senkrecht zur Ellipsoidnormalen bezogen. Das G -System unterscheidet sich geringfügig von dem durch das Schwerfeld der Erde definierte astronomisch-topozentrische Koordinatensystem, da die mathematisch definierte Ellipsoidnormale und die durch das Schwerfeld der Erde definierte Lotrichtung nicht exakt übereinstimmen. Dieser Unterschied wird als Lotabweichung bezeichnet und kann im Hochgebirge bis zu 20 arc-sec betragen. Zur Berücksichtigung dieses Effekts kann beim Post-Processing der Navigationsdaten ein entsprechendes Modell des lokalen Schwerfeldes mit in die Auswertung einbezogen werden. Nähere Informationen hierzu können aus [Applanix 1997] oder [Torge 2003] entnommen werden.

Zur besseren Interpretation von Ausgleichungsergebnissen werden diese im Verlauf der Arbeit oft in den Komponenten **Längs**, **Quer** und **Vertikal** bezüglich der Flugrichtung angegeben. Für diese Darstellung wird das G -System bezüglich der Z^G -Achse um den entsprechenden Kurswinkel κ in Flugrichtung rotiert.

Das **globale, erdfeste Koordinatensystem E** (earth centered, earth fixed frame) bezieht sich auf ein definiertes Referenzellipsoid (hier: WGS-84), dessen Ursprung im Zentrum des Ellipsoids liegt. Die X^E -Achse zeigt entlang der Äquatorebene auf den Haupt- bzw. Nullmeridian (Greenwich), die Y^E -Achse entlang der Äquatorebene zum $+90^\circ$ Meridian und die Z^E -Achse zeigt zum geographischen Nordpol. Das E -System rotiert mit etwa 15° pro Stunde gegenüber dem raumfesten, inertialen Bezugssystem. Das raumfeste, inertielle Bezugssystem findet bei der Georeferenzierung von ScaLARS Laserdaten keine Anwendung. Es wurde an dieser Stelle nur der Vollständigkeit halber genannt.

2.1.2 Berechnung von Geländepunktkoordinaten

Für die Generierung von digitalen Kartenwerken oder Landschaftsmodellen müssen aus den diskret vorliegenden Lasermessungen zuerst dreidimensionale Koordinaten in einem übergeordneten und exakt definierten Bezugssystem berechnet werden. Im Zuge der Georeferenzierung von ScaLARS Laserdaten werden zuerst Koordinaten im globalen, erdfesten Koordinatensystem E berechnet, die dann anschließend mit Hilfe von Kartenprojektion, Datumsübergang und Geoidmodell in lokale Landesvermessungsnetze transformiert werden. Im Folgenden wird der Ablauf der Berechnung eines Geländepunkts P bezogen auf das globale, erdfeste (GPS) Koordinatensystem aus den zur Verfügung stehenden Ausgangsdaten abgeleitet.

Der gesuchte Geländepunktvektor \vec{r}_P kann gemäß Abbildung 2.5 durch Gleichung (2.1) berechnet werden.



Abbildung 2.5: Vektorieller Ansatz zur Georeferenzierung

Hierbei beinhalten die beiden Vektoren \vec{r}_0 und \vec{r}_{Mes} die mit POS/AV 510 direkt gemessenen Koordinaten für das Zentrum der Spiegelrotation X_0, Y_0, Z_0 und die Koordinatendifferenzen dX_P, dY_P, dZ_P vom Zentrum der Spiegelrotation zum Bodenpunkt P . Diese Differenzen können aus der Laserdistanzmessung und dem zugehörigen Winkelinkrement abgeleitet werden. Gemäß nachfolgender Gleichung (2.2) werden die zuvor genannten Vektoren im globalen, erdfesten Koordinatensystem E beschrieben.

$$\underbrace{\begin{pmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{pmatrix}}_{\text{Geländepunkt}}^E = \underbrace{\begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}}_{\text{Zentrum der Spiegelrotation}}^E + \underbrace{\begin{pmatrix} dX_P \\ dY_P \\ dZ_P \end{pmatrix}}_{\text{Messvektor}}^E \quad (2.2)$$

Für die Berechnung der georeferenzierten Geländepunkte müssen insgesamt 15 Rotationen und 3 Translationen berücksichtigt werden. Diese sind in Gleichung (2.3) und (2.4) enthalten und werden in den nachfolgenden Kapiteln ausführlich beschrieben.

$$\begin{pmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{pmatrix}^E = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}^E + \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot R_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M \quad (2.3)$$

mit

$$\begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M = f(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L) \quad (2.4)$$

wobei

X_P, Y_P, Z_P	Geozentrische Koordinaten des Geländepunkts P	[m]
X_0, Y_0, Z_0	Geozentrische Koordinaten des Zentrums der Spiegelrotation	[m]
Φ_0, Λ_0	Geographische Koordinaten des Zentrums der Spiegelrotation	[deg]
ω, φ, κ	Roll-, Nick- und Kurswinkel	[deg]
$\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa$	Einbaukorrekturwinkel für Roll-, Nick- und Kurswinkel	[deg]
θ	Einbauwinkel des Laserscanners im Trägerflugzeug	[deg]
G_X, G_Y, G_Z	Koordinaten eines Geländepunkts P im Spiegelsystem	[m]
$\alpha_M, \beta_M, \gamma_M$	Drehwinkel des Spiegels, Achsneigung, Tauselwinkel	[deg]
$\Delta\alpha_M$	Nullpunktverschiebung am Absolutwinkelgeber	[deg]
dx_L, dy_L, dz_L	Koordinaten der Laserapertur im Spiegelsystem	[m]
β_L, γ_L	Winkel zur Beschreibung der Laserstrahlrichtung	[deg]
ρ_{Mod}	Gemessene Schrägstrecke am Entfernungsmodul	[m]
Add	Additionskonstante	[m]
$Scale$	Maßstabsfaktor	[ppm]

Ausgehend von den mit ScaLARS gemessenen Geländepunktkoordinaten G_X, G_Y und G_Z im Spiegelsystem können mit Hilfe von Gleichung (2.3) Geländepunktkoordinaten im globalen, erdfesten System berechnet werden. Die Berechnung der Koordinaten im Spiegelsystem M erfolgt auf der Basis der inneren Orientierungs- und Entfernungsparameter.

2.1.3 Parametergruppen

Für den weiteren Verlauf der Arbeit werden aus Gründen der besseren Übersicht die zu bestimmenden Parameter des Berechnungssystems in Gruppen zusammengehöriger Größen zusammengefasst. Die nachfolgende Zusammenstellung zeigt die verschiedenen Haupt- und Untergruppen einschließlich deren Hierarchie. Die Parameter werden in den nächsten Kapiteln definiert und ihr Einfluss auf die Genauigkeit des gesamten Lasersystems untersucht.

Innere Orientierung:

- Koordinaten der Laserapertur
 - dx_L
 - dy_L
 - dz_L
- Laserstrahlrichtung
 - β_L
 - γ_L
- Spiegelwinkel
 - Drehwinkel α_M
 - Nullpunktverschiebung $\Delta\alpha_M$
 - Achsneigung β_M
 - Tauselwinkel γ_M

Flugzeugeinbau:

- Einbaukorrekturwinkel
 - bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$
 - bezüglich Nickwinkel $\delta\varphi$
 - bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$

Entfernungsparameter:

- Additiv
 - Additionskonstante Add
- Multiplikativ
 - Maßstabsfaktor $Scale$

Der Vollständigkeit halber sollte an dieser Stelle noch erwähnt werden, dass dem Flugzeugeinbau ebenso der normalerweise bekannte Einbauwinkel θ des Laserscanners sowie die Hebelarme Perspektivzentrum bezüglich IMU und GPS

Antenne zugeordnet sind. Die Hebelarme gehen als bekannte Größen in das Berechnungsmodell ein bzw. werden bereits bei der Prozessierung der Navigationsdaten berücksichtigt.

2.2 Innere Orientierung

Die Parameter der innere Orientierung beinhalten alle mechanisch-geometrischen Einflussgrößen, die zur Berechnung der Blickrichtung des Lasermessstrahls im Spiegelsystem M erforderlich sind. Diese Parameter umfassen sowohl die Position dx_L , dy_L und dz_L der Laserapertur bezüglich des Spiegels, die aktuellen Laserstrahlrichtungen β_L und γ_L zum Spiegel als auch die Winkel zur Beschreibung der Orientierung des Ablenkspiegels α_M , β_M und γ_M . Durch Multiplikation der Entfernungsmessung mit der Blickrichtung des Messstrahls und der Perspektivzentrumskorrektur ergeben sich im Ergebnis die Koordinaten eines Geländepunkts P bezogen auf das Spiegelsystem M . Im Folgenden ist der mathematische Zusammenhang zur Berechnung der Geländepunktkoordinaten im M -System zusammengestellt. Dabei wird der Betrag einer Zahl u oder Funktion $f(x)$ mit $\|u\|$ oder $\|f(x)\|$ dargestellt.

2.2.1 Berücksichtigung von Abstand und Strahlrichtung der Laserapertur

Die Ausbreitung des kollimierten Laserstrahls wird durch die nachfolgende Geradengleichung (2.5) für \vec{L}^M beschrieben. Diese enthält einen Teil der Parameter für die innere Orientierung des Laserscannersystems. Im Idealfall befindet sich das Zentrum der Laserapertur auf der X^M -Achse und der Laserstrahl trifft das Zentrum der Spiegelrotation. Dieses wird auch als Perspektivzentrum des Laserscanners bezeichnet. In diesem Fall sind die Verschiebungen dy_L und dz_L und die Winkel β_L und γ_L gleich Null.

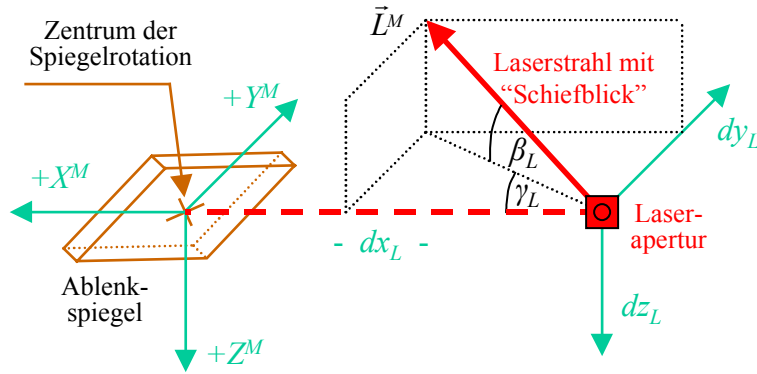


Abbildung 2.6: Abstand und Strahlrichtung der Laserapertur im M -System

Mit \vec{L}^M werden nun abweichend vom Idealfall diese Parameter berücksichtigt. Gleichung (2.5) beschreibt vektoriell den allgemeinen Zusammenhang für einen nicht achsparallel auftreffenden Messstrahl.

$$\vec{L}^M = \vec{a} + t_L \cdot \vec{b} \quad \text{mit } t_L \in \mathfrak{R}^+ \quad (2.5)$$

$$\begin{pmatrix} L_X \\ L_Y \\ L_Z \end{pmatrix}^M = \begin{pmatrix} dx_L \\ dy_L \\ dz_L \end{pmatrix} + t_L \cdot \underline{R}_L(\beta_L, \gamma_L) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

Der Vektor \vec{a} bestimmt die Position der Laserapertur. Im M -System setzt er sich aus den Koordinaten dx_L , dy_L und dz_L zusammen. Der Vektor \vec{b} berechnet sich im M -System durch Multiplikation eines in positiver X^M -Richtung zeigenden Einheitsvektors mit der Rotationsmatrix \underline{R}_L . Diese dreht den Einheitsvektor um die beiden Laserstrahlrichtungen β_L und γ_L , vgl. Gleichung (2.7) bis (2.9). Somit entspricht der Einheitsvektor \vec{b} der Laserstrahlrichtung. An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass es sich bei den Rotationen um Objektdrehungen handelt. Deshalb muss bei der Herleitung der Matrix \underline{R}_L mit inversen Rotationsmatrizen gearbeitet werden [Kruck 2003].

$$\underline{R}(\beta_L) = \begin{pmatrix} \cos \beta_L & 0 & -\sin \beta_L \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_L & 0 & \cos \beta_L \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

$$\underline{R}(\gamma_L) = \begin{pmatrix} \cos \gamma_L & \sin \gamma_L & 0 \\ -\sin \gamma_L & \cos \gamma_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

$$\underline{R}_L(\beta_L, \gamma_L) = \underline{R}^T(\beta_L) \cdot \underline{R}^T(\gamma_L) = \begin{pmatrix} \cos \beta_L \cos \gamma_L & -\cos \beta_L \sin \gamma_L & \sin \beta_L \\ \sin \gamma_L & \cos \gamma_L & 0 \\ -\sin \beta_L \cos \gamma_L & \sin \beta_L \sin \gamma_L & \cos \beta_L \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

Durch Einsetzen von Gleichung (2.9) in (2.6) ergibt sich im Spiegelsystem:

$$\begin{pmatrix} L_X \\ L_Y \\ L_Z \end{pmatrix}^M = \underbrace{\begin{pmatrix} dx_L \\ dy_L \\ dz_L \end{pmatrix}}_a + t_L \cdot \underbrace{\begin{pmatrix} \cos \beta_L \cos \gamma_L \\ \sin \gamma_L \\ -\sin \beta_L \cos \gamma_L \end{pmatrix}}_b \quad (2.10)$$

In Gleichung (2.10) ist nun die Position der Laserapertur und die Laserstrahlrichtung berücksichtigt.

2.2.2 Bestimmung der aktuellen Orientierung des Laserspiegels

Das optische System besteht prinzipiell aus einer Sendeoptik zur Fokussierung des intensitätsmodulierten Laserstrahls, einem rotierenden Oberflächenspiegel zur Ablenkung des Laserstrahls in Richtung Geländeoberfläche und wieder zurück sowie aus einer Empfangsoptik zur Fokussierung der reflektierten Strahlung (Abbildung 2.7). Für jede diskrete Lasermessung existiert eine exakt definierte Messrichtung in Form eines Einheitsvektors, welcher multipliziert mit der Schräg Entfernung und einer Perspektivzentrumskorrektur nach Gleichung (2.5) die orthogonalen Koordinaten eines Geländepunkts im Spiegelsystem ergibt.

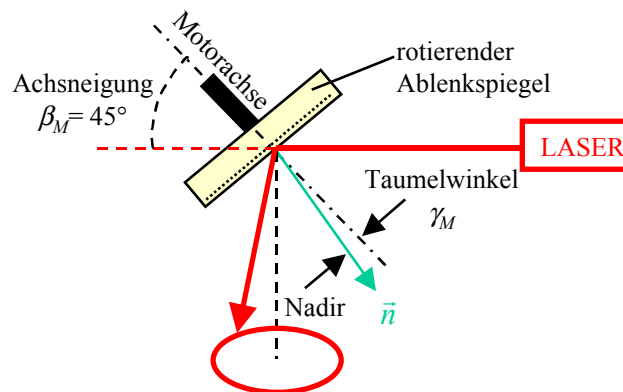


Abbildung 2.7: Prinzipskizze des Ablenkensystems bei ScaLARS

Wie in den nachfolgenden Abbildung 2.8 bis Abbildung 2.10 gezeigt setzt sich die aktuelle Orientierung des Spiegels bezüglich des M Systems aus drei Euler-Drehungen zusammen. Beim folgenden Ansatz wird dabei die Spiegeloberfläche als Ebenengleichung durch die HESSE'sche Normalform dargestellt, vgl. Gleichung (2.11). Die Orientierung der Ebene zur Berechnung des aktuellen Ablenkungswinkels des Spiegels ist eine Ebene, deren Normalenvektor vom Zentrum der Spiegelrotation aus in Richtung der negativen X^M -Achse zeigt.

$$\mathbf{E}: \vec{n} \cdot \vec{x} = d \quad (\text{HNF}) \quad (2.11)$$

$$(\underline{R}_M \cdot \vec{n}_0) \cdot \vec{x} = d \quad (2.12)$$

mit

$$\begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix}_0 = (-1 \ 0 \ 0)^T \quad \text{und} \quad d=0 \quad (2.13)$$

Der Normalenvektor \vec{n}_0 repräsentiert das optische Einfallslot. Dieser wird benötigt, weil nach dem Reflexionsgesetz der Einfallswinkel des ankommenden Laserstrahls zum Einfallslot gleich dem Reflexionswinkel ist. Da der Normalenvektor um das Zentrum der Spiegelrotation gedreht wird ergibt sich für den Abstand der Ebene zum Ursprung $d=0$. Als nächstes wird der Normalenvektor \vec{n}_0 durch die Matrix \underline{R}_M jeweils um dessen Ursprung mit den nachfolgenden drei Eulerwinkeln gedreht.

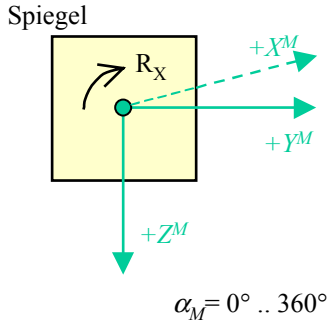


Abbildung 2.8: Rotation (1) um die X^M -Achse $\alpha_M = 0^\circ \dots 360^\circ$

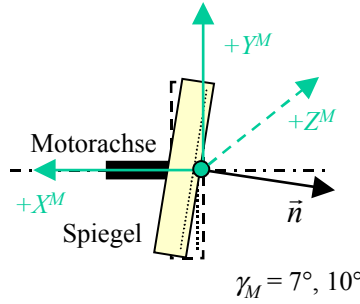


Abbildung 2.9: Rotation (2) um die Z^M -Achse $\gamma_M = 7^\circ, 10^\circ$

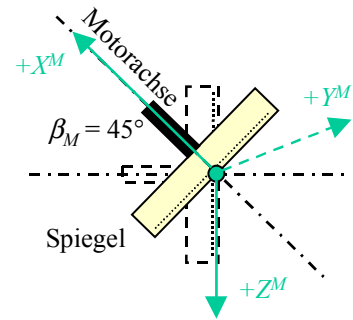


Abbildung 2.10: Rotation (3) um die Y^M -Achse $\beta_M = 45^\circ$

Da Matrizenmultiplikationen nicht kommutativ sind gilt für die Reihenfolge der Rotationen die in den Abbildung 2.8 bis Abbildung 2.10 dargestellte Konvention. Bei diesen drei Rotationen handelt es sich ebenfalls um Objektdrehungen. Die Rotation α_M um die X^M -Achse beschreibt die Drehbewegung des Spiegels um die Drehachse der Motorwelle. Des weiteren muss, wie in Gleichung (2.14) dargestellt, bei dieser Drehung noch eine Nullpunktverschiebung $\Delta\alpha_M$ berücksichtigt werden. Diese resultiert aus Fertigungstoleranzen bei der Montage der Spiegelaufnahme und des Absolutwinkelgebers auf die Motorwelle. Ein parallel zur X^M -Achse ankommender Laserstrahl würde wieder parallel reflektiert werden, jedoch von der Rotation α_M unbeeinflusst bleiben.

$$\underline{R}(\alpha_M + \Delta\alpha_M) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha_M + \Delta\alpha_M) & \sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \\ 0 & -\sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) & \cos(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \end{pmatrix} \quad \text{für } \alpha_M = 0 \dots 360^\circ \quad (2.14)$$

$$\underline{R}(\gamma_M) = \begin{pmatrix} \cos \gamma_M & \sin \gamma_M & 0 \\ -\sin \gamma_M & \cos \gamma_M & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{für } \gamma_M = 7^\circ \text{ oder } 10^\circ \quad (2.15)$$

$$\underline{R}(\beta_M) = \begin{pmatrix} \cos \beta_M & 0 & -\sin \beta_M \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_M & 0 & \cos \beta_M \end{pmatrix} \quad \text{für } \beta_M = 45^\circ \quad (2.16)$$

Durch eine weitere Drehung um den Winkel γ_M um die Z^M -Achse entsprechend Gleichung (2.15) wird eine Taumelbewegung des Spiegels erreicht. Ein parallel zur X^M -Achse einfallender Laserstrahl würde sich jetzt als kreisrunde Figur mit konstantem Radius $r = dx_L \cdot \tan \gamma_M$ um die Laserapertur abbilden. Die dritte Drehung des Ablenkensystems um $\beta_M=45^\circ$ um die Y^M -Achse bewirkt eine zusätzliche Ablenkung des Laserstrahls nach „unten“ in Richtung Geländeoberfläche und gleichzeitig eine Deformation der vormals kreisrunden Figur zu einer ellipsenähnlichen Abbildung. Diese Drehung wird mit Gleichung (2.16) ausgeführt. Die drei Rotationen können zu einer Rotationsmatrix, der Spiegelmatrix \underline{R}_M in der nachfolgend beschriebenen Weise zusammengefasst werden, wobei im Folgenden der Ausdruck $(\alpha_M + \Delta\alpha_M)$ durch α_M^* substituiert wurde.

$$\underline{R}_M(\alpha_M^*, \beta_M, \gamma_M) = \underline{R}^T(\beta_M) \cdot \underline{R}^T(\alpha_M^*) \cdot \underline{R}^T(\gamma_M) \quad (2.17)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \beta_M \cos \gamma_M + \sin \alpha_M^* \sin \beta_M \sin \gamma_M & \sin \alpha_M^* \sin \beta_M \cos \gamma_M - \cos \beta_M \sin \gamma_M & \cos \alpha_M^* \sin \beta_M \\ \cos \alpha_M^* \sin \gamma_M & \cos \alpha_M^* \cos \gamma_M & -\sin \alpha_M^* \\ \sin \alpha_M^* \cos \beta_M \sin \gamma_M - \sin \beta_M \cos \gamma_M & \sin \beta_M \sin \gamma_M + \sin \alpha_M^* \cos \beta_M \cos \gamma_M & \cos \alpha_M^* \cos \beta_M \end{pmatrix} \quad (2.18)$$

Mit Hilfe der Rotationsmatrix (2.18) kann die räumliche Orientierung der Reflexionsoberfläche des Laserspiegels nach Gleichung (2.20), repräsentiert durch deren Ebenen-Normalenvektor aus Gleichung (2.12) für jede beliebige Winklereinstellung des Absolutwinkelgebers durch Multiplikation der Rotationsmatrix \underline{R}_M mit dem ursprünglichen Ebenenormalenvektor \vec{n}_0 berechnet werden.

$$\vec{n}(\alpha_M^*, \beta_M, \gamma_M) = \underline{R}_M(\alpha_M^*, \beta_M, \gamma_M) \cdot \vec{n}_0 \quad (2.19)$$

$$\begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \cos \beta_M \cos \gamma_M + \sin \alpha_M^* \sin \beta_M \sin \gamma_M \\ \cos \alpha_M^* \sin \gamma_M \\ \sin \alpha_M^* \cos \beta_M \sin \gamma_M - \sin \beta_M \cos \gamma_M \end{pmatrix} \quad (2.20)$$

2.2.3 Reflexion des Laserstrahls am Spiegelsystem

Geometrisch wird eine Gerade an einer Ebene gespiegelt, indem zwei Punkte von der Geraden an der Ebene gespiegelt werden - und eine neue Gerade durch diese beiden Spiegelpunkte bestimmt wird. Der am Spiegel reflektierte Strahl wird wie der Laserstrahl \vec{L}^M gemäß Gleichung (2.5) als Gerade \vec{G}^M formuliert. Ausgehend von Gleichung (2.5), die einen beliebig einfallenden Laserstrahl beschreibt stellt der erste Punkt des am Spiegel reflektierten Laserstrahls \vec{G}^M den Durchstoßpunkt \vec{P}_S des Laserstrahls \vec{L}^M mit der Spiegeloberfläche nach Gleichung (2.11) dar. Dieser Durchstoßpunkt von \vec{L}^M an der Spiegeloberfläche definiert das Perspektivzentrum des Laserscanners und kann Variationen aufgrund der Laserstrahlrichtung unterliegen, wenn β_L oder γ_L ungleich Null sind. Unter Verwendung der Lösungsansätze aus der Vektorrechnung nach [Merziger, Wirth 1991] kann der Durchstoßpunkt wie folgt berechnet werden:

$$\vec{P}_S = \vec{a} - \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \vec{b} \quad \text{mit} \quad \vec{n} \cdot \vec{b} \neq 0 \quad (2.21)$$

Liegen die Spiegeloberfläche und der einfallende Laserstrahl parallel zueinander im Raum, so wird das Skalarprodukt im Nenner zu Null. Dieser Sonderfall kann bei ScaLARS bauartbedingt ausgeschlossen werden. Mit Gleichung (2.21) kann der Vektor vom Zentrum der Spiegelrotation zum aktuellen Perspektivzentrum bestimmt werden.

Der zweite Geradenpunkt \vec{P}' des reflektierten Lasermessstrahls ergibt sich durch Spiegelung des Geradenpunkts \vec{P} des einfallenden Laserstrahls an der Spiegeloberfläche (vgl. Abbildung 2.11). Mit Hilfe des Perspektivzentrums \vec{P}_S und des gespiegelten Punktes \vec{P}' nach Gleichung (2.22) lässt sich die Geradengleichung (2.23) für den reflektierten Lasermessstrahl \vec{G}^M formulieren.

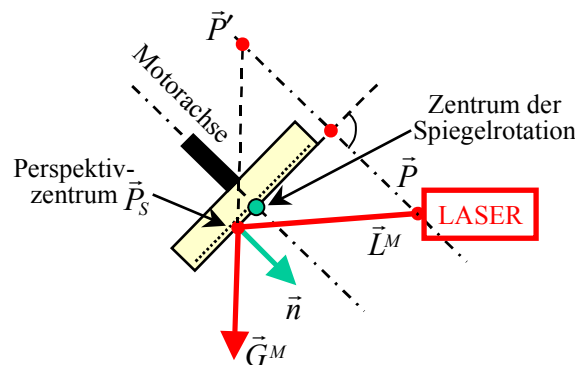


Abbildung 2.11: Reflexion eines beliebig einfallenden Lasermessstrahls \vec{L}^M im Perspektivzentrum \vec{P}_S

Der Geradenpunkt \vec{P} liegt in der Laserapertur und ist Teil der einfallenden Lasergeraden. Dieser Punkt \vec{P} wird an der Spiegeloberfläche nach dem Lösungsansatz nach [Merziger, Wirth 1991] gespiegelt. Im Ergebnis erhält man nach Gleichung (2.22) den gespiegelten Punkt \vec{P}' .

$$\vec{P}' = \vec{a} - 2 \cdot (\vec{n} \cdot \vec{a}) \cdot \vec{n} \quad (2.22)$$

Der Vektor \vec{P}_S enthält die Variation des tatsächlichen Perspektivzentrums bezogen auf das Zentrum der Spiegelrotation. Mit Hilfe von \vec{P}_S , \vec{P}' und des Entfernungswerts ρ können mit Gleichung (2.23) Koordinaten eines Geländepunkts im Spiegelsystem M bezogen auf das Zentrum der Spiegelrotation berechnet werden.

$$\vec{G}^M = \underbrace{\vec{P}_S}_{\text{Perspektivzentrum}} + \rho \cdot \underbrace{\frac{\vec{P}_S - \vec{P}'}{\|\vec{P}_S - \vec{P}'\|}}_{\text{Blickrichtung}} \quad \text{mit} \quad \rho \in \mathfrak{R}^+ \quad (2.23)$$

Gleichung (2.23) formuliert den Zusammenhang zwischen den Lasermessungen und den räumlichen Koordinaten eines Geländepunkts und gilt für jedes Koordinatensystem. Durch Multiplikation der Blickrichtung mit der zugehörigen Entfernung ρ und Berücksichtigung der Variation des Perspektivzentrums werden die Geländepunktkoordinaten berechnet. Dabei entspricht die Steigung der Geradengleichung (2.23) der Blickrichtung des an der Spiegeloberfläche reflektierten Laserstrahls und der konstante Anteil entspricht der Verschiebung des Perspektivzentrums. Durch Anwenden der Gleichungen (2.10) bis (2.22) ergibt sich über Gleichung (2.24) die Gleichung (2.25) zur Berechnung der orthogonalen Geländepunktkoordinaten G_X , G_Y und G_Z im Spiegelsystem M .

$$\vec{G}^M = \underbrace{\vec{a} - \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \vec{b}}_{\text{Perspektivzentrum}} + \underbrace{\left(\text{Add} + (1 + \text{Scale}) * \rho_{Mod} - \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \vec{b} \right)}_{\text{Schrägentfernung } \rho} \cdot \underbrace{\left[\frac{2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \vec{b}}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \vec{b} \right\|} \right]}_{\text{Blickrichtung}} \quad (2.24)$$

$$\begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M = \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} - \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} + \rho \cdot \frac{\begin{pmatrix} 2 \cdot \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} \end{pmatrix}}{\left\| \begin{pmatrix} 2 \cdot \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} \end{pmatrix} \right\|} \quad (2.25)$$

$$\text{mit} \quad \rho = \text{Add} + (1 + \text{Scale}) * \rho_{Mod} - \left\| \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} \right\| \quad (2.26)$$

Zur Korrektur der Entfernungsmessung muss sowohl ein Maßstabsfaktor *Scale* als auch eine Additionskonstante *Add* berücksichtigt werden. Die gemessene Entfernung ρ_{Mod} am Modem umfasst die Summe der beiden Entfernungen aus der Strecke Laserapertur zum Perspektivzentrum und Perspektivzentrum zum Geländepunkt. Da für die Koordinatenberechnung jedoch die Entfernung Perspektivzentrum zum Geländepunkt ρ benötigt wird, muss bei der gemessenen Gesamtentfernung ρ_{Mod} der Streckenanteil Laserapertur zum Perspektivzentrum berücksichtigt werden (Nullpunktverschiebung).

2.2.4 Überführung der Blickrichtung des Messstrahls in die Darstellung nach [Hug 1996]

Analog zur Darstellung der Blickrichtung des Laserscanners zur Geländeoberfläche mit Hilfe der Vektoralgebra nach Gleichung (2.24) kann diese auch wie in [Hug 1996] verwendet mit Hilfe von trigonometrischen Funktionen berechnet werden. Für den Sonderfall, dass der Messstrahl eine ideale Ausrichtung aufweist und exakt entlang der X^M -Achse im Zentrum der Rotation am Spiegel ankommt, ergeben beide Verfahren analytisch identische Blickrichtungen. Es gilt:

$$\begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} = (+1 \ 0 \ 0)^T \quad \text{für} \quad \begin{cases} \beta_L = 0^\circ \\ \gamma_L = 0^\circ \end{cases} \quad (2.27)$$

Durch Einsetzen von Gleichung (2.27) in den Blickrichtungsanteil von Gleichung (2.24) ergibt sich:

$$\begin{pmatrix} G_X^* \\ G_Y^* \\ G_Z^* \end{pmatrix}^M = \begin{bmatrix} 1 - 2n_1n_1 \\ -2n_1n_2 \\ -2n_1n_3 \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

Die Koordinatenkomponenten sind in diesem Sonderfall nur noch vom Normalenvektor des Spiegels abhängig. Gleichung (2.29) weist nach, dass der Betrag aus den einzelnen Blickrichtungskomponenten nach wie vor Eins ergibt.

$$\begin{aligned} \left\| \begin{pmatrix} 1 - 2n_1n_1 \\ -2n_1n_2 \\ -2n_1n_3 \end{pmatrix} \right\| &= \sqrt{1 - 4n_1n_1 + 4n_1^2n_1^2 + 4n_1^2n_2^2 + 4n_1^2n_3^2} \\ &= \sqrt{1 - 4n_1^2(-1 + n_1^2 + n_2^2 + n_3^2)} \quad \text{mit } \vec{n} \cdot \vec{n} = 1 \\ &= \sqrt{1 - 4n_1^2(-1 + 1)} = 1 \end{aligned} \quad (2.29)$$

Für die weitere Betrachtung wird in Gleichung (2.28) der Normalenvektor der Spiegeloberfläche entsprechend Kapitel 2.2.2 eingesetzt. Im Gegensatz zur Arbeit von [Hug 1996] wurde bei ScaLARS zwischenzeitlich die Nullposition des Absolutwinkelgebers um $\Delta\alpha_M = +90^\circ$ verlegt⁷. Um beide Varianten der Blickrichtungsberechnung vergleichen zu können muss dieser Umstand durch Anwendung der Additionstheoreme (2.30) und (2.31) berücksichtigt werden.

$$\sin(\alpha_M + 90) = \cos\alpha_M \quad (2.30)$$

$$\cos(\alpha_M + 90) = -\sin\alpha_M \quad (2.31)$$

$$\begin{pmatrix} n_1^* \\ n_2^* \\ n_3^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos\beta_M \cos\gamma_M - \cos\alpha_M \sin\beta_M \sin\gamma_M \\ \sin\alpha_M \sin\gamma_M \\ -\cos\alpha_M \cos\beta_M \sin\gamma_M + \sin\beta_M \cos\gamma_M \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

Der um die unterschiedliche Nullstellung korrigierte Normalenvektor \vec{n}^* der Spiegeloberfläche aus Gleichung (2.32) entspricht nun der Darstellung des Normalenvektors, wie er in der Arbeit von [Hug 1996] verwendet wurde. Für die Berechnung der Strahlenablenkung in X -, Y - und Z -Richtung bezogen auf das Spiegelsystem werden in [Hug 1996] zunächst mit den beiden Gleichungen (2.33) und (2.34) aus den Winkeleinstellungen α_M , β_M und γ_M die beiden Ablenkwinkel A und B berechnet. Der Winkel A beschreibt dabei die Ablenkung des Messstrahls in der YZ -Ebene und B den Ablenkwinkel in der XZ -Ebene.

⁷ Für die Messung der aktuellen Winkelposition α_M wird bei jedem Nulldurchlauf am Absolutwinkelgeber eine messtechnisch notwendige Synchronisierung ausgelöst, die einen kurzzeitigen Datenverlust zur Folge hat. Da diese Synchronisierung in der Arbeit von [Hug 1996] an einer bezüglich der Geländepunktdichte ungünstigen Position auf dem Abtastmuster durchgeführt worden ist, wurde zwischenzeitlich diese Nullposition des Winkelencoders auf $\alpha_M = 270^\circ$ verlegt. Dadurch entspricht das α_M aus Gleichung (2.14) nur nach einer weiteren Drehung um $+90^\circ$ der selben Nullposition, wie sie in der Arbeit von [Hug 1996] verwendet wurde.

$$\begin{aligned} A &= 2 \cdot \arccos(-n_1^*) \\ n_1^* &= -\cos \frac{A}{2} \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$\begin{aligned} B &= -\arctan\left(\frac{n_2^*}{n_3^*}\right) \\ n_2^* &= n_3^* \cdot \tan(-B) \\ n_2^* &= -n_3^* \cdot \tan B \end{aligned} \quad (2.34)$$

Durch Substitution der drei Spiegelwinkel α_M , β_M und γ_M mit den beiden Ablenkungswinkeln A und B aus den Gleichungen (2.33) und (2.34) ergibt sich die in Gleichung (2.35) zusammengestellten Blickrichtung, die von den beiden Ablenkungswinkeln A und B und zunächst noch von der dritten Komponente des Normalenvektors abhängig ist.

$$\begin{bmatrix} G_X^* \\ G_Y^* \\ G_Z^* \end{bmatrix}_{\vec{n}^*}^M = \begin{bmatrix} -\cos A \\ +2 \cos \frac{A}{2} \cdot n_3^* \cdot \tan B \\ -2 \cos \frac{A}{2} \cdot n_3^* \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

Durch Einführen einer weiteren Bedingung, dass der Betrag der Blickrichtung Eins ergeben muss, lässt sich wie in Gleichung (2.37) gezeigt auch die dritte Komponente des Normalenvektors als eine Funktion von A und B ausdrücken.

$$\|\vec{G}_M^*\| = 1 \quad (2.36)$$

$$n_3^* = \frac{1}{2} \cdot \frac{\sin A \cdot \cos B}{\cos \frac{A}{2}} \quad (2.37)$$

Durch Einsetzen von Gleichung (2.37) in (2.35) ergeben sich schließlich die drei Blickrichtungskomponenten des Messstrahls vom Perspektivzentrum zum Geländepunkt. Alle Komponenten in Gleichung (2.38) sind nun ausschließlich von den beiden Ablenkungswinkeln A und B abhängig und wurden in dieser Weise in der Arbeit von [Hug 1996] verwendet.

$$\begin{bmatrix} G_X^* \\ G_Y^* \\ G_Z^* \end{bmatrix}_{\vec{n}^*}^M = \begin{bmatrix} -\cos A \\ \sin A \cdot \sin B \\ -\sin A \cdot \cos B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{bmatrix}^{Hug} \quad (2.38)$$

Diese Herleitung zeigt, dass sich beide Ansätze der Blickrichtungsberechnung analytisch ineinander überführen lassen, falls der Messstrahl exakt entlang der X^M -Achse im Zentrum der Rotation am Spiegel ankommt.

2.3 Flugzeugeinbau

Der Flugzeugeinbau berücksichtigt die spezifischen Einbauvarianten des Laserscanners im Trägerflugzeug. Je nach Platzangebot und Aufgabenstellung kann ScaLARS mit unterschiedlicher Ausrichtung gegenüber der Flugrichtung eingebaut werden. Auch die IMU kann unterschiedlich am Sensorkopf befestigt sein. Diese Sachverhalte müssen bei der Datenprozessierung unbedingt berücksichtigt werden.

2.3.1 Berücksichtigung des Einbauwinkels im Trägerflugzeug

Aufgrund der unsymmetrischen Abmessungen des ScaLARS Laserscanners (Abbildung 1.1) und dem zur Verfügung stehenden Platzangebot im Trägerflugzeug muss der Laserscanner entweder längs oder quer zur Flugrichtung eingebaut werden. Bevorzugt wird jedoch der Einbau quer zur Flugrichtung. Hierdurch wird aufgrund des ellipsenförmigen Abtastmusters eine größere Streifenbreite erzielt. Zur Berücksichtigung der verschiedenen Einbauwinkel muss das Spiegelsystem M um den aktuellen Einbauwinkel θ um die gemeinsame Z -Achse ins Laserscannersystem L gedreht werden. Gemäß der Konvention in Kapitel 2.1.1 zeigt der aus der Laserapertur austretende Messstrahl in Flugrichtung

bei einem Einbauwinkel von $\theta=0^\circ$. Im allgemeinen nimmt θ die dort angegebenen diskreten Werte an. Diese Laser-scannerausrichtung wird in der Rotationsmatrix nach Gleichung (2.39) berücksichtigt. Abbildung 2.2 veranschaulicht die verschiedenen Einbaumöglichkeiten des Laserscanners im Trägerflugzeug.

$$\underline{R}_M^L(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{für } \theta = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ \text{ oder } 270^\circ \quad (2.39)$$

2.3.2 Berücksichtigung der Einbaukorrekturwinkel

Das IMU-Koordinatensystem I und das Laserscannersystem L spannen jeweils eine Referenzebene auf, deren Achsen zwar in etwa gleich ausgerichtet sind und deren X -Achsen in Flugrichtung zeigen, jedoch aber nicht exakt miteinander koinzidieren. Diese nicht vermeidbaren Abweichungen sind bezogen auf die Flugachsen Roll-, Nick- und Kurswinkel und werden als Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ angegeben. Diese Winkel werden im Sprachgebrauch auch als Einbaukorrektur oder boresight misalignment angles bezeichnet und haben je nach Größe, Aufnahmegeometrie des Sensors und Flughöhe einen mehr oder weniger großen Einfluss auf die Georeferenzierung. Die Einbaukorrekturwinkel werden mit Hilfe der Rotationsmatrix \underline{R}_L^I nach Gleichung (2.41) berücksichtigt.

$$\underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) = \underline{R}^T(\delta\kappa) \cdot \underline{R}^T(\delta\varphi) \cdot \underline{R}^T(\delta\omega) \quad (2.40)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos\delta\kappa \cdot \cos\delta\varphi & \cos\delta\kappa \cdot \sin\delta\varphi \cdot \sin\delta\omega - \sin\delta\kappa \cdot \cos\delta\omega & \cos\delta\kappa \cdot \sin\delta\varphi \cdot \cos\delta\omega + \sin\delta\kappa \cdot \sin\delta\omega \\ \sin\delta\kappa \cdot \cos\delta\varphi & \sin\delta\kappa \cdot \sin\delta\varphi \cdot \sin\delta\omega + \cos\delta\kappa \cdot \cos\delta\omega & \sin\delta\kappa \cdot \sin\delta\varphi \cdot \cos\delta\omega - \cos\delta\kappa \cdot \sin\delta\omega \\ -\sin\delta\varphi & \cos\delta\varphi \cdot \sin\delta\omega & \cos\delta\varphi \cdot \cos\delta\omega \end{pmatrix} \quad (2.41)$$

Die partiellen Drehungen in Gleichung (2.40) werden mit Hilfe der Drehmatrizen (2.42) bis (2.44) in der beschriebenen Reihenfolge durchgeführt.

2.4 Äußere Orientierung und Transformation

Im Gegensatz zur indirekten Bestimmung der Parameter der äußeren Orientierung, wie sie in der klassischen Luftbild-photogrammetrie mit Hilfe von Passpunkten und Aero-Triangulationsverfahren Anwendung findet, werden nach dem aktuellen Stand der Technik die Parameter der äußeren Orientierung vermehrt direkt durch hochgenaue Positionierungs- und Orientierungssysteme (POS) bestimmt. Diese Systeme liefern zu jedem beliebigen Zeitpunkt die Position und Fluglagewinkel mit differentiellen Trägerphasen GPS und einer hochwertigen, dreiachsigen Inertialen Messeinheit (IMU). Das GPS dient hierbei primär der Positionsbestimmung und die IMU erfasst in erster Linie die Fluglagewinkel. Der große Vorteil dieser Technik ist, dass für die Georeferenzierung keinerlei Passpunktinformationen erforderlich sind. Die Georeferenzierung mit POS wird auch als direkte Georeferenzierung bezeichnet und findet nicht nur bei Laserscannern Anwendung, sondern wird u.a. auch bei digitalen Zeilenkameras und abbildenden Radarsystemen eingesetzt. Für weitergehende Informationen und Leistungsvergleiche bezüglich direkter und indirekter Bestimmung der äußeren Orientierungsparameter wird an dieser Stelle auf [Cramer 2001a], [Cramer 2001b] oder [Heipke et al. 2001] verwiesen.

Die Parameter der äußeren Orientierung setzen sich aus der Position des Perspektivzentrums X_0 , Y_0 und Z_0 und aus den drei Lagewinkeln Roll-, Nick- und Kurswinkel ω , φ und κ zusammen. In der Flugnavigation werden diese drei Winkelbezeichnungen auch für die Fluglagewinkel im Flugzeugsystem bezogen auf dessen Schwerpunkt verwendet⁸. Da die sensitiven Achsen der IMU jedoch nicht exakt mit den Achsen des Flugzeugsystems koinzidieren muss genau genommen vom Roll-, Nick- und Kurswinkel des I -Systems gesprochen werden. Wegen der besseren Anschaulichkeit wird jedoch gerne auf die Bezeichnung Flugzeugsystem zurückgegriffen. Ausgehend von einer diskreten Lasermessung im I -System stellen die Parameter der äußeren Orientierung den Bezug über das geodätisch-topozentrische System G bis hin zum globalen, erdfesten System E her. Die Parameter der äußeren Orientierung werden während der Flugmission durch die POS/AV 510 Hardware direkt erfasst und im Anschluss an die Mission mit Hilfe der zugehörigen Auswertesoftware POSpac prozessiert [Applanix 2003].

⁸ Festgelegt in der Luftfahrtnorm ARINC 705, siehe [AEEC 1982].

2.4.1 Korrektur der Laserdaten aufgrund der Fluglagewinkel

Während der Befliegung einer einzelnen Szene einer Fernerkundungsmission unterliegt ein nicht plattformstabilisierter Aufnahmesensor den vollen Flugbewegungen des Trägerflugzeugs. Dabei werden die Messdaten des Aufnahmesensors sowohl von nieder- als auch von hochfrequenten Oszillationen beeinflusst. Zu den niederfrequenten Oszillationen zählen z.B. die Kurvenflüge oder Roll- und Kurswinkelkorrekturen bei Geradeausflug und zu den hochfrequenten z.B. die Vibrationen der Antriebsaggregate im Flugzeug. Diese Effekte müssen bei hochauflösenden Aufnahmesensoren unbedingt von der IMU erfasst und bei der Georeferenzierung berücksichtigt werden. Dabei sollte für photogrammetrische Genauigkeiten die Flugdynamik mit ausreichend Sensitivität und einer minimalen Abtastfrequenz von 50 Hz erfasst werden. Zu diesem und weiteren Themen wurden in Zusammenarbeit mit Herstellern bereits mehrere unabhängige Untersuchungen durchgeführt. Versuchsaufbau, Untersuchungsergebnisse und Gegenüberstellungen hierzu können z.B. aus [Kleusberg et al. 2003], [Patan 2003], [Schiele et al. 2002] oder [Sujew et al. 2002] entnommen werden.

Die Fluglagewinkel werden in der Regel mit Hilfe einer dreiachsigen IMU entlang der Flugzeugachsen erfasst. Für die Bestimmung der Parameter der äußeren Orientierung kann theoretisch auch interferometrisches GPS in Form einer Neigungsplattform mit drei oder mehr GPS Antennen eingesetzt werden. Interferometrisches GPS zur Bestimmung von Fluglagewinkeln ist jedoch in seiner Genauigkeit, Stabilität, Datenrate und Dynamikbereich modernen IMUs weit unterlegen. Ausführliche Untersuchungen zur Beschaffung und Problematik von Orientierungswinkeln aus GPS Messungen können aus [Schade 2001] oder [Favey 2001] entnommen werden. In jenen Arbeiten werden unter anderem Verfahren für die Anwendung im Bereich der Flugzeugfernerkundung von stand-alone GPS Neigungsplattformen bis hin zu Kombinationslösungen mit Low-Cost IMUs vorgestellt und untersucht.

Die Positionen und Orientierungswinkel (Eulerwinkel) werden bei Flugmissionen sowohl mit verminderter Genauigkeit in Echtzeit von den Flugführungssystemen zur Einhaltung vorgegebener Fluglinien benötigt (Real-Time) als auch im Anschluss daran mit wesentlich höherem Genauigkeitsanspruch zur Georeferenzierung der Fernerkundungsdaten (Post-Processing). Durch Rotation um den Roll-, Nick- und Kurswinkel wird das I -Systems ins geodätisch-topozentrische System G gedreht. Die Definition der Flugzeugachsen oder genauer genommen die sensitiven Achsen der IMU und die Reihenfolge der Rotationen sind in Abbildung 2.12 bis Abbildung 2.14 veranschaulicht.

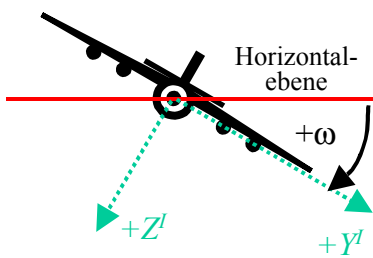


Abbildung 2.12: Definition des Rollwinkels ω (rechter Flügel nach unten)

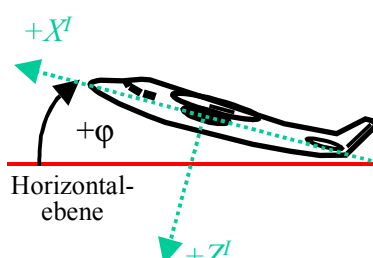


Abbildung 2.13: Definition des Nickwinkels φ (Nase nach oben)

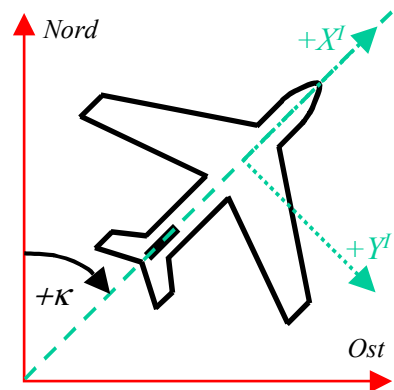


Abbildung 2.14: Definition des Kurswinkels κ

Die Reihenfolge der Drehungen sind wie folgt festgelegt. Zuerst wird um die X^I -Achse mit dem Rollwinkel ω gedreht. Anschließend wird eine Drehung um die Y^I -Achse mit dem Nickwinkel φ ausgeführt und schließlich wird der Kurswinkel κ durch eine Drehung um die Z^I -Achse berücksichtigt. Nachfolgend werden die drei Rotationsmatrizen (2.42), (2.43) und (2.44) zur Drehung des I -Systems ins G -System aufgestellt. Da es sich bei den Drehungen wieder um Objektdrehungen handelt muss jeweils die inverse Rotationsmatrix für eine korrekte Drehrichtung verwendet werden.

$$\underline{R}(\omega) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \omega & \sin \omega \\ 0 & -\sin \omega & \cos \omega \end{pmatrix} \quad \text{für } \omega = -90^\circ \dots +90^\circ \quad (2.42)$$

$$\underline{R}(\varphi) = \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix} \quad \text{für } \varphi = -90^\circ \dots +90^\circ \quad (2.43)$$

$$\underline{R}(\kappa) = \begin{pmatrix} \cos \kappa & \sin \kappa & 0 \\ -\sin \kappa & \cos \kappa & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \text{ für } \kappa = 0^\circ \dots 360^\circ \quad (2.44)$$

Zusammengefasst ergibt sich folgender Zusammenhang:

$$\underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) = \underline{R}^T(\kappa) \cdot \underline{R}^T(\varphi) \cdot \underline{R}^T(\omega) \quad (2.45)$$

$$\underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) = \begin{pmatrix} \cos \kappa \cdot \cos \varphi & \cos \kappa \cdot \sin \varphi \cdot \sin \omega - \sin \kappa \cdot \cos \omega & \cos \kappa \cdot \sin \varphi \cdot \cos \omega + \sin \kappa \cdot \sin \omega \\ \sin \kappa \cdot \cos \varphi & \sin \kappa \cdot \sin \varphi \cdot \sin \omega + \cos \kappa \cdot \cos \omega & \sin \kappa \cdot \sin \varphi \cdot \cos \omega - \cos \kappa \cdot \sin \omega \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \cdot \sin \omega & \cos \varphi \cdot \cos \omega \end{pmatrix} \quad (2.46)$$

Mit Hilfe der von POS/AV 510 erfassten Orientierungswinkel und der Rotationsmatrix (2.46) lassen sich die Geländepunktkoordinaten vom IMU System I ins geodätisch-topozentrische System G drehen.

2.4.2 Transformation ins globale, erdfeste Koordinatensystem

Der Übergang vom geodätisch-topozentrischen System G ins globale, erdfeste System E (hier: WGS-84) erfolgt auf der Grundlage zweier Rotationen. Die hierfür notwendige Rotationsmatrix (2.48) wird mit Hilfe zweier Drehungen um die geographische Breite Φ_0 und Länge Λ_0 abgeleitet.

$$\underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) = \underline{R}(\Lambda_0) \cdot \underline{R}(\Phi_0) \quad (2.47)$$

$$\underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) = \begin{pmatrix} -\cos \Lambda_0 \cdot \sin \Phi_0 & -\sin \Lambda_0 & -\cos \Lambda_0 \cdot \cos \Phi_0 \\ -\sin \Lambda_0 \cdot \sin \Phi_0 & \cos \Lambda_0 & -\sin \Lambda_0 \cdot \cos \Phi_0 \\ \cos \Phi_0 & 0 & -\sin \Phi_0 \end{pmatrix} \quad (2.48)$$

Mit Hilfe der Rotationsmatrix \underline{R}_G^E aus Gleichung (2.48) werden die berechneten Koordinaten einer Lasermessung zu einem Geländepunkt vom G -System ins E -System rotiert. Zur Berechnung der georeferenzierten Geländepunktkoordinaten muss dieser Messvektor im E -System nur noch zu den Koordinaten des Perspektivzentrums addiert werden, vgl. Gleichung (2.2). Die hierfür notwendigen geozentrischen Koordinaten X_0 , Y_0 und Z_0 des Perspektivzentrums sowie deren geographische Koordinaten Φ_0 und Λ_0 werden von der Auswertesoftware POSpac bereitgestellt.

3 Ausgleichungsansatz und partielle Ableitungen

Im folgenden Kapitel sind die Grundlagen aus der numerischen Mathematik und linearen Algebra zur Lösung der Ausgleichungsaufgaben zusammengestellt. Dabei ist die Auswahl der Darstellung auf diejenigen Themen beschränkt, welche in dieser Arbeit von Bedeutung sind. Weiterführende Informationen zu den entsprechenden Themenbereichen können den angegebenen Literaturhinweisen entnommen werden. Bei dem in dieser Arbeit verwendeten Verfahren zur Schätzung der unbekannt Parameter handelt es sich um das Modell der vermittelnden Ausgleichung. Dieses Modell zur Schätzung von Unbekannten ist eine ideale Lösungsmethode für alle in der vorliegenden Arbeit beschriebenen Ausgleichungsprobleme. Die zu lösenden Gleichungssysteme sind alle eindeutig und verfügen dementsprechend immer über vollen Rang.

Zunächst wird das Gauß-Markoff Modell zur Schätzung der Unbekannten kurz vorgestellt, im weiteren Verlauf die zugrunde liegende Beobachtungsgleichung und anschließend werden die partiellen Ableitungen nach den unbekannt Parametern zusammengestellt.

3.1 Modell der vermittelnden Ausgleichung zur Schätzung der Unbekannten

Zur Schätzung der unbekannt Parameter aus den linearisierten Beobachtungsgleichungen bietet sich für die Aufgaben in dieser Arbeit das Gauß-Markoff-Modell an, das auch als Modell der vermittelnden Ausgleichung bezeichnet wird. In älterer Literatur ist es auch unter der Bezeichnung Ausgleichung nach vermittelnden Beobachtungen zu finden. Da dieses Modell in dieser Arbeit häufig zum Einsatz kommt werden im Folgenden die wichtigsten Zusammenhänge kurz beschrieben. Beim Gauß-Markoff-Modell wird der Zusammenhang zwischen den Beobachtungen \mathbf{l} , einem Inkonsistenzvektor \mathbf{v} und den gesuchten Unbekannten \mathbf{x} durch eine Funktionen in Form von Gleichung (3.1) ausgedrückt.

$$f(\mathbf{x}) = \mathbf{l} + \mathbf{v} \quad (3.1)$$

Dabei geht die Modelldefinition von einem vorgegebenen Beobachtungsvektor \mathbf{l} mit seiner Dispersionsmatrix $\mathbf{D}(\mathbf{l})$ aus. Die Varianz der Gewichtseinheit σ^2 ist unbekannt und die Matrix \mathbf{P}^{-1} enthält die Varianzen und Kovarianzen der Beobachtungen. Die funktionale Beziehung zwischen den Beobachtungen \mathbf{l} und dem Vektor von unbekannt Parametern \mathbf{x} lässt sich in Verbindung mit einem Inkonsistenzvektor \mathbf{v} für einen linearen Zusammenhang wie folgt formulieren:

$$\mathbf{l} + \mathbf{v} = \mathbf{A}\mathbf{x} \quad \text{1. Moment, Funktionalmodell} \quad (3.2)$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{l}) = \sigma^2 \mathbf{P}^{-1} \quad \text{2. Moment, stochastisches Modell} \quad (3.3)$$

Dabei wird in der Ausgleichungsrechnung die Matrix \mathbf{A} nach Gleichung (3.2) als Designmatrix bezeichnet, die alle partiellen Ableitungen nach den gesuchten Unbekannten enthält. Zur Auflösung der Zielfunktion nach dem unbekannt Parametervektor \mathbf{x} wird in dieser Arbeit die Methode der kleinsten Quadrate $\hat{\mathbf{v}}^T \mathbf{P} \hat{\mathbf{v}} = \text{Minimum}$ verwendet. Aus Gleichung (3.4) und der Minimumbedingung aus Gleichung (3.5) ergibt sich nach der Anwendung und Differenzierung die Schätzung der Unbekannten.

$$\begin{aligned} \mathbf{v}^T \mathbf{P} \mathbf{v} &= (\mathbf{l} - \mathbf{A}\mathbf{x})^T \mathbf{P} (\mathbf{l} - \mathbf{A}\mathbf{x}) \\ &= \mathbf{x}^T \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \mathbf{x} - 2\mathbf{x}^T \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{l} + \mathbf{l}^T \mathbf{P} \mathbf{l} \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{v}}^T \mathbf{P} \hat{\mathbf{v}}}{\partial \mathbf{x}} = 2\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}} - 2\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{l} \stackrel{!}{=} 0 \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{l} \\ \hat{\mathbf{x}} &= \underbrace{(\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{l}}_{\text{Schätzer}} \end{aligned} \quad (3.6)$$

Mit Hilfe von Gleichung (3.6) kann die Schätzung $\hat{\mathbf{x}}$ des unbekannt Parametervektors \mathbf{x} unter der Voraussetzung, dass die Designmatrix \mathbf{A} mit der Dimension (n, u) und $n > u$ vollen Rang besitzt berechnet werden. Dabei entspricht n der Anzahl der Gleichungen bzw. Beobachtungen und u der Anzahl der Unbekannten.

Zur qualitativen Beurteilung der Beobachtungen, Ausgleichungsergebnisse und Systemeigenschaften ist noch die Berechnung verschiedener statistischer Analyseparameter erforderlich. Ausgehend von dem geschätzten Inkonsistenz-

vektor $\hat{\mathbf{v}}$ der Beobachtungen kann mit Gleichung (3.8) die a posteriori Varianz der Gewichtseinheit aus der gewichteten Verbesserungsquadratsumme dividiert durch die Gesamtredundanz berechnet werden. Die Dispersionsmatrix bzw. Standardabweichung der geschätzten Unbekannten wird mit Hilfe von Gleichung (3.9) bestimmt.

$$\hat{\mathbf{v}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{l} \quad (3.7)$$

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\hat{\mathbf{v}}^T \mathbf{P}\hat{\mathbf{v}}}{n - u} \quad (3.8)$$

$$\mathbf{D}(\hat{\mathbf{x}}) = \hat{\sigma}^2 (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \quad (3.9)$$

Bei der Invertierung der quadratischen Matrix $(\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})$ muss darauf geachtet werden, dass das Normalgleichungssystem regulär ist. Weitere Ausführungen und Untersuchungen zur Behandlung und Inversion von Gleichungssystemen können aus [Fritsch 1995], [Stark 1984], [Baumann 1998] oder [Dinter 2002] entnommen werden. Zur Beurteilung der Ergebnisse und der verwendeten Beobachtungen ist es hilfreich noch zusätzliche Diagnoseparameter bezüglich Zuverlässigkeit oder zur Identifizierung grober Fehler zu bestimmen. Hierzu seien die aus der Ausgleichungsrechnung und Statistik bekannten Indikatoren wie Redundanzanteile, normierte Verbesserungen, Grenzwerte für gerade noch erkennbare grobe Fehler oder der theoretische Einfluss eines groben Fehlers auf die Ergebnisse genannt.

Für die Anwendungen im Rahmen dieser Arbeit ist die Funktion nach Gleichung (3.1) meist nichtlinear, so dass es einer Linearisierung mittels Taylor-Reihenentwicklung nach Gleichung (3.10) bedarf. Dabei wird an der Näherungsstelle \mathbf{x}_0 unter Vernachlässigung der Glieder der zweiten und höheren Ordnung das Modell in ein lineares Modell überführt.

$$\begin{aligned} f(\mathbf{x}) = & \underbrace{f(\mathbf{x}_0)}_{0. \text{ Ordnung}} \\ & + \underbrace{\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)}_{1. \text{ Ordnung}} + \underbrace{\frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f}{\partial \mathbf{x}^2} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)^2}_{2. \text{ Ordnung}} + \dots \end{aligned} \quad (3.10)$$

Diese Vorgehensweise ist jedoch nur dann zulässig, wenn die Näherungen für \mathbf{x}_0 nahe am wahren Wert liegen und dadurch die Zuschläge $(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)$ entsprechend klein sind. Die Näherungen für die gesuchten Unbekannten müssen im Vorfeld der Schätzung mit hinreichender Genauigkeit bestimmt werden. Aufgrund der Modellapproximation kann es zu fehlerhaften Ergebnissen oder zu Divergenzerscheinungen kommen, falls die Startwerte \mathbf{x}_0 zu ungenau oder grob falsch vorgegeben wurden. Für die Schätzung der unbekannt Parameter bei nichtlinearen Funktionen ergeben sich im Hinblick auf Gleichung (3.2) und (3.6) nachfolgende Erweiterungen:

$$\mathbf{x} \rightarrow \mathbf{x} - \mathbf{x}_0 \quad (3.11)$$

$$\mathbf{l} \rightarrow \mathbf{l} - f(\mathbf{x}_0) \quad (3.12)$$

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}_0} \quad (3.13)$$

Die partiellen Ableitungen der Taylor-Reihenentwicklung werden analog zum linearen Fall in Form von Matrizen nach Gleichung (3.13) zusammengefasst. Der Lösungsvektor der geschätzten Unbekannten ergibt sich wie folgt:

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{x}_0 + (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \cdot \mathbf{A}^T \mathbf{P} [\mathbf{l} - f(\mathbf{x}_0)] \quad (3.14)$$

Für die Berechnung der unbekannt Parameter in nichtlinearen Funktionen muss die Lösung iterativ ermittelt werden. Die Iteration muss so oft wiederholt werden bis die Ausgleichungsergebnisse die Erwartungen an $\hat{\mathbf{x}}$ erfüllen. Dabei ist die Anzahl der erforderlichen Iterationsschritte bis hin zur Konvergenz der Lösung abhängig von der Linearität und Kondition des Systems. Werden die differentiellen Zuschläge der zu schätzenden Parameter betragsmäßig kleiner als ein fest vorgegebener Schwellwert ε , so wird die Lösung als hinreichend konvergent angesehen und die Berechnung an dieser Stelle beendet.

3.2 Beobachtungsgleichung

Der Zusammenhang zwischen den Koordinaten eines Geländepunkts P im globalen, erdfesten Koordinatensystem und dessen diskreter Lasermessung, Flugzeugeinbau sowie äußerer und innerer Orientierung wird mit den Gleichungen (2.2) bis (2.4) vollständig beschrieben (Georeferenzierung). Zur Schätzung der Systemparameter aus Referenzinformationen X_K, Y_K, Z_K muss diese Grundgleichung im Hinblick auf das Gauß-Markoff Modell durch Einführen eines Inkonsistenzvektors \mathbf{v} wie folgt zur Beobachtungsgleichung (3.15) erweitert werden.

$$\begin{pmatrix} X_K \\ Y_K \\ Z_K \end{pmatrix}^E + \begin{pmatrix} v_X \\ v_Y \\ v_Z \end{pmatrix}^E = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}^E + \begin{pmatrix} dX_P \\ dY_P \\ dZ_P \end{pmatrix}^E \quad (3.15)$$

Durch Trennung in eine linke und rechte Seite von bekannten und unbekanntem Termen ergibt sich wie Gleichung (3.16) zeigt das der Ausgleichung zugrunde liegende nichtlineare Funktionalmodell f , dessen physikalische Einheit auf beiden Seiten metrisch ist.

$$f = \begin{pmatrix} X_K - X_0 \\ Y_K - Y_0 \\ Z_K - Z_0 \end{pmatrix}^E + \begin{pmatrix} v_X \\ v_Y \\ v_Z \end{pmatrix}^E = \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot \underline{R}_L^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M \quad (3.16)$$

Die vektorielle Beschreibung der Blickrichtung des Messstrahls im Spiegelsystem M erfolgt auf der Grundlage von Kapitel 2 durch die Gleichungen (2.10), (2.20) und (2.24). Wie schon aus den trigonometrischen Funktionen ersichtlich ist die Beobachtungsgleichung nichtlinear und erfordert zur Linearisierung gute Näherungswerte für die zu schätzenden Parameter, an denen die partiellen Ableitungen berechnet werden sollen. Die notwendige Genauigkeit der Näherungswerte wird in Kapitel 6.5 näher erläutert. Im Folgenden sind die partiellen Ableitungen nach den Parametern der inneren Orientierung, Entfernung und Flugzeugeinbau zusammengestellt. Grundlage einer jeden partiellen Ableitung ist dabei Gleichung (3.16).

3.3 Partielle Ableitungen nach der inneren Orientierung

Die innere Orientierung umfasst alle optischen Abstände und Winkel zur eindeutigen Beschreibung des in Richtung Geländeoberfläche abgelenkten Lasermessstrahls im Spiegelsystem. Im Einzelnen handelt es sich dabei um die Einbaulage der Laserapertur bezüglich des Zentrums der Spiegelrotation, die Richtung des Lasermessstrahls (Schiefblick) und die vier Winkel zur Beschreibung der aktuellen Orientierung der Spiegeloberfläche. Wie in Kapitel 2 bereits beschrieben, werden für alle Rotationen im Berechnungssystem Drehmatrizen \underline{R} verwendet, deren Spalten und Zeilen je eine Basis aus drei paarweise aufeinander senkrecht stehenden Einheitsvektoren bilden und deren Determinante je $\det \underline{R} = \pm 1$ ergibt. Diese Eigenschaften bleiben bei Multiplikation von Drehmatrizen mit Drehmatrizen erhalten und auch die Inverse einer Drehmatrix bleibt orthogonal mit einer Determinante von weiterhin $\det \underline{R}^{-1} = \pm 1$. Zur Vereinfachung der partiellen Ableitungen gelten nachfolgende Zusammenhänge:

$$\|\vec{r}\| = 1 \quad (3.17)$$

$$\vec{r} \cdot \vec{r} = 1 \quad (3.18)$$

$$\vec{r} \cdot \vec{r}' = 0 \quad (3.19)$$

Eine Zeile oder Spalte einer Drehmatrix \vec{r} entspricht den Koordinaten eines Einheitsvektors. Das Skalarprodukt des selben Vektors mit sich selbst ergibt ebenfalls Eins und das Skalarprodukt dieses Vektors mit dessen Ableitung ergibt Null. Für die numerische Berechnung von Geländepunktkoordinaten und partiellen Ableitungen werden die Vektorgleichungen, welche sich auf keine bestimmte Basis beziehen, unter Verwendung der Gleichungen (2.10) und (2.20) zu Koordinatenvektoren erweitert. In den folgenden Ausführungen wird auf eine vollständige Darstellung der partiellen Ableitungen aus Platzgründen verzichtet.

3.3.1 Ableitung nach der Einbaulage der Laserapertur

Dieses Kapitel beschreibt die Herleitung der partiellen Ableitung nach der Einbaulage der Laserapertur, repräsentiert durch die drei Verschiebungen dx_L , dy_L und dz_L . In Gleichung (3.20) wird dargestellt, welcher Teil der Beobachtungsgleichung (3.16) davon betroffen ist. Für die partiellen Ableitungen nach den einzelnen Komponenten werden die Ableitungen nach den Gleichungen (3.21) bis (3.23) verwendet.

$$\frac{\partial f}{(\partial dx_L, \partial dy_L, \partial dz_L)} = \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot \underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \frac{\partial \vec{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L)}{\partial dx_L, \partial dy_L, \partial dz_L} \quad (3.20)$$

$$\frac{\partial}{\partial dx_L} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = (1 \quad 0 \quad 0)^T \quad (3.21)$$

$$\frac{\partial}{\partial dy_L} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = (0 \quad 1 \quad 0)^T \quad (3.22)$$

$$\frac{\partial}{\partial dz_L} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = (0 \quad 0 \quad 1)^T \quad (3.23)$$

Durch Einsetzen, Ableiten und Vereinfachen der einzelnen Terme erhält man im Ergebnis die partielle Ableitung der Koordinatenvektoren nach der Einbaulage, vgl. Gleichung (3.24). Betroffen von der Ableitung sind das Perspektivzentrum und die Entfernung. Da die Blickrichtung unabhängig von der Einbaulage der Laserapertur ist wird deren Ableitung hier zu Null. Die Ableitungen nach den einzelnen Abstandskomponenten nach den Gleichungen (3.21) bis (3.23) sind in Gleichung (3.24) mit \vec{a}' dargestellt.

$$\frac{\partial \vec{G}^M}{(\partial dx_L, \partial dy_L, \partial dz_L)} = \underbrace{\begin{bmatrix} \vec{a}' - \vec{n} \cdot \vec{a}' \vec{b} \\ \vec{n} \cdot \vec{b} \end{bmatrix}}_{\text{}} - \underbrace{\begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{\|\vec{n} \cdot \vec{b}\|} \cdot \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}'}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^2} \end{bmatrix}}_{\text{}} \cdot \underbrace{\begin{bmatrix} 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \\ \left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\| \end{bmatrix}}_{\text{}} \quad (3.24)$$

3.3.2 Ableitung nach der Strahlrichtung der Laserapertur

Wie Gleichung (3.25) zeigt ist bei der partiellen Ableitung nach der Strahlrichtung der Laserapertur, repräsentiert durch die beiden Winkel β_L und γ_L nur der Term der inneren Orientierung betroffen. Für die Ableitung der Koordinatenvektoren nach der Strahlrichtung werden die Ableitungen (3.26) und (3.27) verwendet.

$$\frac{\partial f}{(\partial \beta_L, \partial \gamma_L)} = \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot \underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \frac{\partial \vec{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L)}{\partial \beta_L, \partial \gamma_L} \quad (3.25)$$

$$\frac{\partial}{\partial \beta_L} \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin \beta_L \cos \gamma_L \\ 0 \\ -\cos \beta_L \cos \gamma_L \end{pmatrix} \quad (3.26)$$

$$\frac{\partial}{\partial \gamma_L} \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos \beta_L \sin \gamma_L \\ \cos \gamma_L \\ \sin \beta_L \sin \gamma_L \end{pmatrix} \quad (3.27)$$

Wiederum durch Einsetzen, Ableiten und Vereinfachen der einzelnen Terme berechnet sich die partielle Ableitung der Koordinatenvektoren nach den Strahlrichtungsparametern β_L und γ_L als:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \vec{G}^M}{(\partial \beta_L, \partial \gamma_L)} &= \underbrace{\left[\frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^2} \cdot ((\vec{n} \cdot \vec{b}') \cdot \vec{b} - (\vec{n} \cdot \vec{b}) \cdot \vec{b}') \right]}_{\text{Term 1}} - \underbrace{\left[\frac{1}{\left\| \frac{\vec{n} \cdot \vec{a}}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \cdot \frac{(\vec{n} \cdot \vec{a})^2 \cdot (\vec{n} \cdot \vec{b}')}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^3} \right]}_{\text{Term 2}} \cdot \underbrace{\left[\frac{2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b}}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \right]}_{\text{Term 3}} \\ &+ \underbrace{\left[\frac{\rho}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|^2} \cdot \left(\frac{(\vec{n} \cdot \vec{b}') \cdot \vec{b} - \frac{1}{(\vec{n} \cdot \vec{b})} \cdot \vec{b}'}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^2} \cdot \left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\| + \frac{\left(2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right)}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \cdot \frac{\vec{n} \cdot \vec{b}'}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^3} \right)}_{\text{Term 4}} \right]}_{\text{Term 5}} \end{aligned} \quad (3.28)$$

Die partielle Ableitung setzt sich aus einem Term des Perspektivzentrums, der Entfernung und der Blickrichtung zusammen. Die zwei Ableitungen nach den beiden Laserstrahlrichtungen nach den Gleichungen (3.26) und (3.27) sind in Gleichung (3.28) mit \vec{b}' substituiert.

3.3.3 Ableitung nach den Spiegelwinkeln

Zur Berechnung der partiellen Ableitungen nach den Spiegelparametern $\Delta\alpha_M$, β_M und γ_M sind noch, basierend auf der Beobachtungsgleichung (3.16) die Ableitungen nach den einzelnen Spiegelwinkeln aus den Gleichungen (3.30) bis (3.32) notwendig. Gleichung (3.29) zeigt, dass von den Ableitungen nur der Blickrichtungsterm \vec{G}^M betroffen ist.

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{(\partial \Delta\alpha_M, \partial \beta_M, \partial \gamma_M)} &= \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot \underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \\ &\frac{\partial \vec{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L)}{\partial \Delta\alpha_M, \partial \beta_M, \partial \gamma_M} \end{aligned} \quad (3.29)$$

$$\frac{\partial}{\partial \Delta\alpha_M} \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \cos(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \sin \beta_M \sin \gamma_M \\ -\sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \sin \gamma_M \\ \cos(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \cos \beta_M \sin \gamma_M \end{pmatrix} \quad (3.30)$$

$$\frac{\partial}{\partial \beta_M} \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} -\sin \beta_M \cos \gamma_M + \sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \cos \beta_M \sin \gamma_M \\ 0 \\ -\sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \sin \beta_M \sin \gamma_M - \cos \beta_M \cos \gamma_M \end{pmatrix} \quad (3.31)$$

$$\frac{\partial}{\partial \gamma_M} \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} -\cos \beta_M \sin \gamma_M + \sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \sin \beta_M \cos \gamma_M \\ \cos(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \cos \gamma_M \\ \sin(\alpha_M + \Delta\alpha_M) \cos \beta_M \cos \gamma_M + \sin \beta_M \sin \gamma_M \end{pmatrix} \quad (3.32)$$

Gleichung (3.33) zeigt die partielle Ableitung der Koordinatenvektoren im Spiegelsystem M nach drei der vier die Spiegelfläche bestimmenden Winkel.

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \vec{G}^M}{(\partial \Delta \alpha_M, \partial \beta_M, \partial \gamma_M)} &= \frac{-\vec{b}}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^2} \cdot \underbrace{\left((\vec{n}' \cdot \vec{a}) \cdot (\vec{n} \cdot \vec{b}) - (\vec{n} \cdot \vec{a}) \cdot (\vec{n}' \cdot \vec{b}) \right)}_+ \\
 &\underbrace{\left(\frac{1}{\left\| \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \cdot \frac{1}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^3} \cdot \left((\vec{n}' \cdot \vec{a}) \cdot (\vec{n} \cdot \vec{b}) - (\vec{n} \cdot \vec{a}) \cdot (\vec{n}' \cdot \vec{b}) \right) \right)}_+ \cdot \underbrace{\left[\frac{2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b}}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \right]}_+ \\
 &\underbrace{\left[\frac{\rho}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|^2} \cdot \left(\left(2 \cdot \vec{n}' + \frac{\vec{n}' \cdot \vec{b}}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^2} \cdot \vec{b} \right) \cdot \left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\| + \left(\frac{2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b}}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \right) \cdot \frac{(\vec{n}' \cdot \vec{b})}{(\vec{n} \cdot \vec{b})^3} \right)} \right]}_+
 \end{aligned} \tag{3.33}$$

Sie setzt sich, wie auch die partiellen Ableitungen nach der Strahlrichtung aus einem Term des Perspektivzentrums, der Entfernung und der Blickrichtung zusammen. Die Ableitungen nach den drei Spiegelwinkeln nach den Gleichungen (3.30) bis (3.32) sind in Gleichung (3.33) mit \vec{n}' substituiert.

3.4 Partielle Ableitungen nach den Entfernungparametern

Dieses Kapitel dokumentiert die partiellen Ableitungen nach den Entfernungparametern. Die Kalibrierung der Entfernungsmessung auf der Grundlage des bei ScaLARS verwendeten Phasenmessmethode umfasst bei diesem Modell die Additionskonstante Add und den Maßstabsfaktor $Scale$. Ausgangsgleichung für die partiellen Ableitungen ist wieder Gleichungen (3.16).

3.4.1 Ableitung nach der Additionskonstanten

Gleichung (3.34) zeigt, dass von der partiellen Ableitung nach der Additionskonstanten Add nur der Koordinatenvektor im Spiegelsystem betroffen ist. Das Ergebnis in Gleichung (3.35) verdeutlicht, dass nur noch die Komponenten der Blickrichtung enthalten sind.

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial f}{\partial Add} &= \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot \underline{R}_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \\
 \frac{\partial \vec{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L)}{\partial Add} &
 \end{aligned} \tag{3.34}$$

$$\frac{\partial \vec{G}^M}{\partial Add} = \left(\frac{\left(2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right)}{\left\| 2 \cdot \vec{n} - \frac{1}{\vec{n} \cdot \vec{b}} \vec{b} \right\|} \right) \tag{3.35}$$

3.4.2 Ableitung nach dem Entfernungsmaßstab

Wie bei der partiellen Ableitung nach der Additionskonstante zeigt auch Gleichung (3.36), dass von der partiellen Ableitung nach dem Entfernungsmaßstab nur der Koordinatenvektor im Spiegelsystem betroffen ist. Gleichung (3.37) setzt

sich somit nur aus der entfernungs-skalierten Blickrichtung zusammen. ρ_{Mod} ist hier die gemessenen Gesamtentfernung.

$$\frac{\partial f}{\partial Scale} = \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot R_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa) \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \frac{\partial \bar{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L)}{\partial Scale} \quad (3.36)$$

$$\frac{\partial \bar{G}^M}{\partial Scale} = \rho_{Mod} \cdot \left(\frac{\left(2 \cdot \bar{n} - \frac{1}{\bar{n} \cdot \bar{b}} \bar{b} \right)}{\left\| 2 \cdot \bar{n} - \frac{1}{\bar{n} \cdot \bar{b}} \bar{b} \right\|} \right) \quad (3.37)$$

3.5 Partielle Ableitung nach dem Flugzeugeinbau

Der Flugzeugeinbau umfasst sowohl den Einbauwinkel θ des Laserscanners im Trägerflugzeug, also die Drehung vom Spiegelsystem ins Laserscannersystem als auch die kleinen Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ zwischen dem Laserscannersystem und der IMU. Da die Rotation um den Einbauwinkel θ und die Rotation um den Winkel $\delta\kappa$ nacheinander um die selbe Z-Achse erfolgen, könnten theoretisch beide Drehungen zusammengefasst und als Summe beider Winkel in einer Ausgleichung geschätzt werden. Laut Modellansatz durch Linearisierung mittels Taylor-Reihenentwicklung aus Kapitel 3.1 müssen Näherungen für die zu bestimmenden Parameter mit hinreichender Genauigkeit vorgegeben werden. Diese Voraussetzung ist bei unbekanntem Einbauwinkel θ nicht erfüllt und der richtige Einbauwinkel müsste zuerst basierend auf einem Versuch-und-Irrtum Verfahren gefunden werden. Da der Einbauwinkel θ im Rahmen der Einbau-dokumentation im Allgemeinen für einen bestimmten Flugzeugeinbau protokolliert wird, kann dieser jedoch als bekannt vorausgesetzt werden.

3.5.1 Ableitung nach den Einbaukorrekturwinkeln

Wie Gleichung (3.38) zeigt, ist bei den partiellen Ableitungen nach den Einbaukorrekturwinkeln $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ nur die Rotation vom Laserscannersystem ins I-System betroffen. Je nach abgeleitetem Parameter wird bei dieser Rotation statt der betreffenden Drehmatrix nach den Gleichungen (2.42) bis (2.44) die abgeleitete Drehmatrix nach den Gleichungen (3.39) bis (3.41) verwendet. Die beiden Drehmatrizen der von der Ableitung nicht betroffenen Parameter verbleiben unverändert.

$$\frac{\partial f}{(\partial \delta\omega, \partial \delta\varphi, \partial \delta\kappa)} = \underline{R}_G^E(\Phi_0, \Lambda_0) \cdot R_I^G(\omega, \varphi, \kappa) \cdot \frac{\partial \underline{R}_L^I(\delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa)}{\partial \delta\omega, \partial \delta\varphi, \partial \delta\kappa} \cdot \underline{R}_M^L(0, 0, \theta) \cdot \bar{G}^M(\rho_{Mod}, Add, Scale, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L) \quad (3.38)$$

$$\frac{\partial \underline{R}(\delta\omega)}{\partial \delta\omega} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin \delta\omega & \cos \delta\omega \\ 0 & -\cos \delta\omega & -\sin \delta\omega \end{pmatrix} \quad (3.39)$$

$$\frac{\partial \underline{R}(\delta\varphi)}{\partial \delta\varphi} = \begin{pmatrix} -\sin \delta\varphi & 0 & -\cos \delta\varphi \\ 0 & 0 & 0 \\ \cos \delta\varphi & 0 & -\sin \delta\varphi \end{pmatrix} \quad (3.40)$$

$$\frac{\partial \underline{R}(\delta\kappa)}{\partial \delta\kappa} = \begin{pmatrix} -\sin \delta\kappa & \cos \delta\kappa & 0 \\ -\cos \delta\kappa & -\sin \delta\kappa & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.41)$$

4 Simulation der Parameterschätzung

Dieses Kapitel befasst sich mit der Fragestellung, welche Parameter aus Kapitel 2.1.3 mit welcher Vorgehensweise im Rahmen einer Kalibrierung bestimmbar sind und welche Beobachtungen und Genauigkeiten dafür erforderlich sind. Für diese Untersuchung werden Analyseparameter aus der Ausgleichsrechnung zur Beurteilung der Eigenschaften eines jeden Systemparameters oder Kombinationen dieser auf der Grundlage von Genauigkeit, Zuverlässigkeit, Bestimmbarkeit und Abhängigkeit herangezogen. Die genannten Kriterien geben Auskunft über besonders günstige oder ungünstige Beziehungen zwischen den Beobachtungen und den Systemparametern aber auch zwischen den Systemparametern untereinander und müssen bei der Kalibrierung berücksichtigt werden. Dabei ist grundsätzlich zu unterscheiden, ob für eine Kalibrierung externe Referenzinformationen zur Verfügung stehen oder nicht. Ziel dieser Untersuchung ist eine Empfehlung zur bestmöglichen Schätzung der Systemparameter unter Berücksichtigung aller Parametereigenschaften basierend auf den jeweils zur Verfügung stehenden Beobachtungen. Aufgrund der unterschiedlichen Einbauvarianten des Laserscanners in Abhängigkeit von der jeweiligen Aufgabenstellung und Trägerflugzeug beschränken sich alle Untersuchungen auf eine sog. Standardkonfiguration, wie sie in der Regel bei typischen Flugmissionen zur Anwendung kommt. Dabei wird von einer Achsneigung der Antriebswelle von $\beta_M=45^\circ$, einem Taumelwinkel von $\gamma_M=7^\circ$ und einem Einbauwinkel im Trägerflugzeug von $\theta=90^\circ$ ausgegangen. Für alle Untersuchung dieser Art werden die in Kapitel 3 zusammengestellten partiellen Ableitungen verwendet. Weitere Informationen über statistische Analysemethoden und deren Interpretation können aus [Baumann 1998] oder [Fritsch 1995] entnommen werden.

In diesem Kapitel wird der Begriff Kontrollfläche (KF) eingeführt. Er beschreibt die zur Kalibrierung von ScaLARS nutzbaren Flächenelemente am Boden innerhalb der einzelnen Flugszenen. Das Kalibrierverfahren in dieser Arbeit stützt sich auf zwei unterschiedlich Arten an Kontrollflächen: Kontrollflächen, welche in der Örtlichkeit mit hoher Genauigkeit eingemessenen wurden, sog. koordinierte Kontrollflächen - und Kontrollflächen, welche nur aus Intensitätsinformationen extrahiert werden, sog. nicht koordinierte Kontrollflächen.

Im Folgenden wird zunächst näher auf das ellipsenförmige Abtastmuster von ScaLARS eingegangen. Es wird für die oben beschriebene Konstellation gezeigt, an welcher Position in welchem Ausmaß das ellipsenförmige Abtastmuster von einer Standardellipse abweicht und welche Konsequenzen dies für die praktische Anwendung hat. Grundlage für die Parametrisierung ist der Spiegelnormalenvektor nach Gleichung (2.20) und die Blickrichtung des Messstrahl nach Gleichung (2.28), wobei für diese Betrachtung nur die horizontalen Komponenten von Bedeutung sind.

$$\begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix}^M = \begin{pmatrix} k_1 + k_2 \cdot \sin \alpha_M \\ k_3 \cdot \cos \alpha_M \\ \dots \quad \dots \end{pmatrix} \quad (4.1)$$

$$\begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M = \begin{pmatrix} 1 - 2 \cdot (k_1 + k_2 \cdot \sin \alpha_M)^2 \\ - 2 \cdot (k_1 + k_2 \cdot \sin \alpha_M) \cdot k_3 \cdot \cos \alpha_M \\ \dots \quad \dots \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

In Gleichung (4.1) wurden diejenigen Terme des Spiegelnormalenvektors mit den Konstanten k_1 bis k_3 substituiert, welche eine Funktion der konstanten Achsneigung β_M und des Taumelwinkels γ_M sind. Durch Einsetzen der Komponenten n_1 und n_2 des Spiegelnormalenvektors in die Blickrichtung des Messstrahls ergibt sich zunächst Gleichung (4.2), welche in die allgemeine Parameterform einer Ellipse bei achsparalleler Lage überführt werden kann:

$$\begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix}^M = \begin{pmatrix} u_1 + u_2 \cdot \sin \alpha_M \\ u_3 \cdot \cos \alpha_M \\ \dots \quad \dots \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

mit

$$\begin{aligned} u_1 &= 1 - 2 \cdot k_1^2 & k_1 &= -\cos \beta_M \cos \gamma_M \\ u_2 &= -(4 \cdot k_1 \cdot k_2 + 2 \cdot k_2^2 \sin \alpha_M) & \text{und} & & k_2 &= -\sin \beta_M \sin \gamma_M \\ u_3 &= -(2 \cdot k_1 \cdot k_3 + 2 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot \sin \alpha_M) & k_3 &= -\sin \gamma_M \end{aligned}$$

Dabei entspricht der Koeffizient u_1 einer Mittelpunktsverschiebung entlang der X^M -Achse sowie u_2 und u_3 den beiden Halbachsen einer Ellipse. Im Gegensatz zu u_1 zeigen die beiden Koeffizienten u_2 und u_3 eine Abhängigkeit der Halb-

achsen vom Sinus des Drehwinkels α_M . Dadurch wird das Abtastmuster gegenüber einer Standardellipse deformiert. Abbildung 4.1 zeigt das tatsächliche Abtastmuster von ScaLARS und zum Vergleich die zugehörige Standardellipse für konstantes $\alpha_M=0^\circ$. Dargestellt sind die horizontalen Komponenten G_X^M und G_Y^M der 2048 Einheitsvektoren ($0^\circ..360^\circ$).

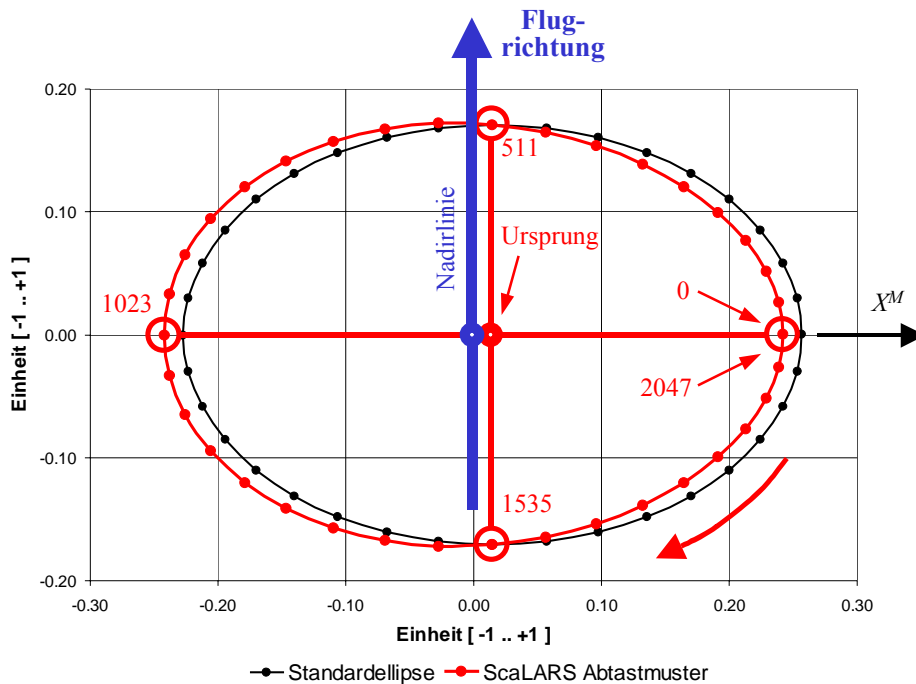


Abbildung 4.1: Abweichung des Abtastmusters von einer Standardellipse für $\gamma_M=7^\circ$ und Definition der Winkelinkremente sowie deren Umlaufsinn

Für den vorab genannten Flugzeugeinbau ergibt sich ein nur ellipsenförmiges Abtastmuster, dessen Ursprung nicht auf der Nadirlinie liegt und in Abhängigkeit von β_M und γ_M quer zur Flugrichtung nach rechts verschoben ist. Der Verschiebungsbetrag kann für $\gamma_M=7^\circ$ mit $0.015 \cdot \rho_{Mod}$ und für $\gamma_M=10^\circ$ mit $0.030 \cdot \rho_{Mod}$ als metrische Größe berechnet werden. Auf der linken Seite zeigt sich im Vergleich zur Standardellipse eine Aufweitung und auf der rechten Seite eine Stauchung. Dadurch wird bezüglich der kleinen Halbachse auf der linken Seite eine größere Fläche umschlossen als auf der rechten Seite. Das Abtastmuster ist nur symmetrisch bezüglich der großen Halbachse. Dem gegenüber weist das Abtastmuster in Bezug zur Nadirlinie nach links und nach rechts die selbe Querausdehnung auf. Diese Eigenschaft ist besonders für den praktischen Einsatz von Bedeutung, da hierdurch eine symmetrische Szenenerfassung ohne Seitwärtsblick gewährleistet wird. Aus Abbildung 4.1 geht weiter hervor, dass die Messpunkte des Abtastmusters etwa mit 48% links und mit 52% rechts der Nadirlinie verteilt sind und das Abplattungsverhältnis etwa 1:0.7 beträgt.

4.1 Sensitivitätsanalyse

Dieses Kapitel befasst sich mit der theoretisch notwendigen Genauigkeit der Systemparameter und mit der Auswirkung unzureichend bestimmter Parameter auf die Geländepunktkoordinaten. Im Ergebnis werden Aussagen darüber getroffen, mit welcher Genauigkeit die Kalibrierung in Abhängigkeit von der Flughöhe über Grund durchzuführen ist. Für die Untersuchung soll eine Höhengenaugkeit der Geländepunkte von 0.10 m nicht überschritten werden. Die Lagegenauigkeit soll 0.25 m nicht überschreiten. Die geforderte Lagegenauigkeit ergibt sich aus $\frac{1}{3}$ des 1 mrad Laserdivergenzwinkels, der bei einer Entfernung von 750 m einen Leuchtfleckradius von etwa 0.75 m verursacht. Als Geländeoberfläche wird eine ideale Ebene ohne Längs- und Querneigung angenommen. Für andere topographische Geländeformationen ergeben sich hiervon abweichende Effekte. Bei der Interpretation der Ergebnisse ist zu beachten, dass immer nur ein einziger Parameter als fehlerbehaftet und die restlichen als fehlerfrei betrachtet werden. Ausgehend vom allgemeinen Fehlerfortpflanzungsgesetz nach Gleichung (4.5) kann der Einfluss dieser fehlerbehafteten Parameter auf die Geländepunktkoordinaten auf der Grundlage eines bestimmten Konfidenzniveaus abgeschätzt werden.

$$f = f(dx_L, dy_L, dz_L, \beta_L, \gamma_L, \Delta\alpha_M, \alpha_M, \beta_M, \gamma_M, \delta\omega, \delta\varphi, \delta\kappa, Add, Scale) \quad (4.4)$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_{längs} \\ \sigma_{quer} \\ \sigma_{vertikal} \end{pmatrix} = \left(\frac{\partial f}{\partial \alpha} \right) \cdot \sigma_\alpha \quad (4.5)$$

4.1.1 Auswirkung fehlerbehafteter Parameter

In diesem Kapitel ist die Auswirkung fehlerhafter Systemparameter auf die Geländepunktkoordinaten für jeweils eine volle Spiegelumdrehung zusammengestellt. Dabei soll insbesondere gezeigt werden, welche Parameter bei der Georeferenzierung konstante oder nicht konstante Abbildungsfehler in Abhängigkeit vom Winkelinkrement verursachen. Diese Kenntnisse sind wichtige Identifikations- und Verhaltensmuster für das Erkennen eventueller Unsicherheiten in einer Kalibrierung. So kann z.B. bereits aufgrund von visuell sichtbaren Effekten in den georeferenzierten Laserdaten auf den dafür verantwortlichen Parameter geschlossen werden.

Ausgehend vom genannten Standardeinbau des Laserscanners im Trägerflugzeug ergibt sich für eine vollständige Spiegeldrehung die in Abbildung 4.1 dargestellte Anordnung der Winkelinkremente bzw. Laserdaten bezogen auf die Flugrichtung. Der Simulation mit Hilfe von Gleichung (4.5) liegt eine Flughöhe von 700 m und ebenes Gelände ohne Höhenunterschiede oder Neigungen zugrunde. Bei dieser Simulation handelt es sich um einen Flug in Süd-Nord Richtung, wobei der Nordwert der Abweichung in Flugrichtung längs und der Ostwert der Abweichung quer zur Flugrichtung entspricht. Die Abweichung in der Vertikalen ist bezogen auf die Ellipsoidnormale. Als 1σ Genauigkeitskriterium soll ein Lagefehler von 0.25 m und ein Höhenfehler von 0.10 m nicht überschritten werden, wobei der Höhengenauigkeit eine höhere Priorität zugesprochen wird. Es wird pro Diagramm immer nur der angegebene Systemparameter als fehlerbehaftet betrachtet. Abbildung 4.2 bis Abbildung 4.14 zeigen pro Parameter jeweils den Abbildungsfehler entlang der einzelnen Koordinatenachsen in Abhängigkeit vom Winkelinkrement [0..2048] und als 2D Plot in der Draufsicht. In Abhängigkeit vom Winkelinkrement deswegen, um den Bezug Einflussvariation mit der Position auf dem Abtastmuster aufzuzeigen. Der besseren Interpretation wegen ist die Skalierung der Koordinatenachsen bei allen Diagrammen identisch. Zusätzlich ist zur Verstärkung der Effekte in der Draufsicht (jeweils rechtes Diagramm) das fehlerhafte bezüglich dem fehlerfreien Abtastmuster jeweils mit dem Faktor 500 überhöht dargestellt. Alle Abbildungsfehler resultieren aus einer Vergrößerung der einzelnen Parameterwerte.

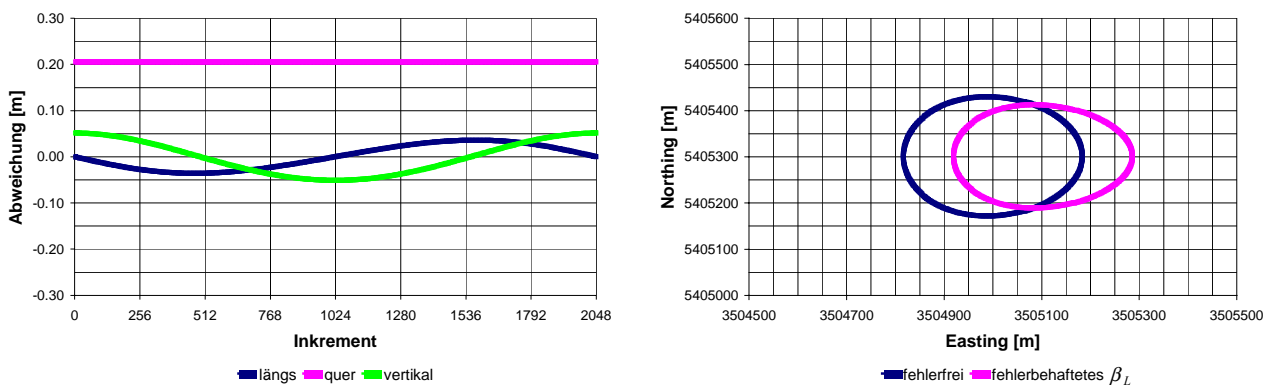


Abbildung 4.2: Fehlerhafte Strahlrichtung mit $\beta_L = 0^\circ + 0.016^\circ$

Abbildung 4.2 zeigt die Auswirkung einer Strahlrichtung von $\beta_L = 0.016^\circ$. Dabei ergibt sich ein konstanter Versatz von 0.20 m quer zur Flugrichtung und in Längs- und Vertikalrichtung eine sinusförmige Modulation um die Nullachse von je einem Zyklus und einer Amplitude von ± 0.05 m in der Vertikalen und ± 0.04 m in Flugrichtung. Wie in der Draufsicht dargestellt wird die Fußpunktekurve nach rechts bezüglich der Flugrichtung verschoben und abgeplattet.

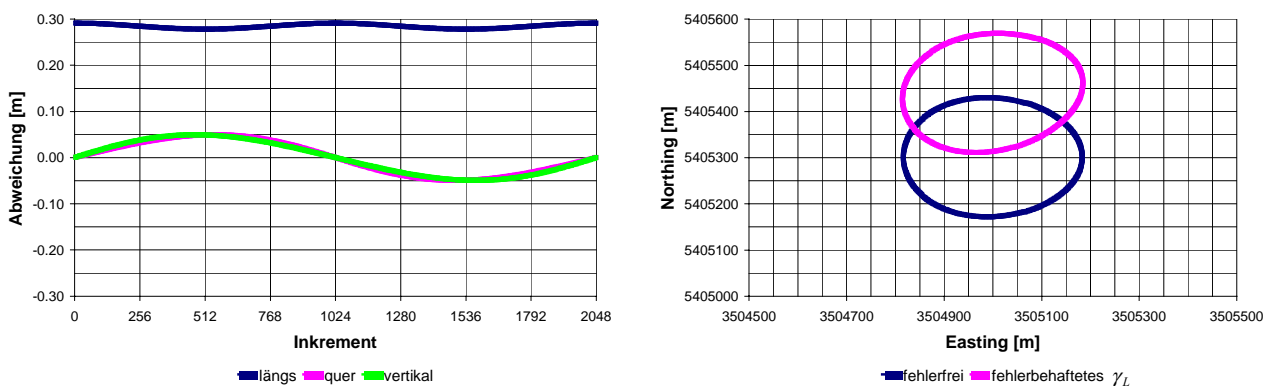


Abbildung 4.3: Fehlerhafte Strahlrichtung mit $\gamma_L = 0^\circ + 0.022^\circ$

Wie in Abbildung 4.3 dargestellt verursacht eine Strahlrichtung von $\gamma_L = 0.022^\circ$ eine sinusförmige Modulation um die Nullachse mit einer Amplitude ± 0.05 m sowohl in der Vertikalen als auch in Querrichtung. In Längsrichtung verursacht dieser Fehler eine eher konstante Verschiebung von knapp 0.30 m, wobei ebenfalls eine sinusförmige Modellierung erkennbar ist. Das Abtastmuster wird dadurch in Flugrichtung verschoben und etwas gedreht.

4 Simulation der Parameterschätzung

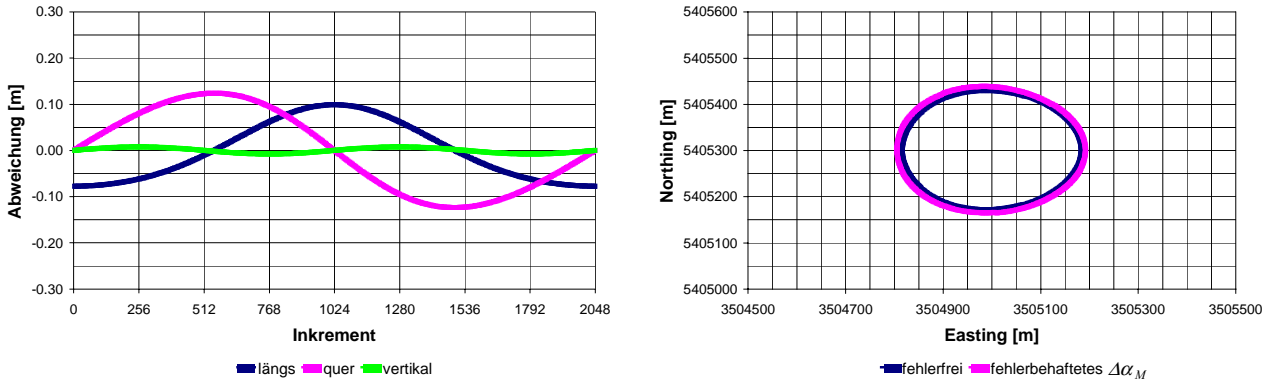


Abbildung 4.4: Nullpunktsfehler am Absolutwinkelgeber mit $\Delta\alpha_M=0^\circ+0.039^\circ$

Ein Nullpunktsfehler von $\Delta\alpha_M=0.039^\circ$ am Absolutwinkelgeber hat in erster Linie Einfluss auf die horizontalen Komponenten (Abbildung 4.4). In der Vertikalen wirkt er sich nur schwach aus. Quer zur Flugrichtung ist eine Modulation um die Nullachse mit einer Amplitude von ± 0.125 m erkennbar, in Flugrichtung eine Modulation um die $+0.01$ m Achse mit einer Amplitude von ± 0.09 m. Dieser Fehler hat insgesamt eine Vergrößerung des Abtastmusters zur Folge.

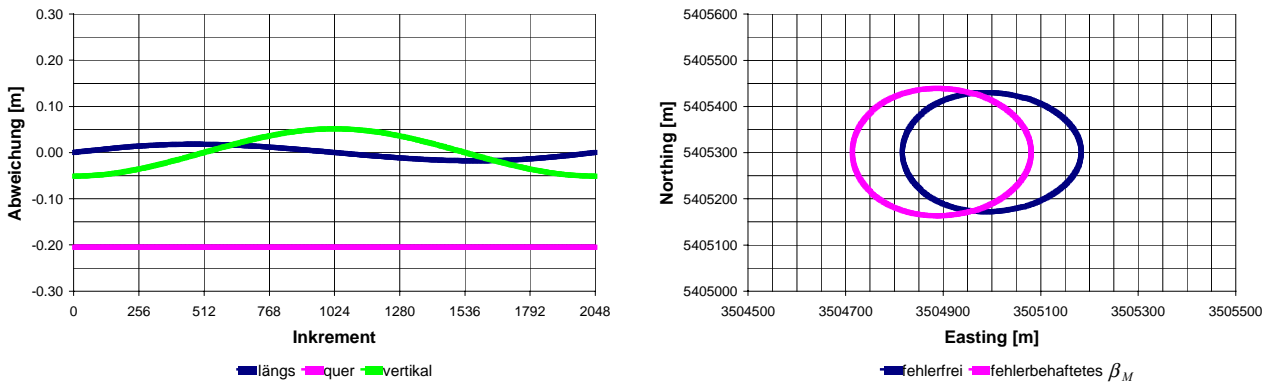


Abbildung 4.5: Fehler in der Achsneigung mit $\beta_M=45^\circ+0.008^\circ$

Falls die nominale Achsneigung β_M von 45° einen Fehler von 0.008° aufweist, hat dies eine Verschiebung von -0.20 m quer zur Flugrichtung zur Folge (Abbildung 4.5). In Längsrichtung oszilliert die Verschiebung mit einer Amplitude von ± 0.02 m und in der Vertikalen ebenso mit einer Amplitude von ± 0.05 m um die Nullachse. Dies führt hauptsächlich zu einer Linksverschiebung bezogen auf die Flugrichtung und zu einer Vergrößerung des Abtastmusters.

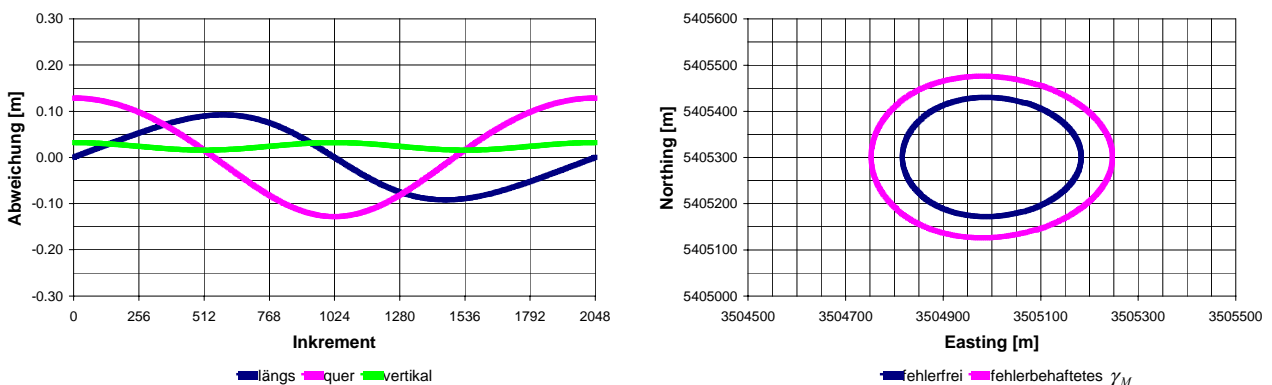


Abbildung 4.6: Fehler im Taumelwinkel mit $\gamma_M=7^\circ+0.005^\circ$

Enthält der nominale Taumelwinkel γ_M von 7° einen Fehler von 0.005° , so macht sich dies überwiegend in der Horizontalen bemerkbar. In der Vertikalen verursacht dieser Fehler eine eher konstante Verschiebung von $+0.025$ m, wobei auch hier eine schwache sinusförmige Modulation erkennbar ist. Quer zur Flugrichtung ist ebenfalls eine Modulation mit einer Amplitude von ± 0.125 m um die Nullachse und in Flugrichtung eine Modulation mit einer Amplitude von ± 0.10 m erkennbar. Dieser Effekt hat insgesamt eine Vergrößerung des Abtastmusters zur Folge.

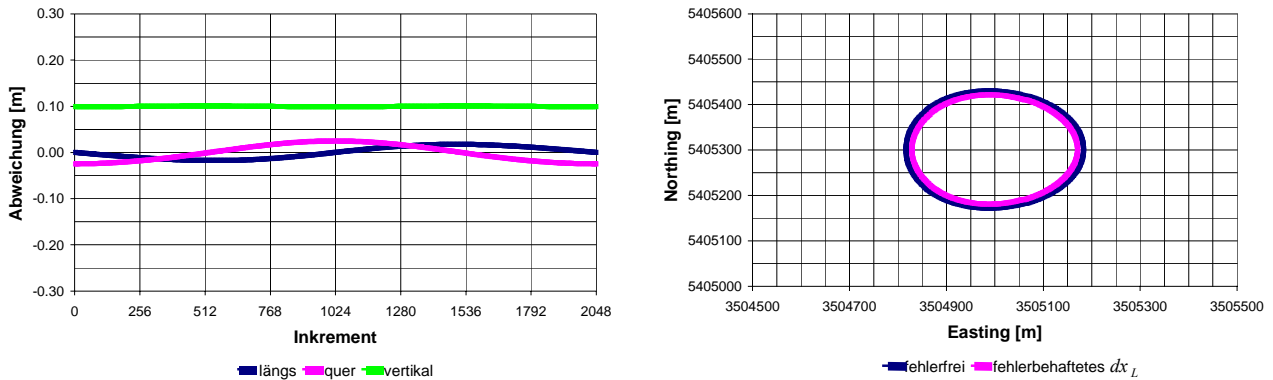


Abbildung 4.7: Fehler im Abstand $dx_L = -0.17\text{m} - 0.10\text{m}$

Für eine Messgenauigkeit des Abstands Spiegeldrehpunkt bezüglich Laserapertur von 0.10 m für dx_L ergibt sich in der Vertikalen eine konstante Punktverschiebung von 0.10 m entlang des Abtastmusters. Längs und quer zur Flugrichtung ergibt sich jeweils eine sinusförmige Modulation mit einer Amplitude von ± 0.025 m um die Nullachse (Abbildung 4.7). Der Einfluss von dx_L ist mit dem Einfluss der Additionskonstante aus der Entfernungsmessung nahezu identisch, da sich beide Größen additiv auf die Entfernungsmessung auswirken - jedoch mit umgekehrtem Vorzeichen. Zusätzlich ist dx_L der Vergrößerungsfaktor für die Perspektivzentrumsvariation, bedingt durch die beiden Strahlrichtungen β_M und γ_M . Hauptsächlich wird durch diesen Fehler das Abtastmuster verkleinert.

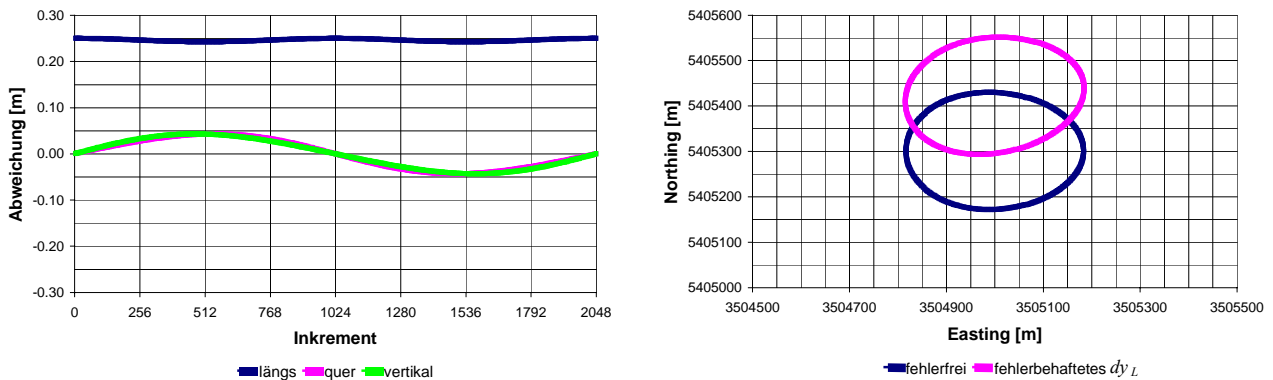


Abbildung 4.8: Fehler im Abstand $dy_L = 0\text{m} + 0.25\text{m}$

Wie in Abbildung 4.8 dargestellt bewirkt ein Fehler von 0.25 m in dy_L einen nahezu konstanten Versatz in Längsrichtung in der selben Größenordnung. In Quer- und Vertikalrichtung verursacht dieser Fehler eine sinusförmige Modulation mit einer Amplitude von ± 0.05 m um die Nullachse. Hauptsächlich bewirkt dieser Fehler eine Verschiebung des Abtastmusters in Flugrichtung und eine leichte Verdrehung.

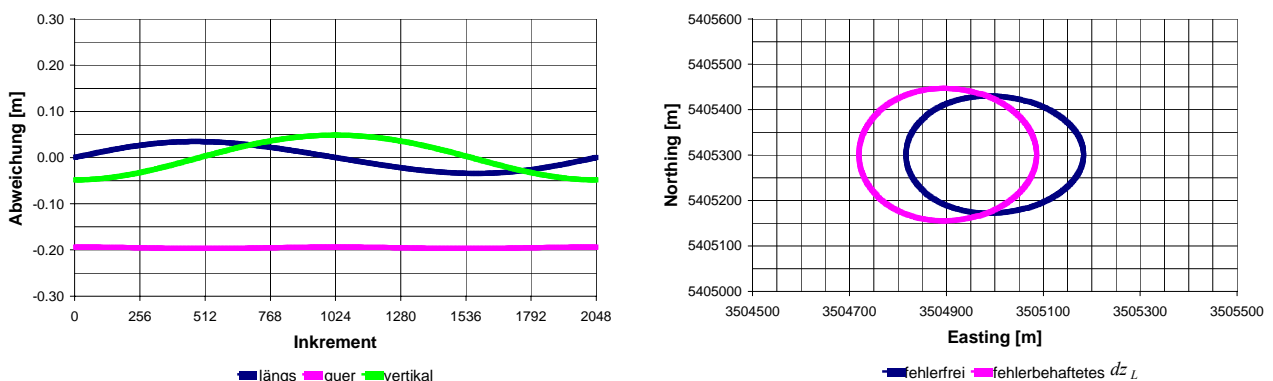


Abbildung 4.9: Fehler im Abstand $dz_L = 0\text{m} + 0.20\text{m}$

Abbildung 4.9 zeigt, dass sich ein Fehler von 0.20 m in dz_L in Querrichtung als nahezu konstanter Versatz der selben Größenordnung auswirkt. In der Längs- und Vertikalrichtung ist eine sinusförmige Modulation mit einer Amplitude von ± 0.04 m und ± 0.05 m um die Nullachse zu beobachten. Im Ergebnis hat dieser Fehler eine Vergrößerung und eine Linksverschiebung des Abtastmusters bezogen auf die Flugrichtung zur Folge.

4 Simulation der Parameterschätzung

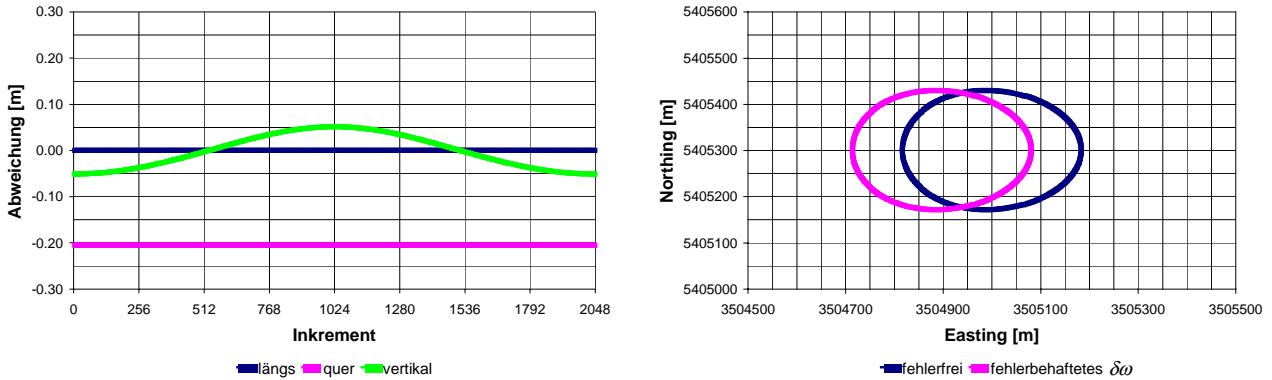


Abbildung 4.10: Fehlerhafter Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel mit $\delta\omega=0^\circ+0.016^\circ$

Abbildung 4.10 zeigt die Auswirkung eines um 0.016° fehlerhaften Einbaukorrekturwinkels bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$. Dieser Fehler hat keinerlei Auswirkung in Längsrichtung und quer zur Flugrichtung bewirkt er eine konstante Verschiebung von -0.20 m. In der Vertikalen verursacht er eine sinusförmige Modulation um die Nullachse mit einer Amplitude von ± 0.05 m. Durch diese Unsicherheit in $\delta\omega$ wird in erster Linie eine Linksverschiebung des Abtastmusters bezogen auf die Flugrichtung verursacht.

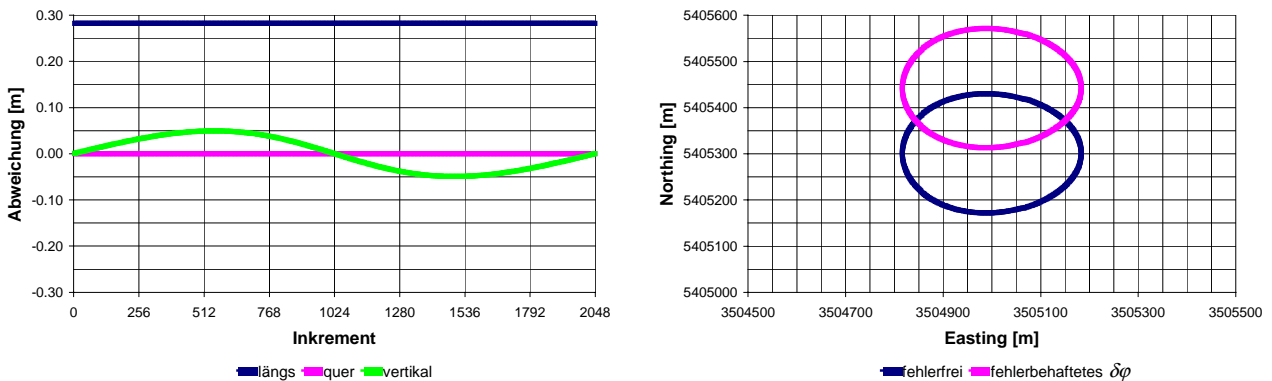


Abbildung 4.11: Fehlerhafter Einbaukorrekturwinkel bezüglich Nickwinkel mit $\delta\phi=0^\circ+0.022^\circ$

Abbildung 4.11 zeigt die Auswirkung eines um 0.022° fehlerhaften Einbaukorrekturwinkels bezüglich des Nickwinkels $\delta\phi$. Während dieser Fehler eine konstante Verschiebung von knapp $+0.30$ m in Flugrichtung verursacht wirkt er sich quer zur Flugrichtung nicht aus. In der Vertikalen verursacht er eine sinusförmige Modulation um die Nullachse mit einer Amplitude von ± 0.05 m. Hauptsächlich verursacht die Unsicherheit in $\delta\phi$ eine Verschiebung des Abtastmusters in Flugrichtung.

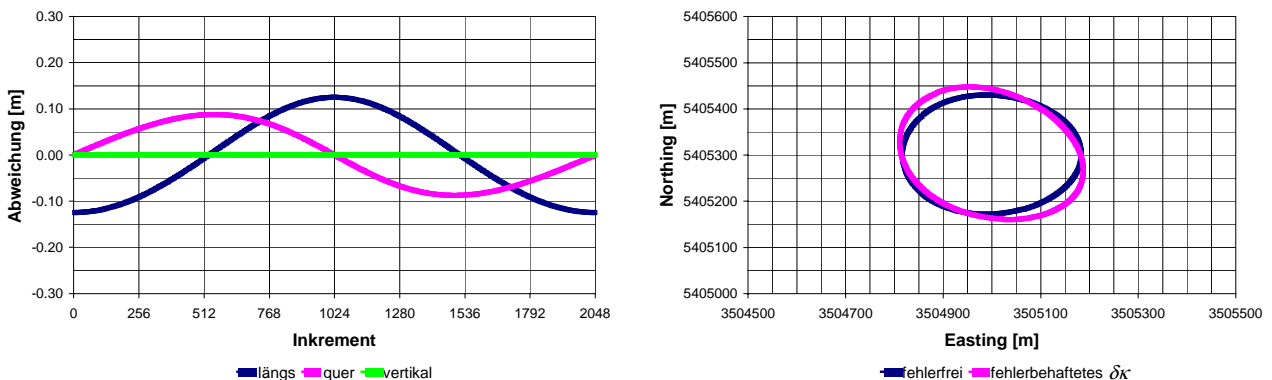


Abbildung 4.12: Fehlerhafter Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel mit $\delta\kappa=0^\circ+0.039^\circ$

Ein Fehler von 0.039° im Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ wirkt sich, wie in Abbildung 4.12 gezeigt, in ebenem Gelände nicht auf die Vertikalkomponente aus. Längs und quer zur Flugrichtung wird jedoch eine sinusförmige Modulation um die Nullachse verursacht. In Flugrichtung ergeben sich Maximalwerte von ± 0.125 m und quer dazu ± 0.09 m. Dies führt hauptsächlich zu einer Verdrehung des Abtastmusters.

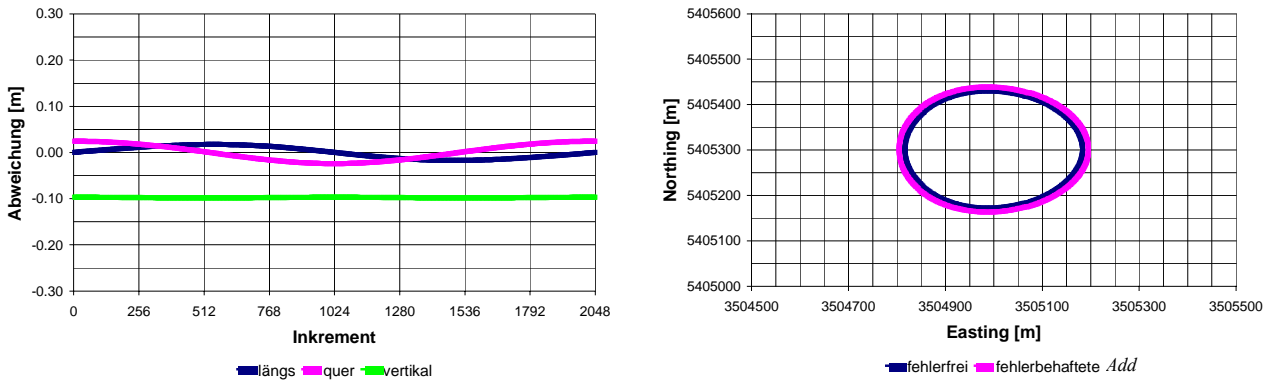


Abbildung 4.13: Fehler in der Additionskonstanten mit $Add= 0\text{ m} + 0.10\text{ m}$

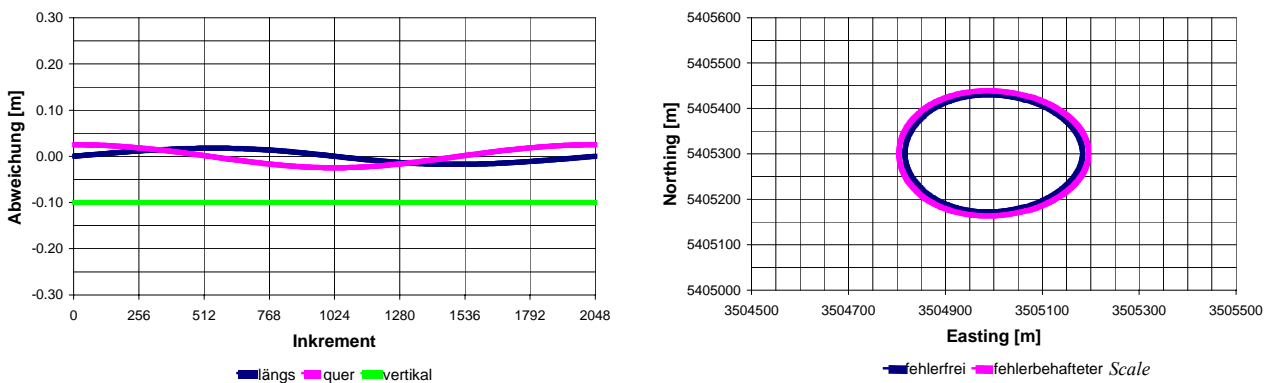


Abbildung 4.14: Fehler im Maßstabsfaktor mit $Scale= 0\text{ ppm} + 136\text{ ppm}$

Wie aus den Abbildung 4.13 und Abbildung 4.14 entnommen werden kann wirkt sich ein Fehler in der Additionskonstanten von 0.10 m und ein Fehler im Entfernungsmaßstab von 136 ppm bezüglich den Abbildungsfehlern in etwa gleich aus. Während sich in der Vertikalkomponente beides Mal ein konstanter Versatz von +0.10 m zeigt ergibt sich entlang und quer zur Flugrichtung eine sinusförmige Modulierung um die Nullachse mit einer Amplitude von $\pm 0.025\text{ m}$. Im Ergebnis führt der Fehler in beiden Fällen zu einer Vergrößerung des Abtastmusters.

4.1.2 Genauigkeitsanspruch an die Kalibrierung in Abhängigkeit von der Flughöhe

Während im vorherigen Kapitel die Auswirkung von Unsicherheiten in der Kalibrierung auf die Punktbestimmung für eine bestimmte Flughöhe diskutiert wurde, werden in diesem Kapitel die erforderlichen 1σ -Genauigkeiten der Systemparameter als Funktion der Flughöhe über Grund für einen maximal zugelassenen Höhen- und Lagefehler von 0.10 m und 0.25 m zusammengestellt. Grundlage für diese Untersuchung ist wieder das allgemeine Fehlerfortpflanzungsgesetz nach Gleichung (4.5) und die partiellen Ableitungen aus Kapitel 3. Wie in Kapitel 4.1.1 bereits gezeigt verursachen fehlerbehaftete Systemparameter oftmals keine konstanten Abbildungsfehler. Deshalb wird in den folgenden Grafiken jeweils der absolute Maximalwert dargestellt. Abbildung 4.15 bis Abbildung 4.19 zeigen die theoretischen Genauigkeitsansprüche in Abhängigkeit von der Flughöhe.

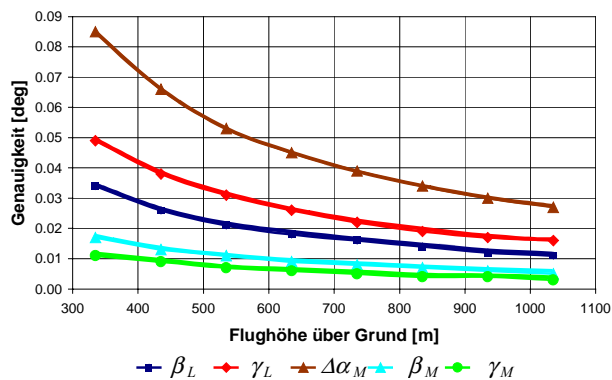


Abbildung 4.15: Genauigkeitsanspruch bezüglich Laserstrahlrichtung und Spiegelwinkel

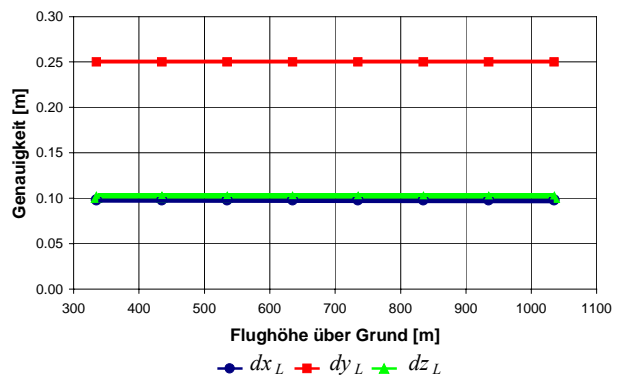


Abbildung 4.16: Genauigkeitsanspruch bezüglich Abstand Spiegelrotationspunkt und Laserapertur

Abbildung 4.15 zeigt den Genauigkeitsanspruch an die Laserstrahlrichtung und die Spiegelwinkel. Es wird bei allen dargestellten Parametern bezüglich der Flughöhe ein nichtlinearer Einfluss auf die Genauigkeit der Geländepunktkoordinaten deutlich. Je größer die Flughöhe, desto höher ist die Genauigkeitsanforderung an die betreffenden Parameter. Im Einzelnen müssen die beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L ab einer Flughöhe von 700 m mit einer Genauigkeit besser als 0.018° und 0.024° bekannt sein. Bei der selben Flughöhe müssen die Spiegelparameter $\Delta\alpha_M$, β_M und γ_M mit einer Genauigkeit besser als 0.041° , 0.009° und 0.006° bestimmt sein. Abbildung 4.16 zeigt den Einfluss einer fehlerhaften Einmessung der Laserapertur in Bezug auf den Rotationspunkt am Spiegel. Ein möglicher Fehler in den drei Abstandskomponenten wirkt sich bei allen Flughöhen konstant auf die Genauigkeit der Bodenpunktkoordinaten aus. Um die geforderte Höhengenaugigkeit zu erreichen muss der Verschiebungsbetrag dx_L mit einer Genauigkeit von mindestens 0.10 m gemessen werden. Da sich Unsicherheiten in den Verschiebungsbeträgen dy_L und dz_L in erster Linie auf die horizontalen Komponenten auswirken, ist eine theoretische Messgenauigkeit von 0.25 m für dy_L und 0.20 m für dz_L zum Erreichen der geforderten Lage- und Höhengenaugigkeit ausreichend. Diese Abstandskomponenten können normalerweise im Labor ohne großen Instrumenten- und Zeitaufwand mit einer Genauigkeit von wenigen Millimetern direkt eingemessen werden.

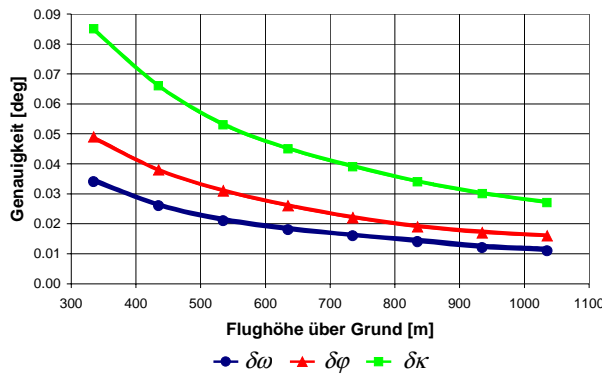


Abbildung 4.17: Genauigkeitsanspruch der Einbaukorrekturwinkel

Die Genauigkeitsanforderung der Einbaukorrekturwinkel (Abbildung 4.17) zeigt in Bezug zur Flughöhe einen nichtlinearen Einfluss auf die Genauigkeit der Geländepunktkoordinaten. Je größer die Flughöhe, desto höher ist erwartungsgemäß der Anspruch bei konstanter Bodenpunktgenauigkeit. Die notwendige Genauigkeit der Einbaukorrekturwinkel liegt bei einer Flughöhe von 700 m etwa bei 0.018° für $\delta\omega$, 0.024° für $\delta\varphi$ und für $\delta\kappa$ bei 0.041° . Der Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel hat aufgrund des ellipsenförmigen Abtastmusters einen etwas höheren Genauigkeitsanspruch als der Nickwinkel.

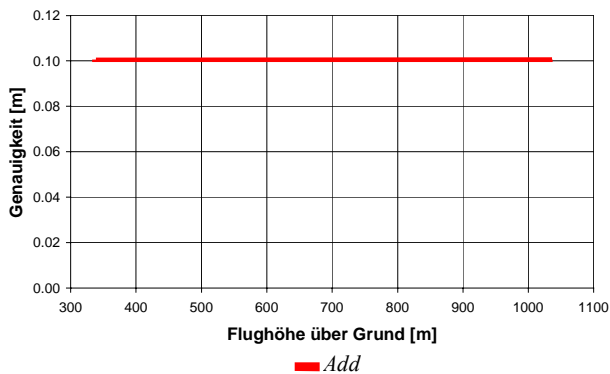


Abbildung 4.18: Genauigkeitsanspruch der Additionskonstanten

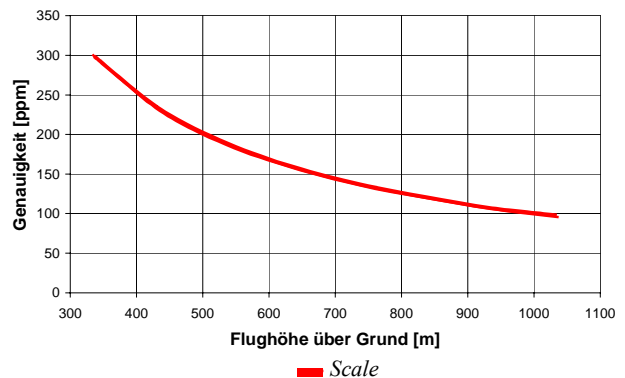


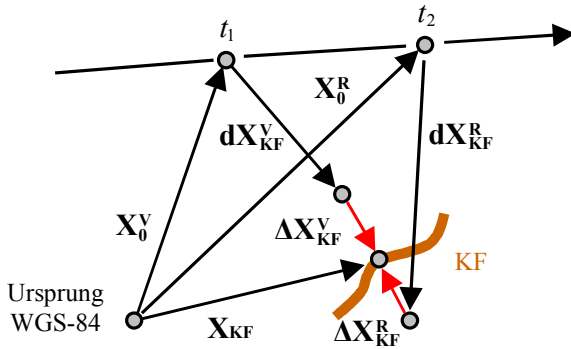
Abbildung 4.19: Genauigkeitsanspruch des Entfernungsmaßstabs

Die Additionskonstante zeigt einen konstanten Genauigkeitsverlauf von 0.10 m unabhängig von der Flughöhe. Die Genauigkeitsanforderung an den Entfernungsmaßstab zeigt einen nichtlinearen Verlauf. Für große Flughöhen muss bei konstanter Punktgenauigkeit der Entfernungsmaßstab genauer bestimmt sein als bei niedrigen. Ab einer Flughöhe von 700 m muss der Entfernungsmaßstab mit einer Genauigkeit von mindestens 140 ppm bekannt sein.

4.2 Korrelationen im Fall von koordinierten Kontrollflächen

Beim Aufbau eines Modells zur Schätzung der Kalibrierparameter stellt sich die Frage, welche Messgrößen oder Beobachtungen wichtig für die Schätzung eines speziellen Parameters sind. Welche Beobachtung ist wichtig für eine möglichst optimale Schätzung eines bestimmten Parameters und aus welcher Beobachtung fließt eher weniger oder gar kein Rang in die Schätzung ein. Des weiteren ist es vorab wichtig zu wissen, ob Parameter unabhängig voneinander

bestimmt werden können oder ob sich aufgrund von linearen Abhängigkeiten oder hohen Korrelationen nur die Summe oder Differenz aus zwei oder mehreren Parametern schätzen lässt. Ist dies nicht ausreichend, so muss ein Alternativ- oder Zusatzkonzept zur Kalibrierung der betreffenden Parameter erstellt werden. Grundlage für diese Untersuchungen ist das in Kapitel 3.1 beschriebene Gauß-Markoff Modell zur Schätzung der unbekannt Parameter. Im Ergebnis erhält man Aussagen darüber, welche Parameter mit den vorliegenden Beobachtungen schätzbar sind, ob z.B. zusätzliche Labormessungen erforderlich sind und welche Parameter unabhängig von anderen z.B. aus Laserdaten bestimmt werden können und welche nicht. Die Beobachtungsgleichung für den Fall von koordinierten Kontrollflächen (siehe Kapitel 4) ergibt sich aus der Grundgleichung (3.15) wie folgt:



$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{KF} + \mathbf{v}^V &= \mathbf{X}_0^V + d\mathbf{X}_{KF}^V + \Delta\mathbf{X}_{KF}^V \\ \mathbf{X}_{KF} + \mathbf{v}^R &= \mathbf{X}_0^R + d\mathbf{X}_{KF}^R + \Delta\mathbf{X}_{KF}^R \end{aligned} \quad (4.6)$$

Abbildung 4.20: Geometrie der Beobachtungsgleichung für koordinierte Kontrollflächen

Pro Kontrollfläche ergeben sich je zwei dreidimensionale Gleichungen aus Vor- und Rückblick, substituiert durch die beiden hochgestellten Indizes V und R. Als Größen gehen die bekannten Koordinaten der Kontrollflächen \mathbf{X}_{KF} und die Kontrollflächenkoordinaten, berechnet mit nicht kalibrierten Systemparametern $\mathbf{X}_0^V + d\mathbf{X}_{KF}^V$ und $\mathbf{X}_0^R + d\mathbf{X}_{KF}^R$ ein. Die Zuschläge $\Delta\mathbf{X}_{KF}^V$ und $\Delta\mathbf{X}_{KF}^R$ beinhalten den Versatz von den genäherten zu den wahren Kontrollflächenkoordinaten in Abhängigkeit von der Variation der Systemparameter gegenüber dem unkalibrierten Zustand.

4.2.1 Abhängigkeit der geschätzten Parameter von deren Beobachtungen

Als Beobachtungen werden bei dieser Untersuchung dreidimensionale Geländepunktinformationen verwendet. Zur Vereinfachung wird angenommen, dass koordinierte Punkte am Boden exakt von den Lasermessungen getroffen werden und diese im I -System koordiniert sind. Im Ergebnis wird gezeigt, welchen Einfluss jede verwendete Koordinatenkomponente auf die Schätzung eines speziellen Parameters hat. Hierfür wird eine volle Spiegeldrehung mit je 385 Lasermessungen betrachtet. Für diese Untersuchung werden wiederum die in Kapitel 3 zusammengestellten partiellen Ableitungen verwendet, wobei immer nur ein einziger Systemparameter als unbekannt und die restlichen als bekannt angenommen werden. Aufgrund der dreidimensionalen Punktinformationen ergeben sich je Lasermessung drei Gleichungen, welche im Fall einer vollständige Spiegelumdrehung zu 1155 Gleichungen führen. Pro Berechnungslauf ergibt sich dadurch ein zu lösendes Gleichungssystem von 1155 Gleichungen für die Berechnung einer Unbekannten.

Als Indikator für den Grad der Abhängigkeit der geschätzten Systemparameter von deren Beobachtungen wird die Rangmatrix \mathbf{U} verwendet, die in der Literatur auch als Extraordinary Unit Matrix bekannt ist. Wie in Gleichung (4.7) und (4.8) ersichtlich wird \mathbf{U} aus der Design- und Gewichtsmatrix berechnet. Die Rangmatrix zeigt die Verflechtung der betreffenden Unbekannten pro Berechnungslauf mit ihren Beobachtungen. Sie bildet eine Art Kanalsystem für die Verteilung der unvermeidlichen Bestimmungsstärken und -schwächen in einem geometrischen System. Ausgehend von der Designmatrix \mathbf{A} und Gewichtsmatrix \mathbf{P} wird sie wie folgt berechnet:

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \quad (4.7)$$

$$\mathbf{U} = \mathbf{A} \mathbf{Q} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \quad (4.8)$$

$$Spur(\mathbf{U}) = \sum_{i=1}^m U_{ii} = h \quad (4.9)$$

Bei regulären Normalgleichungsmatrizen ($\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A}$), wie sie sich aus dem hier zugrunde liegenden Berechnungsmodell ergeben ist die Rangmatrix \mathbf{U} singular und idempotent. Für diese Matrizen gilt, dass die Summe der Diagonalglieder (Spur) gleich dem Rang der Matrix bzw. der Anzahl der Unbekannten h entspricht. Die $m=1155$ Diagonalglieder aus Gleichung (4.9) enthalten den Grad der Abhängigkeit der geschätzten Unbekannten von den zur Verfügung stehenden Gleichungen bzw. Beobachtungen. Für die Interpretation der Diagonalglieder U_{ii} gilt:

4 Simulation der Parameterschätzung

- Je höher der Ranganteil, desto größer ist der Einfluss der betreffenden Beobachtung auf die Schätzung des unbekannt Parameter.
- Je niedriger der Ranganteil, desto schwächer ist der Einfluss der betreffenden Beobachtung auf die Schätzung des unbekannt Parameter.

Wie im Folgenden gezeigt wird kann es in Extremfällen sogar vorkommen, dass ein zu schätzender Parameter völlig unabhängig von einer Beobachtung sein kann. Die Verteilung der Ranganteile ist in den nachfolgenden Diagrammen für jeden einzelnen Systemparameter und für eine volle Spiegeldrehung dargestellt und kommentiert. Dabei ist zu beachten, dass die Skalierung der Ranganteile abhängig von der Anzahl der Beobachtungen ist. Es wird deutlich, wie viel die Längs-, Quer- und Vertikalkomponenten dazu beitragen eine Unbekannte zu bestimmen - einschließlich deren Relationen. In Anlehnung an Abbildung 4.1 sind in den folgenden Darstellungen für jede Komponente je 385 Werte als Funktion des Winkelinkrements gezeichnet. Als Vereinfachung wurde hier für die Berechnung die Gewichtsmatrix $\mathbf{P}=\mathbf{E}$ gesetzt. Im Anschluss an die Diagramme sind in Tabelle 4.1 die Rangsummen der Komponenten für jeden Parameter gegenübergestellt. Der Vollständigkeit halber sollte an dieser Stelle erwähnt werden, dass die Rangmatrix \mathbf{U} in der Ausgleichsrechnung darüber hinaus noch zur Berechnung von Redundanzanteilen verwendet wird.

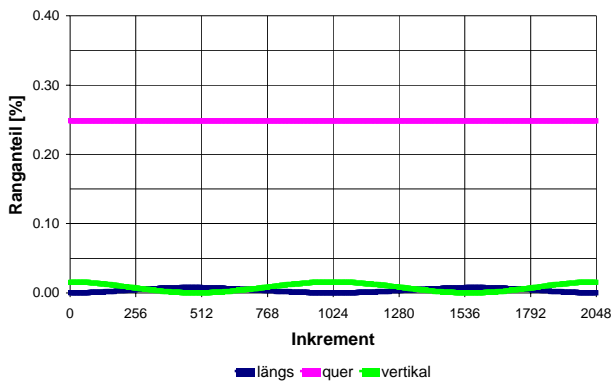


Abbildung 4.21: Rangherkunft für den Systemparameter β_L

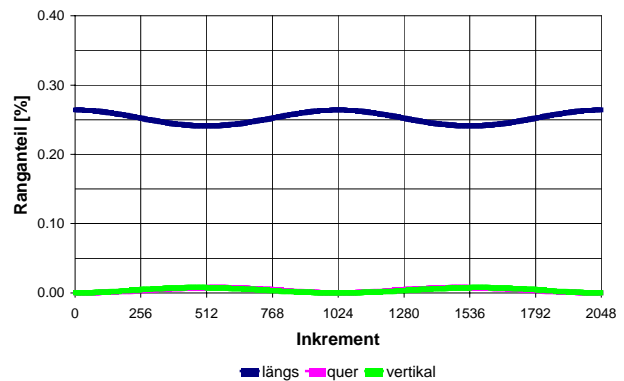


Abbildung 4.22: Rangherkunft für den Systemparameter γ_L

Die Abbildung 4.21 und Abbildung 4.22 zeigen, dass bei Verwendung von dreidimensionalen Punktinformationen gleicher Genauigkeit bei der Schätzung der beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L die Lageinformationen eine wesentlich größere Rolle spielt als die Höheninformation. Im Einzelnen trägt bei β_L die Komponente quer und bei γ_L längs bezüglich der Flugrichtung überwiegend zur Schätzung des Parameters bei. Aus der Höheninformation fließt im Vergleich zur Lagekomponente weniger als $1/10$ in die Schätzung ein.

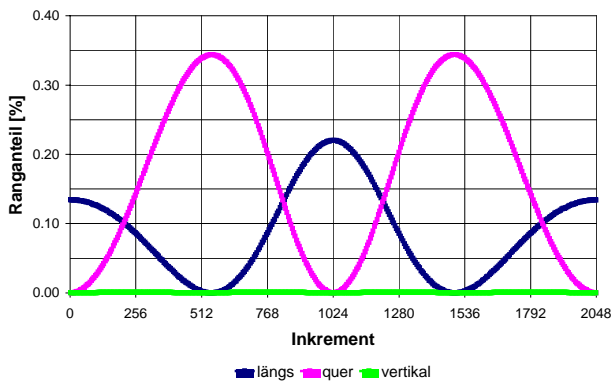


Abbildung 4.23: Rangherkunft für den Systemparameter $\Delta\alpha_M$

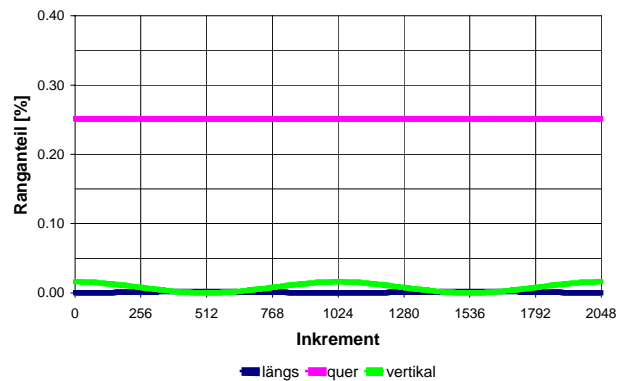


Abbildung 4.24: Rangherkunft für den Systemparameter β_M

Auch bei den Spiegelparametern $\Delta\alpha_M$, β_M und γ_M (Abbildung 4.23 bis Abbildung 4.25) gehen in erster Linie die Lagekomponenten in die Schätzung des unbekannt Parameter ein. Bei der Schätzung der Nullpunktkorrektur des Absolutwinkelgebers $\Delta\alpha_M$ bezieht die Schätzung antizyklisch den Rang aus den Längs- und Querkomponenten. Wird die Schätzung durch die Querkomponente getragen, so erhält sie keinen Rang aus der Längskomponente und umgekehrt. Die Verteilung der Ranganteile ist abhängig vom aktuellen Winkelinkrement. Die Höhenkomponente hat keinerlei Einfluss auf die Schätzung von $\Delta\alpha_M$. Für die Schätzung der Achsneigung β_M hat die Querkomponente großen und konstanten Einfluss, während aus der Höhenkomponente weniger als $1/10$ mit in die Berechnung fließen. Die Längskomponente fließt hier nicht in die Schätzung ein.

Der Taumelwinkel γ_M wird hauptsächlich aus den Lagekomponenten längs und quer zur Flugrichtung bestimmt, die eine zueinander antizyklische Verteilung in Abhängigkeit vom Winkelinkrement aufweisen. Aus der Höhenkomponente fließt weniger als $1/10$ in die Schätzung ein.

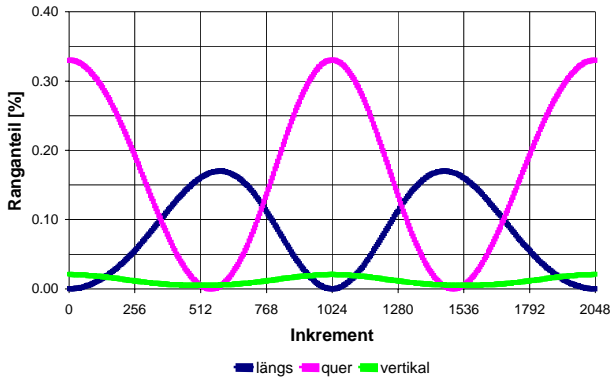


Abbildung 4.25: Rangherkunft für den Systemparameter γ_M

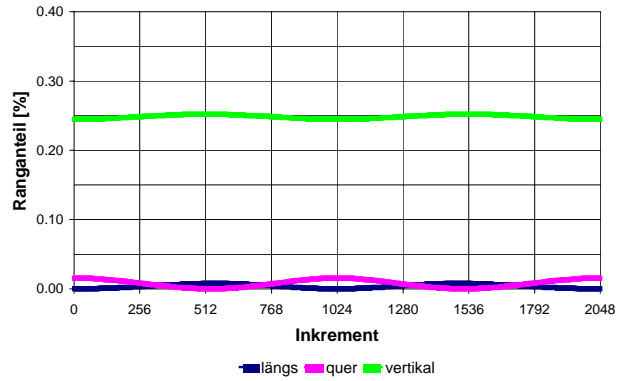


Abbildung 4.26: Rangherkunft für den Systemparameter dx_L

Für die Schätzung der Abstände dx_L , dy_L und dz_L spielt jeweils diejenige Koordinatenkomponente die bestimmende Rolle, auf welche sich die einzelne Abstandskomponente auswirkt. Alle anderen Komponenten haben weniger als $1/10$ Einfluss auf die Schätzung. Da sich eine Unsicherheit in dx_L überwiegend auf die Entfernungsmessung auswirkt, trägt bei dessen Schätzung in erster Linie nur die Höhenkomponente dazu bei (Abbildung 4.26). Entsprechend wird auch für dy_L aus der Längs- (Abbildung 4.27) und für dz_L aus der Querkomponente (Abbildung 4.28) der Rang bezogen.

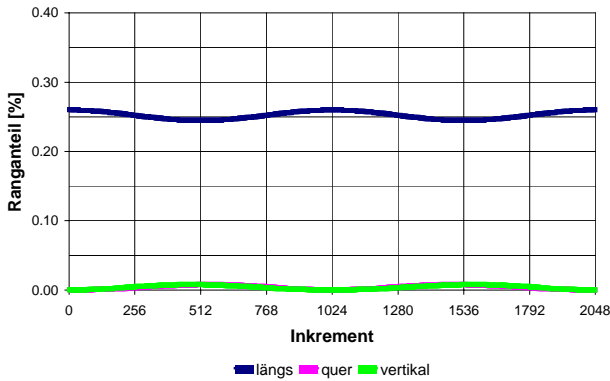


Abbildung 4.27: Rangherkunft für den Systemparameter dy_L

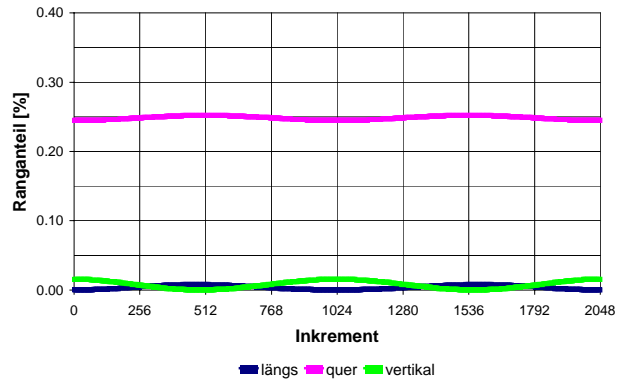


Abbildung 4.28: Rangherkunft für den Systemparameter dz_L

Wie in den Abbildung 4.29 bis Abbildung 4.31 dargestellt gehen in die Schätzung der Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ überwiegend die Lagekomponenten ein, während die Höhenkomponente insgesamt immer mit weniger als $1/10$ daran beteiligt ist. Bei dem Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ spielen die Ranganteile aus quer und bezüglich Nickwinkel $\delta\varphi$ aus längs die dominante Rolle. Für den Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ gehen beide Lagekomponenten in die Schätzung ein, wobei die Verteilung der Ranganteile ein zueinander antizyklisches Verhalten zeigen. Die Höhenkomponente liefert bei $\delta\kappa$ unter Voraussetzung von ebenem Gelände keinen Beitrag.

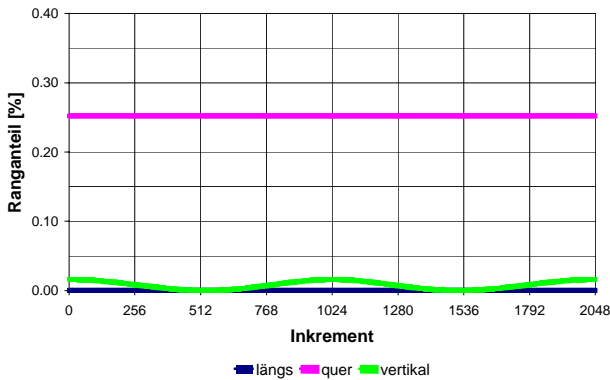


Abbildung 4.29: Rangherkunft für den Systemparameter $\delta\omega$

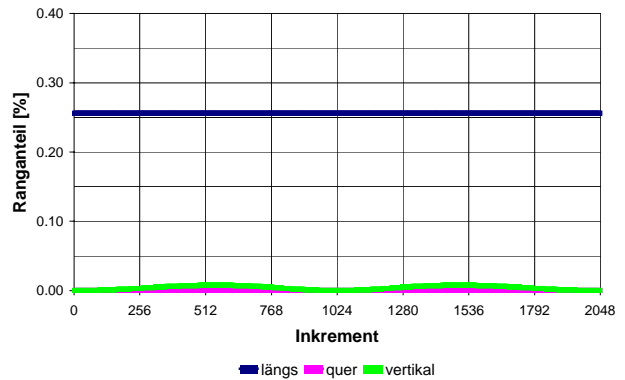


Abbildung 4.30: Rangherkunft für den Systemparameter $\delta\varphi$

4 Simulation der Parameterschätzung

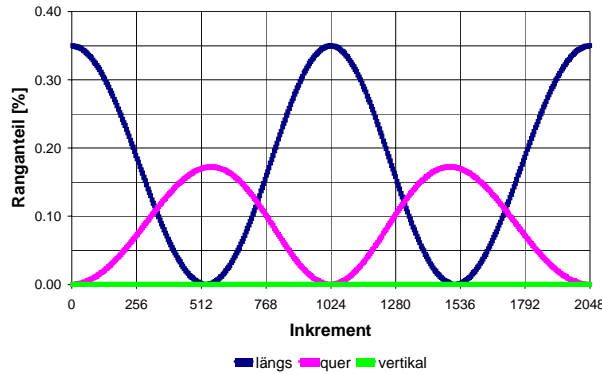


Abbildung 4.31: Rangherkunft für den Systemparameter $\delta\kappa$

Die Schätzung der Additionskonstanten und des Entfernungsmaßstabs wird in erster Linie durch die Höhenkomponente aufgrund der nadirnahen Aufnahmegeometrie getragen (Abbildung 4.32 und Abbildung 4.33). Die Lagekomponenten sind bei der Schätzung dieser beiden Parametern mit weniger als $\frac{1}{10}$ daran beteiligt.

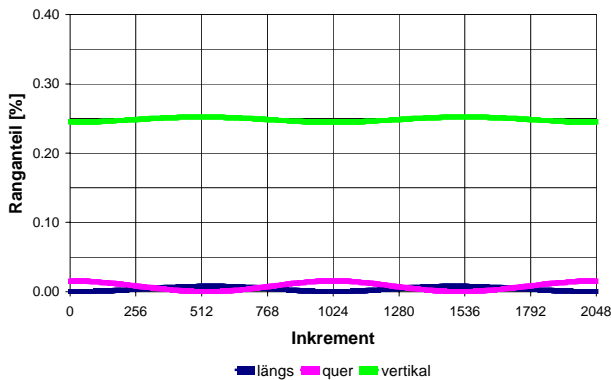


Abbildung 4.32: Rangherkunft für den Systemparameter Add

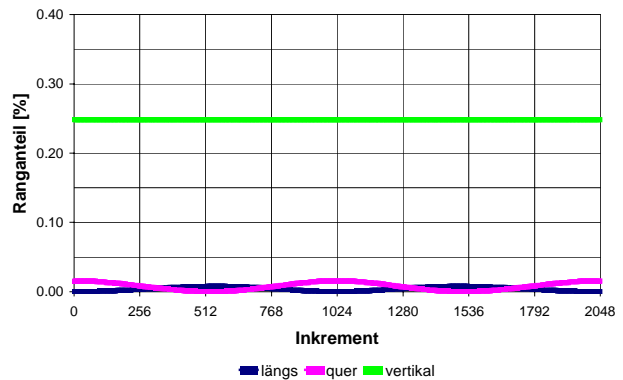


Abbildung 4.33: Rangherkunft für den Systemparameter $Scale$

In Abbildung 4.21 bis Abbildung 4.33 ist die Herkunft des Ranges für jeden einzelnen unbekanntem Systemparameter in Abhängigkeit vom Winkelinkrement gezeichnet. Dabei zeigt sich, dass die einzelnen Koordinatenkomponenten sowohl konstanten als auch einen nicht konstanten Einfluss auf die Schätzung haben. Daher gibt es bei der Schätzung der Systemparameter oft Unterschiede, an welcher Position auf dem ellipsenförmigen Abtastmuster - z.B. links oder rechts außen, entlang der Nadirlinie - ein solcher Referenzpunkt angeordnet ist. Aussagekräftig sind auch die in Tabelle 4.1 zusammengestellten Summen der Ranganteile pro unbekanntem Parameter aus den Abbildung 4.21 bis Abbildung 4.33 für eine vollständige Spiegeldrehung. Sie geben an, wie viel jede Koordinatenkomponente insgesamt zur Schätzung der betreffenden Unbekannten beisteuert.

Komponente	dx_L	dy_L	dz_L	β_L	γ_L	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add	$Scale$
Längs	1.5	97.0	1.5	1.5	97.0	33.8	0.4	31.6	0.0	98.5	67.0	1.5	1.5
Quer	2.9	1.5	95.6	95.6	1.5	65.9	96.6	63.8	97.0	0.0	33.0	2.9	3.0
Vertikal	95.6	1.5	2.9	2.9	1.5	0.3	3.0	4.6	3.0	1.5	0.0	95.6	95.5
Bestimmbar	Ja ⁹	Ja ⁹	Ja ⁹	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja ⁹	Ja ⁹

Tabelle 4.1: Summe der Ranganteile pro Unbekannte aus koordinierten Kontrollflächen in %

Es ist ersichtlich, dass für die Schätzung der Parameter $\Delta\alpha_M$, γ_M und $\delta\kappa$ beide Horizontalkomponenten eine wichtige Rolle spielen, während die Höhenkomponente eine eher untergeordnete Rolle spielt. Alle restlichen Parameter werden überwiegend von nur einer Koordinatenkomponente getragen. Während die Schätzung der Parameter entlang des Lasermessstrahls – also dx_L , Add und $Scale$ – stark durch die Vertikalkomponente bestimmt sind, bezieht die Schätzung aller anderen Parameter ihren Rang überwiegend aus den Lagekomponenten. Diese starke Abhängigkeit von den Horizontalkomponenten wirkt sich etwas unvorteilhaft auf die Systemkalibrierung aus, da flugzeuggetragene Laserscanner nach dem aktuellen Stand der Technik zwar gute Höhengenaugigkeiten aufweisen, jedoch horizontal meist keine so hohe

⁹ Parameter sind teilweise unsicher bestimmbar, da sie u.a. auch von den ungenaueren Horizontalkomponenten abhängig sind.

Auflösung besitzen. Dadurch werden Objekte nicht randscharf, sondern eher flächenhaft erfasst und sind entsprechend zur Kalibrierung der Systemparameter nicht so ohne weiteres geeignet. Des weiteren fällt bei den summierten Rangannteilen in Tabelle 4.1 noch auf, dass die Rangverteilung auf längs, quer und vertikal für dx_L , Add und $Scale$, dy_L und γ_L sowie dz_L und β_L identisch bzw. nahezu identisch ist. Ursache hierfür sind Korrelationen, auf die im nächsten Kapitel näher eingegangen wird.

4.2.2 Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern

Während im vorherigen Kapitel die zur Schätzung der Systemparameter notwendigen Beobachtungen zusammengestellt wurden, liegt der Fokus in diesem Kapitel auf der Berechnung des Grads der Abhängigkeit der geschätzten Parameter untereinander, insbesondere im Hinblick auf eine gemeinsame Schätzung. Wie praktische Erfahrungen mit manuellen Kalibrierverfahren bereits gezeigt haben existieren in diesem Parametersystem Abhängigkeiten, die im Folgenden nachgewiesen und näher untersucht werden. Bei Untersuchungen dieser Art bietet die Ausgleichsrechnung und Statistik geeignete Routinen zum Nachweis dieser Korrelationen. Die Untersuchung basiert wieder auf den in Kapitel 3 zusammengestellten partiellen Ableitungen, wobei zur Berechnung von Abhängigkeiten zwischen Parametern zwei oder mehrere als Unbekannte gleichzeitig geschätzt werden müssen. Als Indikator für den Grad der Abhängigkeit wird hier die Korrelationsmatrix \mathbf{K} benutzt, die aus der Designmatrix \mathbf{A} und Gewichtsmatrix \mathbf{P} mit Hilfe der Gleichungen (4.10) und (4.11) berechnet wird.

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \quad (4.10)$$

$$k_{i,k} = \frac{\mathbf{Q}_{i,k}}{\sqrt{\mathbf{Q}_{i,i} \cdot \mathbf{Q}_{k,k}}} \quad \text{mit} \quad -1 \leq k_{i,k} \leq +1 \quad (4.11)$$

Für die Interpretation von Korrelationsergebnissen gilt:

- Die Korrelationskoeffizienten bewegen sich zwischen $k_{i,k}=-1$ und $k_{i,k}=+1$, wobei diese auch oft mit dem Faktor 100 multipliziert und in Prozent % angegeben werden.
- Ein Korrelationskoeffizient von $k_{i,k}=0$ bedeutet keine Korrelation bzw. Abhängigkeit zwischen zwei geschätzten Unbekannten. Es existiert keine Abhängigkeit zwischen diesen beiden Unbekannten und sie können voneinander völlig entkoppelt berechnet werden.
- Ein Korrelationskoeffizient von $k_{i,k}=-1$ oder $k_{i,k}=+1$ bedeutet eine lineare Abhängigkeit zwischen zwei geschätzten Unbekannten. Der Einfluss dieser beiden Unbekannten kann durch die Schätzung nicht getrennt werden.
- Eine negative Korrelation $-1 < k_{i,k} < 0$ bedeutet, dass zwischen zwei geschätzten Unbekannten eine Abhängigkeit existiert. Eine Vergrößerung der einen geschätzten Unbekannten hat gleichzeitig eine Verkleinerung der anderen zur Folge. Die Summe aus beiden Schätzwerten bleibt jedoch konstant.
- Eine positive Korrelation $0 < k_{i,k} < +1$ bedeutet, dass zwischen zwei geschätzten Unbekannten eine Abhängigkeit existiert. Jedoch löst hier eine Vergrößerung der einen geschätzten Unbekannten ebenfalls eine Vergrößerung der anderen aus. Bei positiven Korrelationen bleibt die Differenz zwischen den beiden Schätzwerten konstant.

Im Ausgangszustand mit allen 13 unbekanntem Parametern ist das Gleichungssystem zunächst überparametrisiert. Im Folgenden werden deshalb die Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern mit der Absicht zusammengestellt, eine möglichst optimale und lösbare Parameterzusammenstellung zu finden. Die Vorgehensweise dabei ist, dass alle linear abhängigen und hoch korrelierten Parameterkombinationen identifiziert und zu einem Parameter zusammengefasst werden. Auch Parameter, die labortechnisch leicht bestimmbar sind, werden im Verlauf dieses Kapitels aus der Liste der Unbekannten entnommen und als bekannte Größen eingeführt. Durch diese Reduktion wird das zuvor nicht lösbare Gleichungssystem lösbar und die noch verbleibenden Parameter können berechnet werden. In einem ersten Schritt wurden zunächst die vorhandenen linearen Abhängigkeiten analytisch nachgewiesen.

1. Parameter	2. Parameter
<i>Add</i>	<i>Scale</i>
<i>Add</i>	dx_L
dy_L	γ_L
dz_L	β_L

Tabelle 4.2: Linear abhängige Parameterpaare bei konstanter Entfernung

4 Simulation der Parameterschätzung

Unter Verwendung der Startwerte aus der Parameterschätzung konnten die partiellen Ableitungen nach den betreffenden Parametern soweit vereinfacht werden, dass die verbleibende Funktion des einen Parameters als lineare Funktion des anderen darstellt werden kann. Tabelle 4.2 zeigt die analytisch nachgewiesenen linearen Abhängigkeiten. Sowohl für die Entfernungsparameter *Add* und *Scale* als auch für den Abstand der Laserapertur dx_L , dy_L und dz_L sowie für die Strahlrichtung β_L und γ_L können für konstante Entfernungen lineare Abhängigkeiten nachgewiesen werden. Aufgrund der nadirnahen Aufnahmegeometrie gilt dies näherungsweise auch für konstante Flughöhen, da sich die gemessenen Entfernungen in ebenem Gelände für $\gamma_M=7^\circ$ nur im Bereich von 3% und für $\gamma_M=10^\circ$ nur im Bereich von 6% von der Flughöhe unterscheiden. Im Einzelnen sind zwischen den geschätzten Unbekannten *Add* und *Scale*, *Add* und dx_L , dy_L und γ_L sowie dz_L und β_L lineare Abhängigkeiten analytisch nachweisbar.

Für die numerische Korrelationsanalyse wurde zur Vereinfachung die Gewichtsmatrix $\mathbf{P}=\mathbf{E}$ gesetzt. Aufgrund der dreidimensionalen Punktinformationen ergeben sich wieder je Lasermessung drei Gleichungen für den Vor- und Rückblick. Bezüglich der Designmatrix \mathbf{A} ergibt sich dadurch pro Berechnungslauf ein zu lösendes Gleichungssystem von 1155 Gleichungen und je nach Parameterkombination eine variable Anzahl an Unbekannten. Bei den in den nachfolgenden Tabellen angegebenen Korrelationskoeffizienten handelt es sich um Werte, die für die vorab beschriebene Konstellation an Referenzwerten gelten. Für davon abweichende Konstellationen können sich etwas andere Koeffizienten ergeben. Die Werte in den Tabellen sollten daher nicht als allgemein gültige Werte verstanden werden, sondern eher als Richtwerte die anzeigen, ob eine Korrelation eher schwach oder eher stark ausgeprägt ist.

Nachfolgende Tabelle 4.3 zeigt die Abhängigkeiten der geschätzten Parameter als Matrix auf der Grundlage von Gleichung (4.6) und deren partiellen Ableitungen. Zweck dieser Tabelle ist aufzuzeigen, welche Parameter bereits innerhalb der Gruppe Korrelationen aufweisen, bevor sie überhaupt mit Parametern anderer Gruppen zusammen untersucht werden. Für die Interpretation der Tabelle ist zu beachten, dass Parameter mit angegebenen Korrelationen als Unbekannte geschätzt wurden während Parameter ohne Zahlenangabe nicht geschätzt wurden - also als bekannt in die Berechnung eingegangen sind. Diese als bekannt vorausgesetzten Parameter pro Berechnungslauf sind in der Tabelle zusätzlich noch durch einen Bindestrich „-“ markiert.

	dx_L	dy_L	dz_L	β_L	γ_L	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$
dx_L	1	0.00	0.00	-	-	-	-	-	-	-	-
dy_L	0.00	1	0.00	-	-	-	-	-	-	-	-
dz_L	0.00	0.00	1	-	-	-	-	-	-	-	-
β_L	-	-	-	1	0.00	-	-	-	-	-	-
γ_L	-	-	-	0.00	1	-	-	-	-	-	-
$\Delta\alpha_M$	-	-	-	-	-	1	0.00	0.00	-	-	-
β_M	-	-	-	-	-	0.00	1	-0.04	-	-	-
γ_M	-	-	-	-	-	0.00	-0.04	1	-	-	-
$\delta\omega$	-	-	-	-	-	-	-	-	1	0.00	0.00
$\delta\varphi$	-	-	-	-	-	-	-	-	0.00	1	0.04
$\delta\kappa$	-	-	-	-	-	-	-	-	0.00	0.04	1

Tabelle 4.3: Korrelationen innerhalb der einzelnen Parametergruppen

Für den Abstand der Laserapertur bezüglich des Spiegelrotationspunkts ergibt sich, dass die Schätzung aller drei Abstandskomponenten dx_L , dy_L und dz_L voneinander völlig unabhängig durchgeführt werden könnte. Dasselbe gilt auch für die beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L . Für die den Normalenvektor des Laserspiegels beschreibenden Spiegelwinkel ergibt sich, dass die Schätzung des Nullpunktfehlers $\Delta\alpha_M$ völlig unabhängig von den beiden anderen Winkeln durchgeführt werden kann, jedoch ist zwischen der geschätzten Achsneigung β_M und dem geschätzten Taumelwinkel γ_M eine schwache Abhängigkeit erkennbar ist. Diese Abhängigkeit hat zur Folge, dass β_M und γ_M nicht voneinander entkoppelt geschätzt werden können. Ein ähnliches Verhalten zeigen auch die drei Einbaukorrekturwinkel. Während der geschätzte Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ nicht korreliert mit den beiden anderen Einbaukorrekturwinkeln ist, zeichnet sich für die Schätzung der anderen zwei Einbaukorrekturwinkel Nick- und Kurswinkel bzw. $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ eine schwache Abhängigkeit ab. Dies bedeutet, dass sich $\delta\omega$ unter Voraussetzung von ebenem Gelände unabhängig von den beiden anderen Einbaukorrekturwinkeln schätzen lässt, jedoch $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ aufgrund der Korrelation nicht vollständig voneinander entkoppelt geschätzt werden können. Eine klare Trennung von Additionskonstante *Add* und Maßstab *Scale* ist bei konstanter Flughöhe und ebenem Gelände aufgrund der linearen Abhängigkeit nicht möglich.

In Tabelle 4.4 und Tabelle 4.5 sind die Korrelationen aus der Schätzung zwischen den verbleibenden Parametern der unterschiedlichen Gruppen zusammengestellt. Je Tabelle wurden die darin enthaltenen Parameter einer gemeinsamen Korrelationsuntersuchung unterzogen. Tabelle 4.4 umfasst die Parameter der Strahlrichtung, der Einbaukorrekturwinkel und der Additionskonstanten. Es zeigen sich hohe Korrelationen zwischen den beiden geschätzten Parameterpaaren β_L und $\delta\omega$ sowie γ_L und $\delta\varphi$. Daraus ist ersichtlich, dass pro Parameterpaar jeweils nur ein Wert als Summe beider Effekte schätzbar ist. Des Weiteren vergrößert sich durch die Einführung der Strahlrichtung die Abhängigkeit der Kurswinkelkorrektur $\delta\kappa$ bezüglich $\delta\varphi$ von ehemals 0.04 auf einen Korrelationskoeffizienten von 0.57. Für die Additionskonstante Add können bei dieser Schätzung keinerlei Korrelationen mit anderen Parametern nachgewiesen werden.

	β_L	γ_L	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add
β_L	1	0.00	-0.99	0.00	0.00	0.00
γ_L	0.00	1	0.00	0.99	0.57	0.00
$\delta\omega$	-0.99	0.00	1	0.00	0.00	0.00
$\delta\varphi$	0.00	0.99	0.00	1	0.57	0.00
$\delta\kappa$	0.00	0.57	0.00	0.57	1	0.00
Add	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1

Tabelle 4.4: Korrelation zwischen Strahlrichtung, Einbaukorrekturwinkel und Additionskonstante

	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add
$\Delta\alpha_M$	1	0.00	0.00	0.00	0.09	0.94	0.00
β_M	0.00	1	0.57	0.99	0.00	0.00	0.00
γ_M	0.00	0.57	1	0.57	0.00	0.00	0.00
$\delta\omega$	0.00	0.99	0.57	1	0.00	0.00	0.00
$\delta\varphi$	0.09	0.00	0.00	0.00	1	0.10	0.00
$\delta\kappa$	0.94	0.00	0.00	0.00	0.10	1	0.00
Add	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1

Tabelle 4.5: Korrelation zwischen Spiegelwinkel, Einbaukorrekturwinkel und Additionskonstante

Tabelle 4.5 zeigt die Korrelationskoeffizienten zwischen den Spiegelwinkeln, Einbaukorrekturwinkeln und Additionskonstanten aus einer gemeinsamen Schätzung. Dadurch können hohe Korrelationen für die Schätzungen der Parameterpaare $\Delta\alpha_M$ und $\delta\kappa$ sowie für β_M und $\delta\omega$ nachgewiesen werden. Für den geschätzten Taumelwinkel γ_M ergibt sich eine eher schwache Abhängigkeit von den Schätzwerten für β_M und $\delta\omega$. Die Additionskonstante Add ist auch bei dieser Analyse völlig unabhängig von allen anderen geschätzten Parametern.

4.2.3 Optimaler Ansatz zur Parameterschätzung

In den vorhergehenden Kapiteln sind die Eigenschaften aller einzelnen Parameter auf der Grundlage von koordinierten Kontrollflächen zusammengestellt. Diese Eigenschaften werden in diesem Kapitel abschließend evaluiert um ein optimales Kalibrierverfahren zu formulieren. In Tabelle 4.6 sind daher nochmals alle Parameter, sortiert nach den einzelnen Parametergruppen zusammengestellt. Sie enthält die Genauigkeitsansprüche der einzelnen Parameter für eine Flughöhe von 700 m über Grund sowie Informationen über Abhängigkeit (ohne Vorzeichen) und Bestimmbarkeit. Es ergibt sich daraus eine Kombination von schätzbaren Parametern, die vollständig die Kalibrierung des Laserscanners beschreibt. Teilweise können die einzelnen Unbekannten als Einzelwerte geschätzt werden und teilweise lassen sich nur die Summen oder Differenzen aus Kombinationen mehrerer Unbekannter schätzen.

Der Abstand der Laserapertur dx_L , dy_L und dz_L zum Spiegeldrehpunkt ist linear abhängig von der Additionskonstante Add und dem Entfernungsmaßstab $Scale$ sowie von den beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L . Da wie bereits erwähnt diese Abstandskomponenten im Labor mit Hilfe einfacher Längenmessgeräte wie z.B. Schieblehre mit einer Genauigkeit von wenigen Millimetern bestimmt werden können, wurden diese auch auf diese Weise vermessen und gehen künftig als bekannte Größen in die Auswertung und Kalibrierung der Laserdaten ein. Aufgrund der massiven Trägerkonstruktion des Laserscanners und der geforderten Genauigkeit können diese vermessenen Abstandskomponenten als ausreichend genau, starr und unveränderlich betrachtet werden.

Die Erfassung der beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L erfordert hinsichtlich der Messgenauigkeit einen hohen Messaufwand. Die hierfür notwendigen Messinstrumente standen dem Institut nicht zur Verfügung. Außerdem konnte gezeigt werden, dass die beiden Strahlrichtungen hoch mit den Parametern β_M und $\delta\omega$ sowie $\delta\varphi$ korreliert sind und deren Einfluss indirekt berücksichtigt wird. Nicht berücksichtigt wird allerdings die durch die Strahlrichtung hervorgerufene Variation des Perspektivzentrums, die jedoch aufgrund des kurzen Abstands dx_L betragsmäßig klein ist ($< 1^\circ$). Diese Variation kann maximal Werte im Millimeterbereich annehmen und kann hinsichtlich der Genauigkeitsanforderung vernachlässigt werden.

Für die den Normalenvektor der Spiegeloberfläche bestimmenden Winkel $\Delta\alpha_M$, β_M und γ_M sind ebenfalls hohe Genauigkeiten erforderlich, die mit den zum Zeitpunkt der Arbeit zur Verfügung stehenden Messmethoden nicht direkt gemessen werden konnten. Die Spiegelparameter unterliegen streng der Fertigungstoleranz feinmechanischer Arbeiten. Die mechanische Fertigungstoleranz kann in etwa mit 0.1° angegeben werden. Aufgrund der hohen Korrelation von $\Delta\alpha_M$ und $\delta\kappa$ kann aber der durch eine Unsicherheit in $\Delta\alpha_M$ hervorgerufene Effekt gemeinsam mit dem Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ berücksichtigt werden. Um den Betrag von $\Delta\alpha_M$ möglichst klein zu halten wurde der

mechanische Nullpunkt der Winkelmessung an der Rotationsachse mit Hilfe einer Justier Vorrichtung mit der Nullrichtung des Kurswinkels am Laserscanners koinzidiert. Mögliche Unsicherheiten in der Achsneigung β_M von nominell 45° können wie Tabelle 4.6 zeigt ebenfalls nur in Kombination mit den beiden anderen hoch korrelierten Parametern β_L und $\delta\omega$ gemeinsam erfasst werden. Eine Trennung in Einzelwerte ist nicht möglich. Die einzige Ausnahme unter den Spiegelwinkeln stellt der Taumelwinkel γ_M dar. Er ist nahezu mit allen anderen Unbekannten unkorreliert und kann somit als Einzelwert geschätzt werden. Zu beachten ist, dass dessen Bestimmung die höchste Genauigkeitsanforderung im System besitzt.

Unbekannter Parameter	σ_{Par}	Linear abhängig von	Labortechnische Bestimmbarkeit	Korrelation > 94% mit	Endgültig bestimmbar
dx_L	0.10 m	<i>Add</i>			Bekannt
dy_L	0.25 m	γ_L	Ja		Bekannt
dz_L	0.20 m	β_L			Bekannt
β_L	0.018°	dz_L	Nein	$\beta_M \delta\omega$	Kombination
γ_L	0.024°	dy_L		$\delta\varphi$	Kombination
$\Delta\alpha_M$	0.041°	Keine		$\delta\kappa$	Kombination
β_M	0.009°	Keine	Nein	$\beta_L \delta\omega$	Kombination
γ_M	0.006°	Keine		Keine	Einzelwert
$\delta\omega$	0.018°	Keine		$\beta_L \beta_M$	Kombination
$\delta\varphi$	0.024°	Keine	Nein	γ_L	Kombination
$\delta\kappa$	0.041°	Keine		$\Delta\alpha_M$	Kombination
<i>Add</i>	0.10 m	<i>Scale</i>		Keine	Einzelwert
<i>Scale</i>	140 ppm	<i>Add</i>	Ja		Bekannt

Tabelle 4.6: Ergebnisse und Lösungsstrategie zur optimalen Kalibrierung auf der Grundlage koordinierter Kontrollflächen

Für die Schätzung der Einbaukorrekturwinkel bezüglich Roll-, Nick- und Kurswinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ müssen ebenfalls hohe Korrelationen mit den oben diskutierten Parametern berücksichtigt werden. Im Einzelnen sind $\delta\omega$ mit β_L und β_M , $\delta\varphi$ mit γ_L sowie $\delta\kappa$ mit $\Delta\alpha_M$ untrennbar miteinander korreliert. Dadurch ist nur der Gesamteinfluss der betroffenen Parameterkombinationen als ein Wert schätzbar. Die Bestimmung der Einbaukorrekturwinkel bzw. der Gesamteinfluss aus mehreren nicht trennbaren Unbekannten kann nur mit Hilfe von Laserdaten mit ausreichender Genauigkeit erfolgen.

Um Kompatibilität zu anderen Sensorsystemen herzustellen, werden in dieser Arbeit der Gesamteinfluss der miteinander hoch korrelierten Parameterkombinationen weiterhin als Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ bezeichnet. Es ist daher in dieser Arbeit unbedingt zu beachten, dass der Parameter $\delta\omega$ sich aus den Einflüssen Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$, Laserstrahlrichtung β_L und der Unsicherheit in der Achsneigung β_M zusammensetzt. Ebenso beinhaltet hier der Parameter $\delta\varphi$ die Einflüsse des Einbaukorrekturwinkels bezüglich Nickwinkel sowie der Laserstrahlrichtung γ_L . Des Weiteren muss beachtet werden, wenn von einem Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ gesprochen wird auch implizit ein Resteffekt von $\Delta\alpha_M$ noch enthalten sein kann.

Die Schätzwerte der beiden Entfernungsparameter *Add* und *Scale* weisen für den Fall gleicher Flughöhen eine lineare Abhängigkeit auf, so dass prinzipiell nur einer von beiden schätzbar ist. Die Schätzung des Maßstabs aus Laserdaten ist bedingt durch die nadirnahe Aufnahmegeometrie nur sehr ungenau durchführbar, da die Entfernungen nicht die dafür notwendigen Entfernungsvariationen aufweisen. Selbst im Fall verschiedener Flughöhen aus multiplen Flugszenen ist die Entfernungsvariation zur Schätzung des Entfernungsmaßstabs nicht oder nur bedingt geeignet. Dieser Parameter kann daher nur mit externen Methoden wie mit Hilfe einer Frequenzmessung oder möglichst exakten Modellen zur atmosphärischer Refraktion nach Kapitel 5.7.1.1 berücksichtigt werden. Auch die Additionskonstante wurde im Rahmen einer Entfernungskalibrierung extern bestimmt und wird zusammen mit dem Entfernungsmaßstab bei der Laserdatenprozessierung berücksichtigt. Dennoch hat es sich bei den Anwendungen als vorteilhaft erwiesen, die Additionskonstante auch weiterhin wie eine unbekannte Größe im Berechnungssystem zu behandeln. Aufgrund der Tatsache, dass *Add* mit den anderen Winkelparametern nicht korreliert ist kann mit diesem Parameter auf systematische Fehler, wie z.B. in der Entfernungsmessung oder in den Referenzhöhen geschlossen werden. Bei konsistentem und fehlerfreiem Datenmaterial sollte aus einer Kalibrierungsrechnung die Additionskonstante mit dem Wert Null resultieren - ansonsten sind systematische Fehler im Datenmaterial zu vermuten. Weitere Ausführungen zur Behandlung und Überwachung der Entfernungsmessung können aus Kapitel 5.7.1 und 5.7.2 entnommen werden.

Nach Berücksichtigung aller relevanter Eigenschaften und Bedingungen verbleiben insgesamt fünf Parameter, welche die Kalibrierung von ScaLARS auf der Grundlage von koordinierten Kontrollflächen vollständig beschreibt. Tabelle 4.7 zeigt, dass diese Parameter nahezu unabhängig voneinander schätzbar sind.

	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	<i>Add</i>
γ_M	1	0.07	0.00	0.00	0.00
$\delta\omega$	0.07	1	0.00	0.00	0.00
$\delta\varphi$	0.00	0.00	1	0.03	0.00
$\delta\kappa$	0.00	0.00	0.03	1	0.00
<i>Add</i>	0.00	0.00	0.00	0.00	1

Tabelle 4.7: Korrelationsmatrix der 5 Parameter für die Beschreibung der Kalibrierung aus koordinierten Kontrollflächen

Der Parametersatz aus Tabelle 4.7 ist Grundlage für alle weiteren Ausführungen und Untersuchungen in dieser Arbeit in Verbindung mit koordinierten Kontrollflächen. Des weiteren ergibt sich an dieser Stelle noch die Fragestellung, wo die koordinierten Kontrollflächen angeordnet sein sollten um eine möglichst günstige Bestimmungsgeometrie zu gewährleisten. Zwei Extrempositionen kommen hier in Frage. Die eine ist die Anordnung der Kontrollflächen entlang der Nadirlinie und die andere liegt am linken oder rechten Rand einer Flugszene. Aus Kapitel 4.2.1 geht hervor, dass zur Erzielung einer günstigen Bestimmungsgeometrie grundsätzlich jede Position innerhalb einer Flugszene geeignet ist. Für γ_M scheinen wie Abbildung 4.25 zeigt die Positionen am äußeren Rand der Szene etwas effektiver zu sein. Jedoch ist dieser Tatsache entgegenzusetzen, dass bei Kontrollflächen in der Nähe der äußeren Ränder durch (kleine) Roll- oder Driftbewegungen des Trägerflugzeugs unbemerkt Teile einer Szene nicht abgedeckt bzw. erfasst werden und dadurch Kontrollflächen für Kalibrierungszwecke unbrauchbar werden können. Kontrollflächen in der Nähe der Ränder bergen grundsätzlich das Risiko, dass sie nur unvollständig erfasst und dadurch auch nur unvollständig rekonstruiert werden können. Dies ist insbesondere zu beachten bei Flugzeuginstallationen, bei welchen der Laserscanner nicht auf einer geregelten Stabilisierungsplattform montiert ist oder die Flugnavigation ohne automatische Driftkontrolle arbeitet. Deshalb sollten um nicht verwendbare Kontrollflächen zu vermeiden diese innerhalb einer Flugszene möglichst zentral entlang der Nadirlinie angeordnet sein.

Bezüglich der Rangherkunft in Form von Längs-, Quer- oder Vertikalkomponente aus Kapitel 4.2.1 kann abschließend zusammengefasst werden, dass mit Ausnahme der Additionskonstante *Add* alle anderen zu schätzenden Parameter γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ ihren Rang ausschließlich bzw. überwiegend aus den Horizontalkomponenten beziehen. Diese Eigenschaft hat für die Schätzung der Additionskonstante große Vorteile, da die vertikale Auflösung wesentlich höher ist als die horizontale Auflösung.

Die Verwendung einer zweiten Flugszene, z.B. eine in entgegengesetzter Richtung und gleicher Flughöhe geflogenen oder parallel versetzten mit Querüberlappung geflogenen Szene ist bei der Verwendung von koordinierten Kontrollflächen nicht notwendig, denn alle Parameter können aus nur einer Flugszene bestimmt werden. Ein Zugewinn durch Verwendung von zwei oder mehreren Flugszenen ist in erster Linie nur im Hinblick auf die Redundanz zu erzielen. Die Summe der Ranganteile bleibt im Vergleich zu nur einer Flugszene gleich. Bezüglich der Korrelationskoeffizienten sind minimale Dekorrelationen zu beobachten, welche aber nur im Bereich von wenigen Prozenten¹⁰ nachgewiesen werden können. Grundsätzlich verbessert die Verwendung multipler Flugszenen nicht die geometrische Bestimmbarkeit der unbekannt Systemparameter. Die Ursache hierfür liegt in der nadirnahen Aufnahmegeometrie des Messsystems begründet, da sich auch durch multiple Flugszenen an der Bestimmungsgeometrie nichts Wesentliches ändert. Durch die Verwendung mehrerer Flugszenen erzielt man bezüglich der Schätzung der unbekannt Systemparameter außer Redundanz keinen nennenswerten Zugewinn.

¹⁰ Es wird z.B. zwischen den Parametern γ_M und $\delta\omega$ eine eher unbedeutende Dekorrelation von 7% auf 3% erzielt (vgl. Tabelle 4.7).

4.3 Korrelationen im Fall von nicht koordinierten Kontrollflächen

ScaLARS verwendet als Ablenssystem einen rotierenden Spiegel, der die Geländeoberfläche ellipsenförmig abtastet (vgl. Abbildung 4.1). Durch die Vorwärtsbewegung des Flugzeugs wird theoretisch ein Flächenelement einer Flugszene immer zweimal aus unterschiedlichen Positionen erfasst, einmal durch die vordere Hälfte und einmal durch die hintere Hälfte des ellipsenförmigen Abtastmusters. Diese redundante Geländeinformation aus Vor- und Rückblick kann zur Kalibrierung von ScaLARS genutzt werden. Für diesen Sachverhalt wird in dieser Arbeit der Begriff Selbstüberlappung verwendet. Die Laserdaten können aufgrund ihrer Stereoinformation darüber hinaus in (Quasi-)Zweikanaldaten überführt werden. Ein Schwerpunkt in dieser Arbeit ist auch die Untersuchung, in wie weit die Selbstüberlappung ohne externe Referenzinformationen zur vollständigen Kalibrierung verwendet werden kann und wo dessen Schwächen und Stärken liegen. Die dreidimensionale Beobachtungsgleichung für den Fall von nicht koordinierten Kontrollflächen ergibt sich für Flugszene (1) aus Gleichung (4.6) durch Bildung der Differenz zwischen Vor- (V) und Rückblick (R):

$$\begin{aligned} & \mathbf{X}_{\text{KF}} - (\mathbf{X}_0^{\text{V}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)}) + \mathbf{v}^{\text{V}(1)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} \\ (-) & \mathbf{X}_{\text{KF}} - (\mathbf{X}_0^{\text{R}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)}) + \mathbf{v}^{\text{R}(1)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)} \end{aligned} \quad (4.12)$$

$$\overline{(\mathbf{X}_0^{\text{R}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)}) - (\mathbf{X}_0^{\text{V}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)}) + \mathbf{v}^{\text{VR}(1)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)}} \quad (4.13)$$

Wie Gleichung (4.13) zeigt werden durch die Differenzbildung die nicht bekannten Referenzkoordinaten der Kontrollflächen eliminiert. Pro Kontrollfläche verbleibt dadurch eine dreidimensionale Differenzgleichung aus Vor- und Rückblick. In diesem Fall gehen nur gemessene Größen wie die Position \mathbf{X}_0 und die Orientierung des Laserscanners zum Zeitpunkt der Messung sowie die Laserdaten zur Berechnung der Kalibrierparameter ein. Da für die Bestimmung des Einbaukorrekturwinkels bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ geometrisch eine zweite Flugszene erforderlich ist, kann analog zu Flugszene (1) die Differenzgleichung für Flugszene (2) aufgestellt werden. Nachfolgend sind die daraus resultierenden Differenzgleichungen für Szene (1) und (2) aus genäherten Kontrollflächenkoordinaten, berechnet mit nicht kalibrierten Systemparametern und dem Versatz zwischen Vor- und Rückblick als Funktion von der Variation der zu schätzenden Parameter zusammengefasst.

$$\begin{aligned} & \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)} - \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} + \mathbf{v}^{\text{VR}(1)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)} \\ & \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(2)} - \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)} + \mathbf{v}^{\text{VR}(2)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(2)} \end{aligned} \quad (4.14)$$

Aus den Differenzgleichungen (4.14) ist in Verbindung mit ebenem Gelände der Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$ noch nicht bestimmbar. Erst nach Bildung weiterer Differenzen zwischen den beiden Flugszenen (1) und (2) bekommt das Berechnungssystem den dafür notwendigen Rang. Ausgehend von den beiden Grundgleichungen für den Vorblick der zwei Flugszenen wird erneut die Differenz berechnet.

$$\begin{aligned} & \mathbf{X}_{\text{KF}} - (\mathbf{X}_0^{\text{V}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)}) + \mathbf{v}^{\text{V}(1)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} \\ (-) & \mathbf{X}_{\text{KF}} - (\mathbf{X}_0^{\text{V}(2)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)}) + \mathbf{v}^{\text{V}(2)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)} \end{aligned} \quad (4.15)$$

$$\overline{(\mathbf{X}_0^{\text{V}(2)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)}) - (\mathbf{X}_0^{\text{V}(1)} + \mathbf{dX}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)}) + \mathbf{v}^{\text{V}(1)(2)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)}} \quad (4.16)$$

Ebenso wie in Gleichung (4.13) eliminieren sich auch hier durch die Differenzbildung die nicht bekannten Referenzkoordinaten der Kontrollflächen. Analog zum Vorblick erhält man die Differenzgleichung für den Rückblick zwischen den beiden Flugszenen (1) und (2). Aus den Differenzgleichungen für den Vor- und Rückblick zwischen den beiden Flugszenen ergibt sich nachfolgender Zusammenhang, welcher wieder aus den Größen genäherte Kontrollflächenkoordinaten, berechnet aus nicht kalibrierten Systemparametern und dem Versatz zwischen Vor- und Rückblick als Funktion der Variation der zu schätzenden Systemparameter besteht.

$$\begin{aligned} & \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)} - \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} + \mathbf{v}^{\text{V}(1)(2)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(1)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{V}(2)} \\ & \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(2)} - \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)} + \mathbf{v}^{\text{R}(1)(2)} = \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(1)} - \Delta \mathbf{X}_{\text{KF}}^{\text{R}(2)} \end{aligned} \quad (4.17)$$

Die in den folgenden Kapiteln präsentierten Abschätzungen basieren auf dem Gauß-Markoff-Modell nach Kapitel 3.1 sowie den oben zusammengestellten Differenzgleichungen und geben Auskunft über Bestimmbarkeit, Abhängigkeit und Vollständigkeit der Kalibrierung.

4.3.1 Abhängigkeit der geschätzten Parameter von deren Beobachtungen

Als Beobachtungen zur Schätzung der unbekannt Kalibrierparameter werden in dieser Untersuchung die auftretenden Differenzen an identifizierbaren Objekten aufgrund der Selbstüberlappung aus Vor- und Rückblick verwendet. Für die Einbeziehung des Einbaukorrekturwinkels bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ in die Untersuchung wurde zusätzlich eine zweite Flugszene einbezogen, die mit entgegengesetztem Kurswinkel geflogen wurde. Zur Vereinfachung wurde bei dieser Abschätzung angenommen, dass jeder gemessene Bodenpunkt zusätzlich von einer zweiten Lasermessung eines dazu diametralen Winkelinkrements von einer anderen Flugposition aus getroffen wird. Die Geländepunkte sind im I -System koordiniert, also näherungsweise in Form von den Längs-, Quer- und Vertikalkomponenten bezüglich der Flugrichtung. Im Ergebnis wird getrennt für eine und zwei Flugszenen gezeigt, aus welcher Koordinatenkomponente jeder der zu schätzenden Parameter seinen Rang bezieht. Für diese Untersuchung werden wieder die in Kapitel 3 zusammengestellten partiellen Ableitungen in Verbindung mit den Differenzgleichungen (4.14) und (4.17) verwendet, wobei pro Berechnungslauf immer nur ein Parameter als unbekannt und die restlichen als bekannt betrachtet werden. Aufgrund des differentiellen Ansatzes ergibt sich im Gegensatz zu den koordinierten Kontrollflächen aus dem Vor- und Rückblick und bezüglich den zwei verwendeten Flugszenen jeweils immer nur eine dreidimensionale Gleichung. Als Indikator für den Grad der Abhängigkeit der geschätzten Systemparameter von den Beobachtungen wird hier die Rangmatrix \mathbf{U} verwendet, welche bereits in Kapitel 4.2.1 beschrieben wurde. Auf die graphische Darstellung der Ranganteile an den jeweiligen Positionen des Abtastmusters wurde hier verzichtet, da im Vergleich zu Kapitel 4.2.1 den Diagrammen kaum neue Erkenntnisse entnommen werden können.

In Tabelle 4.8 sind die Summen der Ranganteile auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen aus einer einzigen Flugszene in den Komponenten längs, quer und vertikal gegenübergestellt. Es wird gezeigt, wie viel jede Koordinatenkomponente zur Schätzung eines unbekannt Parameters beiträgt. Die hier präsentierten Ergebnisse beruhen auf den Resultaten aus insgesamt 12 Parameterschätzungen. Davon abweichende Konstellationen können zu abweichenden Ergebnissen führen.

Komponente	dx_L	dy_L	Dz_L	β_L	γ_L	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add	Scale
Längs	100.0	0.0	100.0	100.0	0.0	0.0	100.0	100.0	-	0.0	0.0	100.0	100.0
Quer	0.0	50.0	0.0	0.0	50.0	96.0	0.0	0.0	-	0.0	100.0	0.0	0.0
Vertikal	0.0	50.0	0.0	0.0	50.0	4.0	0.0	0.0	-	100.0	0.0	0.0	0.0
Bestimmbar	Ja ¹¹	Ja ¹¹	Ja ¹¹	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Nein ¹²	Ja	Ja	Ja ¹¹	Ja ¹¹

Tabelle 4.8: Summe der Ranganteile pro Unbekannte aus nicht koordinierten Kontrollflächen innerhalb einer Flugszene in %

Aus Tabelle 4.8 geht hervor, dass bis auf $\delta\omega$ theoretisch für alle anderen Parameter ein Schätzwert aus nur einer Szene berechnet werden kann. Weitergehende Untersuchungen zeigten aber, dass insbesondere Parameter mit metrischen Einheiten auf dieser Datengrundlage nur unsicher bzw. nur mit einer wesentlich schlechten Genauigkeit bestimmt werden können als nötig. Dies liegt an der Tatsache, dass für die Schätzung dieser Parameter der Rang bis zu 100% aus den Horizontalkomponenten bezogen wird, welche schlechter aufgelöst sind als die Vertikalkomponente. Weiterhin kann entnommen werden, dass dy_L , γ_L und $\Delta\alpha_M$ von je zwei Komponenten und alle anderen von nur einer Komponente ihren Rang beziehen. Für die Schätzung des Taumelwinkels γ_M und der Additionskonstanten *Add* wird der Rang bei Verwendung von nur einer Flugszene ausschließlich aus der Längskomponente, für den Einbaukorrekturwinkel $\delta\kappa$ nur aus Querinformationen und für den Einbaukorrekturwinkel $\delta\varphi$ nur aus Vertikalinformationen bezogen.

Die Bestimmung des Einbaukorrekturwinkels bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ ist bei Verwendung von nicht koordinierten Kontrollflächen aus nur einer Flugszene nicht möglich. Es sind immer zwei Szenen erforderlich, die eine der folgenden Bedingungen erfüllen müssen:

- Schätzung von $\delta\omega$ aus zwei Flugszenen, die zueinander mit entgegengesetztem Kurswinkel bei gleicher Flughöhe geflogen wurden und im Überlappungsbereich identische Kontrollflächen enthalten.
- Schätzung von $\delta\omega$ aus zwei Flugszenen, die mit gleichem Kurswinkel und 50% Querüberlappung bei gleicher Flughöhe geflogen wurden und im Überlappungsbereich identische Kontrollflächen enthalten.

Tabelle 4.9 zeigt die Summen der Ranganteile auf der Grundlage von zwei Flugszenen, die zueinander mit entgegengesetztem Kurswinkel mit identischer Flughöhe geflogen wurden und nicht koordinierten Kontrollflächen. Neben der Notwendigkeit einer zweiten Szene zur Schätzung von $\delta\omega$ wird auch der Zugewinn oder die Invarianz der Ranganteile deutlich. Die Ergebnisse beruhen auf den Resultaten von insgesamt 13 Schätzungen.

¹¹ Parameter sind nur unsicher schätzbar, da die Bestimmung überwiegend durch die Horizontalkomponenten getragen wird.

¹² Parameter ist nur aus zwei Flugszenen unter bestimmten Voraussetzungen bestimmbar.

Komponente	dx_L	dy_L	dz_L	β_L	γ_L	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add	Scale
Längs	100.0	81.7	2.7	2.7	81.7	0.0	0.7	100.0	0.00	84.1	0.0	100.0	100.0
Quer	0.0	2.9	77.1	77.0	2.9	96.0	78.5	0.0	79.0	0.0	100.0	0.0	0.0
Vertikal	0.0	15.4	20.2	20.3	15.4	4.0	20.8	0.0	21.0	15.9	0.0	0.0	0.0
Bestimmbar	Ja ¹³	Ja ¹³	Ja ¹³	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja ¹³	Ja ¹³

Tabelle 4.9: Summe der Ranganteile pro Unbekannte aus nicht koordinierten Kontrollflächen innerhalb zweier entgegengesetzt geflogener Szenen in %

Die Ergebnisse in Tabelle 4.9 zeigen, dass mit Hilfe der zweiten Szene der Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$ schätzbar ist und der Rang mit 79% aus der Querkomponente sowie mit 21% aus der Vertikalkomponente bezogen wird. Damit kann $\delta\omega$ sowohl mit Hilfe der Intensitätsdaten als auch mit Höhendifferenzen bestimmt werden. Die Verwendung einer zweiten Flugszene wirkt sich auf die Ranganteile der Parameter dx_L , $\Delta\alpha_M$, γ_M , $\delta\kappa$, Add und Scale nicht aus. Bei allen restlichen Parametern ist im Vergleich zu nur einer Flugszene die Verteilung der Ranganteile pro Parameter unterschiedlich und der Hauptanteil am Rang wird jetzt bei diesen Parametern aus einer anderen Koordinatenkomponente bezogen. Ebenso können auch hier die Unbekannten mit metrischen Einheiten auf dieser Datengrundlage nicht mit der erforderlichen Genauigkeit geschätzt werden.

Im Rahmen dieser Untersuchungen wurde u.a. auch die Konstellation mit zwei parallel zueinander geflogenen Szenen mit 50% Querüberlappung und gleicher Flughöhe ausgewertet. Tabelle 4.10 zeigt die Summen der Ranganteile aus dieser Untersuchung. Auch hier beruhen die Ergebnisse auf insgesamt 13 Schätzungen.

Komponente	dx_L	dy_L	dz_L	β_L	γ_L	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add	Scale
Längs	56.6	0.0	12.0	11.9	0.0	15.6	3.2	56.1	0.0	0.0	43.4	56.6	56.6
Quer	43.1	8.3	0.0	0.0	8.3	78.7	0.0	42.5	0.0	0.0	56.6	43.1	43.4
Vertikal	0.3	91.7	88.0	88.1	91.7	5.7	96.8	1.4	100.0	100.0	0.0	0.3	0.0
Bestimmbar	Ja ¹³	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja	Ja ¹³	Ja ¹³

Tabelle 4.10: Summe der Ranganteile pro Unbekannte aus nicht koordinierten Kontrollflächen innerhalb zweier parallel geflogener Szenen in %

Für eine Kalibrierung auf der Grundlage parallel zueinander geflogener Szenen ergibt sich grundsätzlich eine andere Verteilung der Ranganteile als in Tabelle 4.9 gezeigt. Bei der Verwendung paralleler Szenen wird vermehrt der Rang aus den besser aufgelösten Höhendifferenzen bezogen, wobei die beiden Entfernungsparameter Add und Scale nach wie vor nicht mit der notwendigen Genauigkeit geschätzt werden können. Eine Unsicherheit in den Einbaukorrekturwinkeln $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ kann mit Hilfe von Höhendaten kalibriert werden, während die Intensitätsdaten zur Kalibrierung der beiden Parameter hier nicht verwendet werden können.

4.3.2 Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern

Analog zu Kapitel 4.2.2 sind im Folgenden die Korrelationen zwischen den geschätzten Parametern für den Fall nicht koordinierter Kontrollflächen zusammengestellt. Die Berechnung der Abhängigkeiten erfolgt nach den in jenem Kapitel angegebenen Gleichungen sowie den partiellen Ableitungen und den Differenzgleichungen. Für die Berechnung der Korrelationen zwischen den Parametern oder Parametergruppen muss wieder ein Gleichungssystem mit zwei oder mehreren Unbekannten gelöst werden. Die hier angegebenen Korrelationskoeffizienten basieren auf der für Tabelle 4.9 beschriebenen Konstellation an Beobachtungen. Für davon abweichende Konstellationen können sich etwas andere Koeffizienten ergeben. Die hier angegebenen Werte sollen wieder eher als Richtwerte verstanden werden die anzeigen, ob Korrelationen eher stark oder schwach ausgeprägt sind.

Zur Formulierung eines optimalen Kalibrierkonzepts werden wieder die möglichen Gruppen- und Parameterkombinationen auf ihre Eignung hin getestet. Ein wesentlicher Unterschied bezüglich der Untersuchung mit koordinierten Kontrollflächen ist, dass ohne Referenzkoordinaten zusätzliche hohe Korrelationen das funktionale Modell prägen. Tabelle 4.11 zeigt, dass beide geschätzten Strahlrichtungen β_L und γ_L hoch mit den Einbaukorrekturwinkeln korreliert sind. Im Einzelnen ergeben sich aus der Schätzung hohe Korrelationen zwischen β_L , $\delta\omega$ und Add sowie zwischen γ_L , $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$. Die Additionskonstante ist hier außerdem hoch korreliert mit β_L und $\delta\omega$.

¹³ Parameter sind nur unsicher schätzbar, da die Bestimmung überwiegend durch die Horizontalkomponenten getragen wird.

	β_L	γ_L	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	<i>Add</i>
β_L	1	0.00	-0.99	0.00	0.00	-0.99
γ_L	0.00	1	0.00	0.99	0.99	0.00
$\delta\omega$	-0.99	0.00	1	0.00	0.00	0.99
$\delta\varphi$	0.00	0.99	0.00	1	0.98	0.00
$\delta\kappa$	0.00	0.99	0.00	0.98	1	0.00
<i>Add</i>	-0.99	0.00	0.99	0.00	0.00	1

Tabelle 4.11: Korrelationsmatrix zwischen Laserstrahlrichtung, Einbaukorrekturwinkel und Additionskonstante

	$\Delta\alpha_M$	β_M	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	<i>Add</i>
$\Delta\alpha_M$	1	0.00	0.00	0.00	-0.06	0.99	0.00
β_M	0.00	1	-0.99	0.99	0.00	0.00	0.99
γ_M	0.00	-0.99	1	-0.99	0.00	0.00	-0.99
$\delta\omega$	0.00	0.99	-0.99	1	0.00	0.00	0.99
$\delta\varphi$	-0.06	0.00	0.00	0.00	1	-0.06	0.00
$\delta\kappa$	0.99	0.00	0.00	0.00	-0.06	1	0.00
<i>Add</i>	0.00	0.99	-0.99	0.99	0.00	0.00	1

Tabelle 4.12: Korrelationsmatrix zwischen Spiegelwinkel, Einbaukorrekturwinkel und Additionskonstante

Tabelle 4.12 zeigt das Ergebnis der Korrelationsanalyse zwischen den Spiegelwinkeln, den Einbaukorrekturwinkeln sowie der Additionskonstante. Es zeigen sich auch bei dieser Untersuchung Abhängigkeiten zwischen den geschätzten Parametern. Die Schätzung von Parameter $\delta\varphi$ erfolgt hier in Bezug zu den anderen Parametern fast ohne Abhängigkeit. Des weiteren sind hohe Korrelationen zwischen $\Delta\alpha_M$ und $\delta\kappa$, zwischen β_M , γ_M , $\delta\omega$ und *Add* sowie zwischen γ_M , β_M , $\delta\omega$ und *Add* zu beobachten. Die Additionskonstante ist bei nicht koordinierten Kontrollflächen im Gegensatz zu Tabelle 4.4 oder Tabelle 4.5 mit anderen geschätzten Parametern hoch korreliert.

Für die Konstellation an Beobachtungen nach Tabelle 4.10 ergibt sich ähnliches Verhalten wie in obiger Korrelationsanalyse beschrieben. Durch Verwendung von geflogenen Parallelszenen zur Kalibrierung ändert sich an der Schätzbarkeit der Systemparameter nichts grundlegendes.

4.3.3 Optimaler Ansatz zur Parameterschätzung

Wie bereits im Fall von koordinierten Kontrollflächen durchgeführt (Kapitel 4.2.3) sind im Anschluss an die Untersuchungen bezüglich Parametereigenschaften basierend auf nicht koordinierten Kontrollflächen die Ergebnisse mit dem Hintergrund zusammengestellt, eine möglichst optimale Lösung zu formulieren. Zu diesem Zweck sind die wichtigsten Eigenschaften nochmals in Tabelle 4.13 zusammengestellt und zwar wieder sortiert nach den einzelnen Parametergruppen. In der zweiten Spalte sind die Genauigkeitsanforderungen für eine Flughöhe von 700 m über Grund aufgelistet gefolgt von linearen Abhängigkeiten, hohen Korrelationen (ohne Vorzeichen) und der daraus resultierenden Parameterbehandlung. Im Ergebnis ergibt sich auch hier ein Satz bestimmbarer Parameter, die im Rahmen der zur Verfügung stehenden Beobachtungen bestmöglich die Kalibrierung des Laserscanners erfassen. Grundsätzlich zeigt sich bei dieser Kalibrierung ohne externe Referenzkoordinaten, dass durch die Differenzbildung mehr Abhängigkeiten das funktionale Modell beeinflussen. Die folgenden Interpretationen basieren auf den Interpretationen aus Kapitel 4.2.3 und beschreiben überwiegend nur den Unterschied.

Unbekannter Parameter	σ_{Par}	Linear abhängig von	Labortechnische Bestimmbarkeit	Korrelation > 98% mit	Endgültig bestimmbar
dx_L	0.10 m	<i>Add</i>			Bekannt
dy_L	0.25 m	γ_L	Ja		Bekannt
dz_L	0.20 m	β_L			Bekannt
β_L	0.018°	dz_L	Nein	$\beta_M \gamma_M \delta\omega Add$	Kombination
γ_L	0.024°	dy_L		$\Delta\alpha_M \delta\varphi \delta\kappa$	Kombination
$\Delta\alpha_M$	0.041°	Keine		$\gamma_L \delta\varphi \delta\kappa$	Kombination
β_M	0.009°	Keine	Nein	$\beta_L \gamma_M \delta\omega Add$	Kombination
γ_M	0.006°	Keine		$\beta_L \beta_M \delta\omega Add$	Kombination
$\delta\omega$	0.018°	Keine		$\beta_L \beta_M \gamma_M Add$	Kombination
$\delta\varphi$	0.024°	Keine	Nein	$\gamma_L \delta\kappa$	Kombination
$\delta\kappa$	0.041°	Keine		$\gamma_L \Delta\alpha_M \delta\varphi$	Kombination
<i>Add</i>	0.10 m	<i>Scale</i>	Ja	$\beta_L \beta_M \gamma_M \delta\omega$	Kombination
<i>Scale</i>	140 ppm	<i>Add</i>			Bekannt

Tabelle 4.13: Ergebnisse und Lösungsstrategie zur optimalen Kalibrierung auf der Grundlage nicht koordinierter Kontrollflächen

4 Simulation der Parameterschätzung

Die Schätzung des Abstands dx_L , dy_L und dz_L weist ebenso lineare Abhängigkeiten bezüglich Add , γ_L und β_L auf. Zudem würde dx_L bedingt durch die Differenzbildung nicht mehr durch die wesentlich genauere Vertikalkomponente, sondern jetzt durch die schlechter aufgelösten Horizontalkomponenten bestimmt werden. Da diese Abstandskomponenten jedoch mit einfachen Längenmessgeräten im Labor mit ausreichender Genauigkeit bestimmt werden können, gehen auch bei dieser Berechnungskonstellation diese als bekannt in die Parameterschätzung ein. Für die Schätzung der beiden Strahlrichtungen β_L und γ_L gilt, dass diese aufgrund der hohen Korrelationen mit den anderen Parametern nicht als Einzelwerte aus Laserdaten bestimmbar sind, aber durch die korrelierten Schätzwerte indirekt kompensiert werden. Sie brauchen deshalb nicht explizit berechnet werden. Aus Tabelle 4.13 geht außerdem hervor, dass der Effekt aufgrund eines schräg einfallenden Laserstrahl z.B. durch die Schätzwerte der Parameter Add oder $\delta\varphi$ kompensiert wird.

Auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen lassen sich die Spiegelwinkel $\Delta\alpha_M$, β_M und γ_M ebenfalls nicht als unkorrelierte Einzelwerte schätzen. Im Gegensatz zu koordinierten Kontrollflächen, auf deren Grundlage zumindest der Taumelwinkel γ_M als Einzelwert bestimmbar ist, sind hier alle drei Spiegelwinkel hoch mit anderen Unbekannten korreliert, wie z.B. mit $\delta\kappa$ oder Add .

Die Schätzung der Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ kann ebenfalls nicht unabhängig von anderen Parametern durchgeführt werden. Im Einzelnen ist der Einbaukorrekturwinkel bezüglich Rollwinkel $\delta\omega$ mit β_L , β_M , γ_M und Add , der Einbaukorrekturwinkel bezüglich Nickwinkel $\delta\varphi$ mit γ_L und $\delta\kappa$ sowie der Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ mit γ_L , $\Delta\alpha_M$ und $\delta\varphi$ hoch korreliert. Im Hinblick auf die Ranganteile der Einbaukorrekturwinkel nach Tabelle 4.8 bis Tabelle 4.10 kann davon ausgegangen werden, dass diese jedoch auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen mit Hilfe von Laserdaten mit ausreichender Genauigkeit bestimmbar sind. Es muss aber beachtet werden, dass ebenso Resteinflüsse nicht getrennt bestimmbarer Größen noch aus den korrelierten Parametern enthalten sind.

Für die Schätzung der Entfernungsparameter Add und $Scale$ gilt wie bei den koordinierten Kontrollflächen, dass beide Parameter bei gleicher Entfernung linear abhängig sind und im Rahmen der Parameterschätzung grundsätzlich nur einer der beiden bestimmbar ist. Da für deren Schätzung der Rang aus den Horizontalkomponenten stammt, kann aufgrund des hohen Genauigkeitsanspruchs an die Entfernungsparameter die Systemgenauigkeit nicht garantiert werden.

Insgesamt zeigt die Untersuchung in diesem Kapitel deutlich, dass bedingt durch die Differenzbildung sich ein Trend zur schlechteren Trennbarkeit der einzelnen Parameter einstellt und sich zusätzlich die Bestimmbarkeit einzelner Parameter durch die hier fehlenden Referenzkoordinaten verschlechtert. Wird hier versucht mit dem Parametersatz für koordinierte Kontrollflächen nach Tabelle 4.7 – also γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$, $\delta\kappa$ und Add – zu kalibrieren, so zeigt sich insbesondere zwischen γ_M und Add eine hohe Korrelation, die eine Schätzung der beiden Parameter als Einzelwerte nicht zulässt. Mögliche Unsicherheiten in den Parametern γ_M und Add sind dadurch nur als Summe schätzbar. Eine Kalibrierung mit den zuvor genannten Parametern ist bei Verwendung von nicht koordinierten Kontrollflächen nicht möglich. Nach Einbeziehen aller in diesem Kapitel genannten Aspekte verbleiben noch die in Tabelle 4.14 und Tabelle 4.15 zusammengestellten zwei Parametersätze, welche eine Kalibrierung des Laserscannersystems erlauben. Aus den Tabellen ist außerdem zu entnehmen, dass alle Parameter innerhalb eines Parametersatzes keine nennenswerten Abhängigkeiten aufweisen. Es ist aber auch hier zu beachten, dass es sich z.B. bei den Einbaukorrekturwinkeln nicht um ausschließlich diese Größen handelt, sondern dass auch hier noch Einflüsse aus den oben genannten korrelierten Parametern nicht trennbar enthalten sind. Diese beiden Kombinationen sind Grundlage für die nachfolgende Diskussion, wobei in erster Linie auf Vor- und Nachteile der beiden Parametersätze eingegangen wird.

	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$
γ_M	1	0.04	0.00	0.00
$\delta\omega$	0.04	1	0.00	0.00
$\delta\varphi$	0.00	0.00	1	0.00
$\delta\kappa$	0.00	0.00	0.00	1

Tabelle 4.14: Korrelationsmatrix der 4 Parameter für die Beschreibung der Kalibrierung aus nicht koordinierten Kontrollflächen (Set-1)

	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add
$\delta\omega$	1	0.00	0.00	0.00
$\delta\varphi$	0.00	1	0.00	0.00
$\delta\kappa$	0.00	0.00	1	0.00
Add	0.00	0.00	0.00	1

Tabelle 4.15: Korrelationsmatrix der 4 Parameter für die Beschreibung der Kalibrierung aus nicht koordinierten Kontrollflächen (Set-2)

Mit beiden Parameterkombinationen nach Tabelle 4.14 und Tabelle 4.15 kann prinzipiell das Scannersystem vollständig kalibriert und jeder beteiligte Parameter nahezu unabhängig von den anderen geschätzt werden. Zur verkürzten Schreibweise werden diese beiden Kombinationen nach Tabelle 4.14 als Set-1 (γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$, $\delta\kappa$) und nach Tabelle 4.15 als Set-2 ($\delta\omega$, $\delta\varphi$, $\delta\kappa$, Add) bezeichnet. Mit Set-1 lassen sich auf Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen sowohl die Einbaukorrekturwinkel als auch der Taumelwinkel vollständig schätzen. Eine eventuelle zeitliche Veränderung des Taumelwinkels aufgrund von starken Flugbewegungen oder nicht ausreichend konstant geregelter Drehgeschwindigkeit des Spiegels kann mit diesem Ansatz detektiert und berücksichtigt werden. Systematische Entfernungsfehler im Daten-

material können jedoch nicht aufgedeckt werden, da deren Einfluss durch den Taumelwinkel γ_M kompensiert wird. Im Zweifelsfall könnte ein Entfernungsfehler fälschlicher Weise auch als ein vom Norm abweichender Taumelwinkel interpretiert werden. Auf der Grundlage von Set-2 können aus nicht koordinierten Kontrollflächen sowohl die Einbaukorrekturwinkel als auch die Additionskonstante geschätzt werden. Im Gegensatz zu Set-1 können aber eventuelle zeitliche Variationen im Taumelwinkel nicht eindeutig diesem zugeordnet werden. Eine Schätzung der Additionskonstante ist auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen viel zu ungenau, da der Rang aus den Horizontalkomponenten bezogen wird. Im Gegensatz zur vertikalen Auflösung fließt hier die wesentlich schlechtere horizontale Auflösung in die Schätzung ein.

Falls von einem Kalibriergelände keinerlei externe Kontrollflächeninformationen in Form von Lage- und Höhenkoordinaten vorliegen sollte der Schätzung eher Set-1 zugrunde gelegt werden. Dabei muss stets beachtet werden, dass bedingt durch einen nicht detektierten Fehler in der Entfernungsmessung die Koordinaten der Geländepunkte systematisch verfälscht sein können. Sollen die Laserdaten im Anschluss an die Georeferenzierung in ein bereits bestehendes Daten- oder Kartenmaterial eingepasst werden, so bietet sich hier eine Möglichkeit zum Nachweis eines systematischen Höhenversatzes. Es kann ohne adäquate Referenzinformationen nicht eindeutig nachvollzogen werden, wodurch ein eventueller Höhenversatz verursacht wurde. Erfahrungen in den letzten Jahren bei verschiedenen Flugmissionen dieser Art haben des öfteren gezeigt, dass nicht unbedingt der Fehler immer im Lasermesssystem zu suchen ist. Ebenso können systematische Fehler auch durch nicht kompatible Vergleichsdaten oder insbesondere auch durch fehlerhafte Koordinatentransformationen verursacht werden. Diese Ausführungen verdeutlichen, dass die Möglichkeit einer internen Selbstkontrolle, wie sie im Fall von koordinierten Kontrollflächen genutzt werden kann hier nicht vorhanden ist. Eine Kalibrierung durch Schätzung der Parameter nach Set-1 - also γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ - ist als absolut nicht kontrollierbare Minimalkalibrierung des Laserscanners anzusehen. Dem gegenüber steht - berechtigter Weise natürlich - der wirtschaftliche Aufwand zur Generierung oder Vermessung eines solchen Kalibriergeländes.

Um mit Hilfe von nicht koordinierten Kontrollflächen eine möglichst gute Systemkalibrierung zu erzielen sollten nachfolgende Empfehlungen Beachtung finden. Für die Verteilung der Kontrollflächen innerhalb der Flugszenen gelten die selben Grundsätze wie im Fall von koordinierten Kontrollflächen nach Kapitel 4.2.3. Auch hier zeigen die Ergebnisse, dass Kontrollflächen am effektivsten für die Schätzung nach Set-1 szenenmittig entlang der Nadirlinie angeordnet sein sollten. Außerdem hat diese Anordnung den bereits genannten Vorteil, dass Einflüsse wie Drift- oder Rollbewegungen des Flugzeugs die Abdeckung wichtiger Regionen mit Lasermessungen innerhalb der Szene am wenigsten gefährden. Dies gilt auch für die geometrisch notwendige zweite Flugszene zur Bestimmung von $\delta\omega$ im Fall von entgegengesetzt geflogener Szenen. Es empfiehlt sich beide Szene so zu fliegen, dass sie die selbe Szenenbreite einschließlich der Kontrollflächen überdecken. Bei Verwendung parallel geflogener Szenen zur Kalibrierung nach Set-1 sollte aus den selben Gründen eine möglichst konstante Querüberlappung von 50% eingehalten werden. Darüber hinaus muss bei diesem Verfahren auf die zur Kalibrierung notwendige Selbstüberlappung, insbesondere am Anfang und Ende einer Flugszene strenger geachtet werden als bei Verwendung von koordinierten Kontrollflächen. Ein weiterer Vorteil dieses Verfahrens ist, dass mögliche Kontrollflächen im Anschluss an eine Befliegung aufgrund ihrer individuellen Eigenschaften oder Lage aus den erfliegenen Daten ausgewählt werden können. Hierfür müssen Regionen in den Datensätzen extrahiert werden, welche die notwendigen Merkmale für die Kalibrierung enthalten. Trotz der nicht vorhandenen Möglichkeit der internen Selbstkontrolle und der eingeschränkten Parameteranzahl ist diese Kalibrieremethode von Vorteil, wenn aus unterschiedlichen Gründen keine koordinierten Kontrollflächen zur Verfügung stehen. Insbesondere unterstützt dieses Kalibrierverfahren auch die Untersuchung möglicher Systemdriften im Fall von länger andauernden Befliegungen ohne die Notwendigkeit externer Referenzen.

Die gleichzeitige Verwendung zweier Flugszenen ist im Fall von nicht koordinierten Kontrollflächen überwiegend zur Bestimmung des Einbaukorrekturwinkels $\delta\omega$ erforderlich. Ein Zugewinn durch Verwendung weiterer Szenen ist auch hier in erster Linie nur im Hinblick auf die Redundanz zu erzielen. Die Bezugsgrößen wie Ranganteil bleiben gleich und bezüglich der Korrelationskoeffizienten sind nur minimale Dekorrelationen zu beobachten, die sich im Bereich von wenigen Prozenten abspielen. Grundsätzlich ändert sich durch Verwendung multipler Flugszenen an den hier zusammengestellten Ergebnissen nichts grundlegendes. Die Verwendung von Querszenen zur Systemkalibrierung ist ebenfalls möglich. Diese sind jedoch aufgrund der uneffizienten Gebietsabdeckung und den Mehrkosten pro zusätzlicher Szene insbesondere in wirtschaftlicher Hinsicht nur bedingt geeignet.

5 Dreidimensionaler Modellansatz

Dieses Kapitel vertieft, implementiert und diskutiert den zur Kalibrierung gewählten funktionalen und stochastischen Modellansatz. Es handelt sich hierbei im Grundsatz um ein Modell, das auf der Grundlage der extern gemessenen Parameter der äußeren Orientierung, der ScaLARS Laserdaten sowie mit Hilfe von koordinierten oder nicht koordinierten Kontrollflächen die Parameter der unbekannt Systemkalibrierung schätzt. Im Ergebnis steht anschließend ein Satz an Parametern zur Verfügung, der die Kalibrierung des Sensorsystems vollständig beschreibt und zur Georeferenzierung einer kompletten Fernerkundungsmission verwendet werden kann. Da es sich bei dieser Arbeit nicht nur um eine theoretische Machbarkeitsstudie auf der Basis von synthetischen Daten handelt, sondern die theoretisch gewonnenen Erkenntnisse auch praktisch in Form eines C++ Programms zur Kalibrierung mehrerer Flugmissionen umgesetzt werden mussten, wird in diesem Zusammenhang ein besonderes Augenmerk auf Eigenschaften wie Zuverlässigkeit, Genauigkeit und Wiederholbarkeit gelegt. Diese Software zur Systemkalibrierung wird in dieser Arbeit mit dem Namen LASCAL (LASerscanner CALibration Software) bezeichnet.

Im Bereich der Kalibrierung von Multi-Sensorsystemen in Kombination mit dem ScaLARS Laserscanner des Instituts für Navigation existieren zwei Ansätze nach [Thiel, Wehr 1999b] und [Favey 2001], welche bereits in Kapitel 1 angesprochen worden sind. Das Verfahren von [Favey 2001] kann als eine Weiterentwicklung des manuellen Ansatzes nach [Thiel, Wehr 1999b] angesehen werden. Beide Verfahren nutzen die vorteilhafte Eigenschaft des Palmerscans, bei welchem eine Region innerhalb einer Aufnahmeszene immer zweimal abgetastet wird. Bedingt durch Unsicherheiten in den Kalibrierparametern entstehen bei der Georeferenzierung Abbildungsfehler bezüglich dieser redundant erfassten Regionen, deren vertikale Differenzen zwischen Vor-, Rückblick oder Parallelszene in jenen Arbeiten zur Kalibrierung genutzt werden. Beiden Verfahren ist gemein, dass sie keinerlei örtlich koordinierte Referenzinformationen direkt zur Kalibrierung nutzen und primär nur zur Bestimmung der drei Einbaukorrekturwinkel $\delta\omega$, $\delta\phi$ und $\delta\kappa$ vorgesehen sind.

Die oben charakterisierten Ansätze zur Kalibrierung sind nach aktuellem Stand der Untersuchungen nicht ausreichend parametrisiert und nutzen nur einen Bruchteil der vorhandenen Informationen zur Kalibrierung. Ziel der Arbeit ist eine möglichst vollständige und sichere Schätzung der Systemparameter sowie eine möglichst optimale Einbeziehung aller zur Verfügung stehenden Beobachtungen. Dieser hier verfolgte dreidimensionale Modellansatz lehnt sich prinzipiell an die Vorgehensweise bei der Bestimmung der Einbaukorrekturwinkel bei photogrammetrischen Kamerasystemen in Verbindung mit externer Erfassung der äußeren Orientierung an. Mit diesen Kamerasystemen können signalisierte Passpunkte aufgrund der hohen Bildschärfe exakt ausgemessen werden und deren Bildkoordinaten für die Bestimmung der Einbaukorrekturwinkel verwendet werden. Im Gegensatz zu diesen hochauflösenden Kamerasystemen verfügen die meisten Laserscannersysteme zwar über eine gute Höhengengenauigkeit, jedoch bedingt durch Flughöhe, Geschwindigkeit und das verwendete Messsystem ist die horizontale Auflösung meist deutlich schlechter. Die horizontale Auflösung ist bei Laserscannern von der Messpunktanzahl pro Quadratmeter abhängig, wobei sich die Punktdichte in Flugrichtung meist von der Punktdichte quer dazu unterscheidet. Aufgrund dieser schlechteren horizontalen Auflösung können flächenmäßig kleine Objekte von abbildenden Laserscannern nicht oder nur unvollständig erfasst und abgebildet werden. Für die Erfassung von horizontalen Informationen sind nur größere Objekte geeignet, die deutlich die Diskretisierung des Lasersystems überschreiten und dadurch von mehreren Lasermessungen getroffen werden können. Daher ist in dieser Arbeit in Verbindung mit Lasermessungen nicht von Passpunkten, sondern von Referenz- oder Kontrollflächen die Rede. Denn je flächenmäßig größer ein Objekt ist, desto kleiner ist der durch die Auflösung bedingte Fehler bei der Rekonstruktion des Referenzpunkts eines Objekts aus der aufgenommenen Punktwolke. Die in Kapitel 4 dokumentierten Ergebnisse aus den Voruntersuchungen bezüglich Bestimmbarkeit, Sensitivität etc. finden in diesem Kapitel ihre praktische Anwendung. Für die Kalibrierung des Laserscanners wird im Folgenden ein flexibles Modell aufgestellt, das wie in Abbildung 5.1 und Abbildung 5.2 dargestellt aus örtlich exakt eingemessenen oder aus nicht eingemessenen Objekten seinen Rang bezieht.

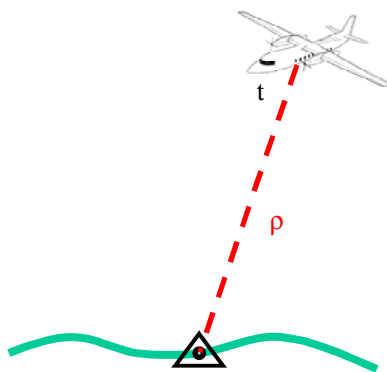


Abbildung 5.1: Redundante Erfassung von koordinierten Objekten mit nur einer Messung

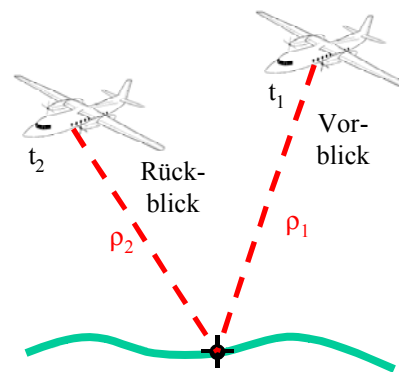


Abbildung 5.2: Redundante Erfassung von nicht koordinierten Objekten mit mindestens zwei Messungen

Bei Verwendung von eingemessenen Objekten zur Systemkalibrierung ist die Erfassung der Objekte durch einen Vor- und Rückblick nicht unbedingt erforderlich. Dadurch eignet sich dieses Verfahren auch für Lasersysteme mit nur einer Blickrichtung. Stehen jedoch keinerlei Referenzkoordinaten zur Verfügung, so sollten zur Kalibrierung grundsätzlich Beobachtungen aus Vor-, Rückblick oder aus multiplen Flugszenen verwendet werden (Redundanz).

5.1 Verteilung der Messpunkte innerhalb einer Flugszene

Neben der Qualität der Laserdaten spielt natürlich wie bei jedem anderen Lasersystem bei der Generierung von digitalen Geländeoberflächen die Verteilung der Messpunkte innerhalb einer Szene eine wichtige Rolle. Dieses Kapitel soll deshalb einen kurzen Einblick in die Verteilung der aufgenommenen Geländepunkte bezogen auf das Aufnahmемuster des ScaLARS Palmerscans geben. Wie bereits in Abbildung 4.1 gezeigt erzeugt der Palmerscan ein ellipsenähnliches Abtastmuster, welches in Verbindung mit der Vorwärtsbewegung des Trägerflugzeugs eine flächenhafte Überdeckung garantiert. Bedingt durch die konstante Drehgeschwindigkeit des Ablenkspiegels und der sinusoidalen Änderung des Ablenkwinkels ergibt sich je nach Region innerhalb einer Aufnahmeszene eine unterschiedliche Punktdichte. Die Punktdichte ist abhängig vom Taumelwinkel und der Arbeitsgeschwindigkeit des Laserscannersystems, von der Geschwindigkeit und Flughöhe des Trägerflugzeugs sowie von der Position innerhalb der Szene selbst. Dadurch wird eine unterschiedliche Punktdichten längs und quer zur Flugrichtung verursacht. Je höher die Fluggeschwindigkeit, desto niedriger ist die Punktdichte der aufgenommenen Punktwolke in Längsrichtung - und umgekehrt. In Abbildung 5.3 und Abbildung 5.4 ist das Aufnahmемuster von ScaLARS aus Vor- und Rückblick in ebenem Gelände, einer Fluggeschwindigkeit von 60 m/s sowie 400 m Flughöhe für beide Ablenkspiegel dargestellt. Daraus ergibt sich ein Punkt- abstand in der Mitte entlang der Nadirlinie von 3.0 m längs und etwa 1.2 m für $\gamma_M=7^\circ$ sowie etwa 1.6 m für $\gamma_M=10^\circ$ quer zur Flugrichtung.

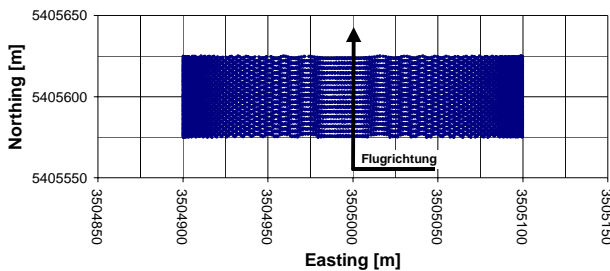


Abbildung 5.3: Verteilung der Lasermessungen in einer Szene für $H_G=400$ m und einen Taumelwinkel $\gamma_M=7^\circ$

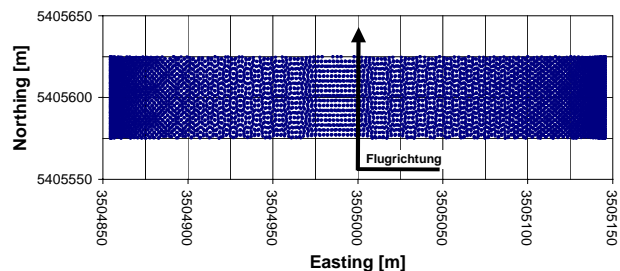


Abbildung 5.4: Verteilung der Lasermessungen in einer Szene für $H_G=400$ m und einen Taumelwinkel $\gamma_M=10^\circ$

Für einen Taumelwinkel von $\gamma_M=7^\circ$ umfasst das Abtastmuster bei einer Flughöhe von $H_G=400$ m eine Szenenbreite von etwa 200 m und bei Verwendung eines Ablenkspiegels mit $\gamma_M=10^\circ$ eine Szenenbreite von knapp 300 m. Bedingt durch die geringere Szenenbreite bei $\gamma_M=7^\circ$ wird eine sichtbar höhere Punktdichte erzielt. Die Stellen mit den höchsten Punktdichten liegen beim ScaLARS System am linken und rechten Szenenrand. In Abbildung 5.5 und Abbildung 5.6 sind die unterschiedlichen Punktdichten als Funktion der Flughöhe für 400 m, 700 m und 1000 m über Grund gezeichnet. Je höher die Flughöhe, desto niedriger ist die Punktdichte am Boden - und umgekehrt. Die Funktion der Punktdichte verläuft bei jedem dargestellten Graph, beginnend beim Nadir etwa $\frac{2}{3}$ der Querausdehnung eher konstant ($< 0.5 \text{ m}^{-2}$) und steigt anschließend stark an. Alle hier angegebenen Punktdichten wurden numerisch bestimmt und entsprechen jeweils der Summe aus der Längs- und Querkomponente.

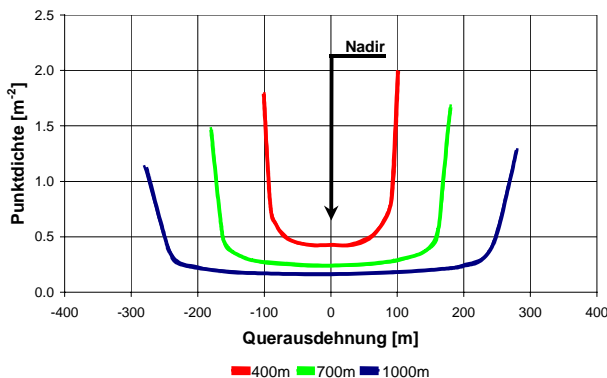


Abbildung 5.5: Punktdichte als Funktion von Flughöhe, Abstand zur Nadirlinie und Taumelwinkel $\gamma_M=7^\circ$

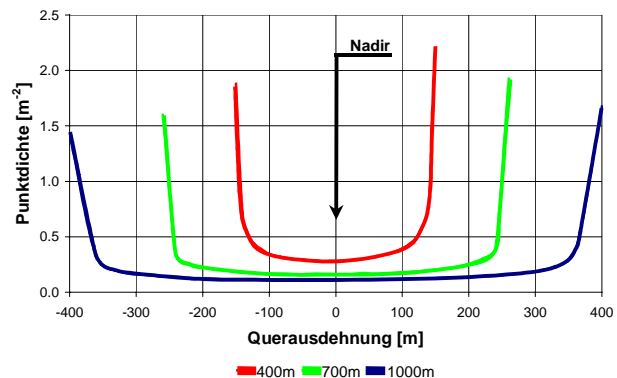


Abbildung 5.6: Punktdichte als Funktion von Flughöhe, Abstand zur Nadirlinie und Taumelwinkel $\gamma_M=10^\circ$

Die äußeren Ränder der Flugszenen verfügen zwar über eine nutzbar höhere Punktdichte, jedoch sind diese Bereiche für Kalibrierungszwecke wegen des Risikos unzureichender Überdeckung ohnehin nur bedingt nutzbar. Deshalb wird in dieser Arbeit für Kalibrierungszwecke auf die Streifenränder nicht näher eingegangen. Dennoch bestätigen auch die gezeichneten Funktionen der Punktdichten die leicht unsymmetrische Punktverteilung nach Abbildung 4.1. Die zur Kalibrierung nutzbare Punktdichte ohne Randbereiche, bestehend aus Vor- und Rückblick beträgt beim $\gamma_M=7^\circ$ Spiegel 0.42 m^{-2} , 0.24 m^{-2} und 0.17 m^{-2} für die Flughöhen 400 m, 700 m und 1000 m über Grund. Wird hingegen der Spiegel mit $\gamma_M=10^\circ$ Taumelwinkel verwendet, so verringert sich die effektiv nutzbare Punktdichte auf 0.28 m^{-2} , 0.16 m^{-2} und 0.12 m^{-2} für 400 m, 700 m und 1000 m Flughöhe. Die effektive Punktdichte ist ein wichtiger Parameter für das Design von Kalibriergebieten aber auch der generellen Flugplanung. Mit Hilfe der Punktdichte kann abgeschätzt werden, wie hoch maximal geflogen werden darf um die am Boden befindlichen Objekte mit einer vorgegebenen Flächenausdehnung so zu erfassen, dass sie vollständig rekonstruiert werden können. Im Gegensatz zu den Qualitätsansprüchen für Kalibriergebiete stellt der Parameter Punktdichte, insbesondere für die generelle Planung von Fernerkundungsmissionen ein Bindeglied zwischen Detailtreue und Wirtschaftlichkeit her.

Weitere wichtige geometrische Größen, die sowohl in dieser Arbeit als auch bei der Flugplanung großflächiger Fernerkundungsmissionen Anwendung finden sind die Längs- und Querausdehnung des ellipsenförmigen Abtastmusters sowie dessen Selbstüberlappungsbereich. Die Dimensionen dieser Parameter sind in Abbildung 5.7 und Abbildung 5.8 als Funktion der Flughöhe für beide Taumelwinkel gegenübergestellt. Es wird von Flugszenen ausgegangen, die für jede untersuchte Flughöhe bei einer Fluggeschwindigkeit von 60 m/s jeweils konstant 10 Sekunden Laserdaten beinhalten.

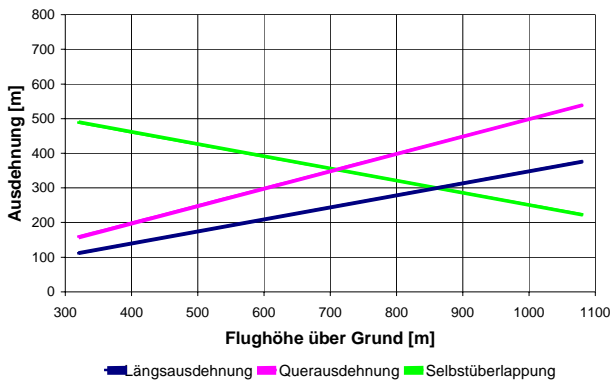


Abbildung 5.7: Geometrische Längs-, Querausdehnung und Selbstüberlappung des Abtastmusters für $\gamma_M=7^\circ$

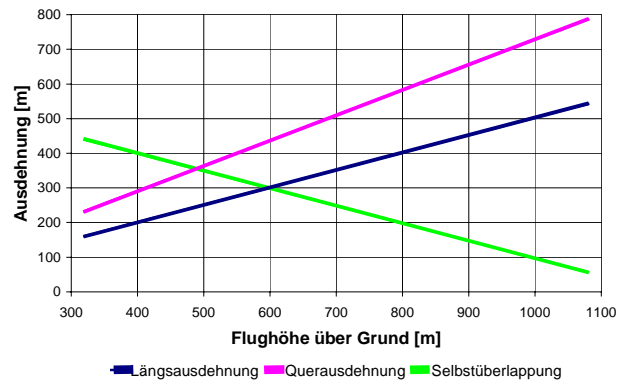


Abbildung 5.8: Geometrische Längs-, Querausdehnung und Selbstüberlappung des Abtastmusters für $\gamma_M=10^\circ$

Im Gegensatz zum Selbstüberlappungsbereich sind die Längs- und Querausdehnung des Abtastmusters für konstante Flughöhen invariante Größen. Für eine Flughöhe von 700 m über Grund und einem Taumelwinkel von $\gamma_M=7^\circ$ weist das Abtastmuster eine Längsausdehnung von 244 m und eine Querausdehnung von 350 m auf. Für die selbe Flughöhe und einem Taumelwinkel $\gamma_M=10^\circ$ ergeben sich eine Längsausdehnung von 352 m und eine Querausdehnung von 510 m. Der Selbstüberlappungsbereich hingegen ist eine variable Größe, die bei konstanter Zeit in erster Linie von der Fluggeschwindigkeit aber auch vom verwendeten Taumelwinkel γ_M abhängig ist. Den beiden Abbildungen ist gleichermaßen zu entnehmen, dass zur Gewährleistung eines fest vorgegebenen Selbstüberlappungsbereichs mit zunehmender Flughöhe zeitlich längere Flugszenen erforderlich sind, wobei die Laserdatenaufzeichnung für größere Flughöhen früher gestartet und später beendet werden muss. Für eine Flughöhe von 1000 m über Grund würde bezüglich der oben genannten Flugszene nur noch ein geringer nutzbarer Selbstüberlappungsbereich von 252 m für $\gamma_M=7^\circ$ und 98 m für $\gamma_M=10^\circ$ entlang der Nadirlinie übrig bleiben. Dies entspricht dann nur noch 72% und 19% der Längsausdehnung der beiden Abtastmuster. Je länger die Flugdauer desto geringer ist die Abhängigkeit der Selbstüberlappung wiederum von der Flughöhe. Diese genannten Sachverhalte müssen bei einer Flugplanung unbedingt Berücksichtigung finden.

5.2 Verwendung von fehlerhaft georeferenzierten Objekten zur Kalibrierung

In Kapitel 4.1.1 wurde im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse die Auswirkung fehlerbehafteter Kalibrierparameter auf die Georeferenzierung bzw. auf die Abbildung der gemessenen Laserdaten untersucht. In jenem Kapitel wurde gezeigt, in welchem Ausmaß vorgegebene Unsicherheiten in der Kalibrierung die georeferenzierten Laserdaten in Bezug zu einer fehlerfreien Abbildung verfälschen. Diese Abbildungsfehler sind dort für jeden dem Modell zugrunde liegenden Parameter graphisch dargestellt und diskutiert. Im Gegensatz zu jenen Simulationen sind bei diesem Modellansatz die Abbildungsfehler bekannt und die Kalibrierung des Sensorsystems ist nicht bekannt. Aufgrund der bekannten Abbildungsfehler in den grob georeferenzierten Laserdaten und der direkt gemessenen äußeren Orientierung können mit Hilfe eines Fehlermodells im Rahmen einer Parameterschätzung die dafür verantwortlichen Größen bestimmt werden. Es wurde bereits in Kapitel 4.2.3 und 4.3.3 gezeigt, welche Parameter im Rahmen des Fehlermodells schätzbar sind und welche Beobachtungen dafür zur Verfügung stehen müssen. In Abbildung 5.9 und Abbildung 5.10 ist beispielhaft eine

fehlerhaft georeferenzierte Kontrollfläche aufgrund einer Unsicherheit im Einbaukorrekturwinkel bezüglich Kurswinkel $\delta\kappa$ für den Vor- und Rückblick in Bezug auf deren Referenzposition gezeichnet. Die Kontrollfläche ist innerhalb einer mit 0° Kurswinkel geflogenen Szene rechts außen angeordnet.

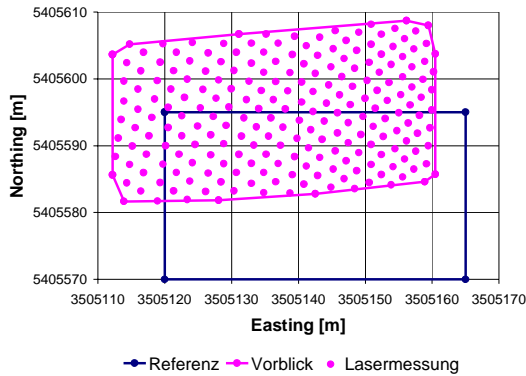


Abbildung 5.9: Horizontaler Abbildungsfehler bezüglich der Referenz im Vorblick aufgrund von $\delta\kappa=5^\circ$

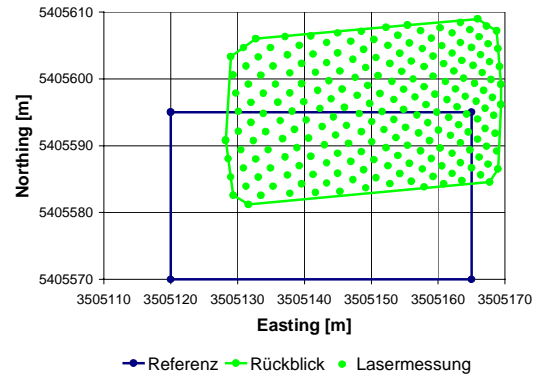


Abbildung 5.10: Horizontaler Abbildungsfehler bezüglich der Referenz im Rückblick aufgrund von $\delta\kappa=5^\circ$

Aufgrund dieses Fehlers im Einbaukorrekturwinkel $\delta\kappa$ werden die Laserdaten im Vorblick zu weit westlich (links) und im Rückblick zu weit östlich (rechts) abgebildet. Wegen des Abstands von der Nadirlinie ist außerdem in beiden Abbildungen bezüglich der Referenzposition noch ein Versatz nach Norden und eine leichte Verdrehung zu erkennen. Diese und weitere Abbildungsfehler sind Grundlage für die Bestimmung aller die Kalibrierung beschreibenden Parameter. Aufgrund dieser systematischen Abbildungsfehler kann im Fall von koordinierten Kontrollflächen ein Bezug zwischen der fehlerfreien Referenz und der fehlerbehafteten Abbildung hergestellt werden. Diese Differenzen enthalten für den Vor- und Rückblick jeweils den einfachen Fehlereinfluss. Im Fall von nicht koordinierten Kontrollflächen kann nur der Unterschied zwischen den beiden fehlerhaften Abbildungen aus Vor- und Rückblick oder zwischen Parallelszenen bestimmt und für die Kalibrierung verwendet werden. Dabei ist zu beachten, dass diese Differenz den doppelten Fehlereinfluss enthält. Die Ableitung und Weiterverarbeitung dieser Differenzen sind Thema der nachfolgenden Kapitel.

5.3 Radiometrische Separation der Messpunkte in Objekt und Hintergrund

Wie im vorhergehenden Kapitel beschrieben ist bei diesem Modell zur Systemkalibrierung eine Unterscheidung der Abbildung zwischen Laserdaten aus Vor- und Rückblick oder zwischen den Blickrichtungen und einer Referenzposition erforderlich. Für die Unterscheidung zwischen Kontrollfläche (Objekt) und Umfeld (Hintergrund) auf der Basis grob georeferenzierter Laserdaten wird in dieser Arbeit das aus der Bildverarbeitung stammende Verfahren der intensitätsbasierten Zuordnung über Grauwertistogramme verwendet. In der Bildverarbeitung werden Grauwertistogramme überwiegend zur Charakterisierung von Bildern oder auch zur Bildverbesserung verwendet. Mit Hilfe eines Histogramms ist es in einfacher Weise möglich die Verteilung der Intensitäts- oder Grauwerte eines Bildes zu beschreiben. Dabei wird angegeben, mit welcher Häufigkeit ein jeder Grauwert im Bild enthalten ist oder wie sich die einzelnen Grauwerte eines Bildes auf fest vorgegebene Grauwertklassen verteilen. Aufgrund dieser Information lässt sich ein bestimmter Grauwert festlegen, der als Schwellwert im Rahmen einer Schwellwertoperation zur Trennung von Objekt und Hintergrund für die Extraktion des Objekts eingesetzt werden kann. Die einzelnen Grauwerte werden hier als Messgröße betrachtet. Alle Grauwerte in den Flugszenen werden als gleichwertig angesehen. Die Intensitätswerte werden bei ScaLARS mit einer Tiefe von 13 Bit Analog/Digital (AD) gewandelt, was einem Intensitätsbereich von 0..8191 Graustufen entspricht. Abbildung 5.11 und Abbildung 5.12 zeigen, wie die Intensität zur Identifikation der Kontrollfläche genutzt werden kann. Ausgehend von einer fest vorgegebenen Suchregion, die sowohl die Kontrollfläche als auch etwas Hintergrund enthält wird aus dem Intensitätsbild der simulierten Laserdaten mit Hilfe eines Grauwertistogramms die Verteilung der Grauwerte bestimmt. Abbildung 5.12 zeigt im Ergebnis, dass im Intensitätsbild insgesamt 375 Messpunkte mit einem Intensitätswert um 2000 und 219 Messpunkte mit einem Intensitätswert um 2500 enthalten sind. Unter Voraussetzung eines Zweiklassenfalls ist ein einziger Schwellwert zur Separation von Objekt und Hintergrund ausreichend, welcher möglichst optimal ausgewählt werden muss. Ein optimaler Schwellwert zur Trennung dieser beiden Klassen besitzt die Eigenschaft, dass er zu den beiden sog. Clustern einen minimalen Abstand a aufweist. Hier im Eindimensionalen kann der optimale Schwellwert mit einem Intensitätswert von 2250 als arithmetisches Mittel zwischen den beiden Clustern bestimmt werden. Im mehrdimensionalen Raum hätte ein optimaler Schwellwert zur Trennung von Clustern den kleinsten Euklidischen Abstand bezüglich der einzelnen Cluster.

5 Dreidimensionaler Modellansatz

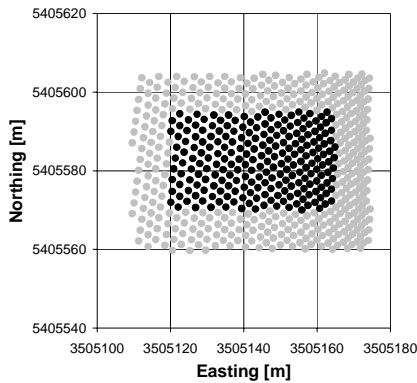


Abbildung 5.11: Intensitätsbild einer Kontrollfläche aus dem Vorblick innerhalb einer vorgegebenen Suchregion

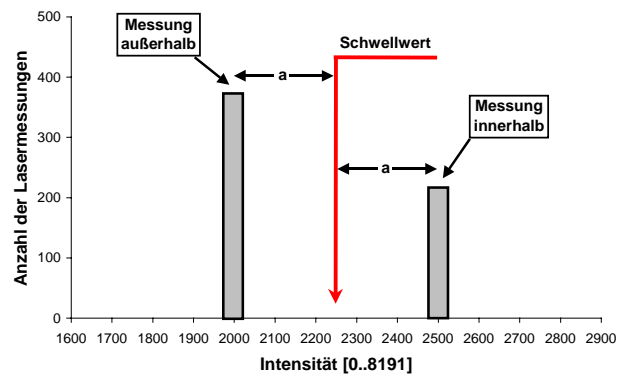


Abbildung 5.12: Histogramm über die Intensitätswerte und Klassifizierung der Laserdaten

Bei diesem Verfahren zur Systemkalibrierung spielt die Separierung von Objekt und Hintergrund eine wichtige Rolle, die ein robustes Verfahren zur Bestimmung des Schwellwerts erfordert. Die Qualität der Schwellwertbestimmung wird in diesem Umfeld überwiegend durch folgende Faktoren beeinflusst:

- Der Intensitätswert einer Kontrollfläche sollte sich möglichst deutlich von dem seines Umfelds unterscheiden.
- Der Intensitätsübergang von der Kontrollfläche zum Umfeld sollte nicht stetig sondern eher sprunghaft erfolgen.
- Für eine zuverlässige Bestimmung des Schwellwerts müssen sowohl die Kontrollflächen als auch deren Umfeld ausreichend viele Lasermessungen enthalten.
- Das zugrunde liegende Datenmaterial sollte frei von Messfehlern sein.

Als radiometrisch geeignete Kontrollflächen haben sich die bei Start- und Landebahnen üblichen weißen Markierungsflächen auf asphaltiertem oder betoniertem Hintergrund als geeignet erwiesen. Da bei größeren Flughäfen diese obligatorischen Markierungen von den Piloten bereits aus großen Entfernungen und speziell bei schlechten Sichtbedingungen erkannt werden müssen, sind deren Grundfläche zwangsläufig kontrastreich und groß dimensioniert angeordnet und eignen sich dadurch besonders gut als Kontrollflächen zur ScaLARS Systemkalibrierung. Weitere Ausführungen zur Nutzung der Rückstreuung bei ScaLARS bezüglich verschiedener Reflektionsoberflächen können aus [Hug 1996] oder [Hug 2001] entnommen werden. Der für jede Klassifizierung manuell oder mit Hilfe automatischer Verfahren vorgegebene Schwellwert zur Separation in Kontrollfläche und Umfeld ist ein Faktor, der sich stark auf die Qualität der Kalibrierung des Sensorsystems auswirkt. Je radiometrisch deutlicher sich eine Kontrollflächen von deren Umfeld unterscheiden lässt, desto besser und automatischer kann eine Klassifizierung durchgeführt werden - und umgekehrt. Wegen der genauigkeitslimitierenden Eigenschaften fehlerhafter Schwellwerte auf die Kalibrierung des Messsystems ist daher darauf zu achten, dass die Ableitung der Schwellwerte nicht unüberwacht, sondern vollständig durch Genauigkeits- und Zuverlässigkeitskriterien abgesichert ist.

Statt der in diesem Modell verwendeten intensitätsbasierten Zuordnung kann bei nicht abbildenden Lasersystemen die Ableitung der horizontalen Abbildungsfehler statt mit Intensitätsmessungen auch auf der Grundlage einer höhenbasierten Zuordnung erfolgen. Hierfür geeignet sind Gebäude, welche aus geometrischen Grundprimitiven wie z.B. Flughallen bestehen und über ausreichend Grundfläche entsprechend den Start- und Landebahn Markierungen verfügen.

5.4 Berechnung des Flächenschwerpunkts

Für die Nutzung der horizontalen und vertikalen Abbildungsfehler zur Bestimmung der Kalibrierparameter ist es wichtig, dass sich alle für die Berechnung relevanten Größen auf den selben Bezugspunkt beziehen. Der Mittelpunkt einer Landebahnmarkierung kann hierfür verwendet werden, wenn deren Grundfläche flächenmäßig mit dem Lasersystem erfassbar ist. Dafür muss die Grundfläche deutlich größer sein als die Diskretisierung des Messsystems. Normalerweise werden Kontrollflächen, die für Kalibrierzwecke verwendet werden in wirtschaftlicher Weise entweder mit differentiellem Trägerphasen GPS oder einem elektrooptischen Tachymetersystem eingemessen. Dabei liegt der Fokus bei der Einmessung von Kontrollflächen auf der möglichst exakten Koordinierung der einzelnen Stützpunkte des Umringpolygons und der Erfassung topographisch relevanter Zwischenpunkte der Oberflächenstruktur. Aus diesen Punkten kann anschließend das Oberflächenmodell und dessen Mittelpunkt rekonstruiert und zur Kalibrierung genutzt werden. Im Idealfall kann eine ebene Kontrollfläche mit quadratischer Grundfläche durch vier Punkte hinreichend genau erfasst und wieder rekonstruiert werden. Werden jedoch innerhalb der Markierung zusätzlich topographisch wichtige Zwischenpunkte eingemessen, so muss davon ausgegangen werden, dass die Punkte nicht gleichverteilt sind. In diesem Fall würde eine einfache arithmetische Mittelbildung aller Koordinaten nicht den Mittelpunkt der Kontrollfläche ergeben. Ebenso verhält es sich bei den mit dem Laserscanner erfassten und georeferenzierten Laserdaten. Aufgrund der variab-

len Punktdichte, wie sie in Kapitel 5.1 für ScaLARS beschrieben wurde oder auch bedingt durch Fehlmessungen sind das arithmetische Mittel und der tatsächliche Mittelpunkt einer Kontrollfläche nicht identisch. In der Literatur wird der hier erforderliche Mittelpunkt als Flächenschwerpunkt bezeichnet und im Folgenden auch unter diesem Begriff verwendet. Abbildung 5.13 zeigt den Flächenschwerpunkt in einer einfachen Beispielumgebung.

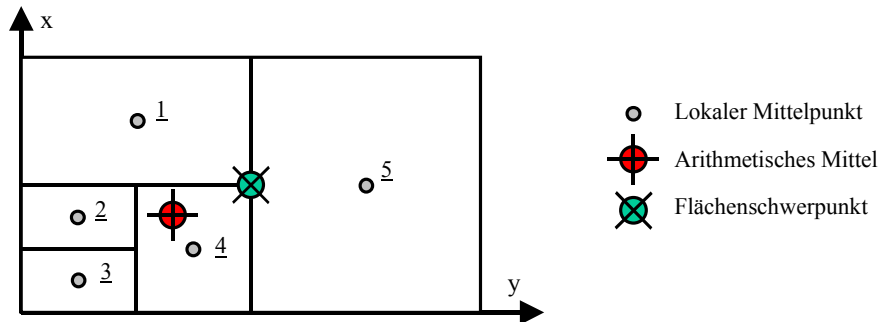


Abbildung 5.13: Flächenschwerpunkt aus partiellen Teilflächen

Der Flächenschwerpunkt \vec{x}_{FSP} lässt sich in einfacher Weise aus den $n=5$ lokalen Mittelpunktskoordinaten \vec{x}_i und gewichtet mit deren jeweiligen Teilflächen F_i mit Hilfe von Gleichung (5.1) bestimmen.

$$\vec{x}_{FSP} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n F_i} \cdot \sum_{i=1}^n \vec{x}_i F_i \quad (5.1)$$

Wie oben gezeigt kann der Flächenschwerpunkt einer Kontrollfläche, die durch eine beliebige Punktwolke an Laserdaten repräsentiert wird nach Gleichung (5.1) unabhängig von der Verteilung der sie beschreibenden Punktmenge berechnet werden. Da die koordinierten Punkte bereits vorliegen muss nur noch mit einem geeigneten Verfahren die Gesamtfläche in ihre partiellen Teilflächen zerlegt werden. Für die Zerlegung einer Region, die durch eine beliebige Punktwolke repräsentiert ist in partielle Dreiecks- oder Viereckflächen eignet sich hierzu besonders gut die Delaunay-Triangulation. Sie nimmt innerhalb dieser Arbeit einen hohen Stellenwert ein und wird deshalb im nächsten Kapitel näher erläutert. Für die Ableitung des Flächenschwerpunkts tragen hier alle Treffer der Kontrollfläche bei. Dadurch stehen redundante Informationen zur Verfügung, die unter anderem eine Kontrolle auf grobe Fehler hin ermöglichen. Außerdem wird indirekt durch diese Integration das Signal/Rausch-Verhältnis (S/N) reduziert, was einen nachweisbaren Glättungseffekt zur Folge hat (Tiefpassfilterung). An der Ableitung der horizontalen Komponenten des Flächenschwerpunkts sind die Punkte des Umringspolygons und für die vertikale Komponente alle Treffer direkt beteiligt.

Die Verwendung des Flächenschwerpunkts bei Kontrollflächen als Bezugspunkt bei der Kalibrierung hat hinsichtlich der intensitätsbasierten Zuordnung nach Kapitel 5.3 noch einen weiteren großen Vorteil. Aufgrund der nicht rand-scharfen Erfassung von Objekten bei ScaLARS ergibt sich bei Realdaten im Intensitätsbild oft kein sprunghafter Übergang zwischen Hintergrund und Objekt. Daher ist es oft schwierig Begrenzungslinien von Objekten, die zur Kalibrierung verwendet werden sollen zu erkennen bzw. aus diesem Datenmaterial zu extrahieren. Wesentlich besser lässt sich der Flächenschwerpunkt von Kontrollflächen bestimmen, da dieser im Zentrum liegt (oft sogar Intensitätsmaxima). Unter Voraussetzung einer ausreichenden Anzahl an Treffern und normalverteilter Intensitätsmessungen kann der Flächenschwerpunkt aus Intensitätshäufungen meist wesentlich genauer und zuverlässiger rekonstruiert werden. Exemplarische Untersuchungen an ScaLARS Laserdaten haben gezeigt, dass zwischen der wahren Position des Flächenschwerpunkts und den mit verschiedenen Schwellwerten berechneten Flächenschwerpunkten nur geringfügige Abweichungen verursacht werden. Bei den meisten der untersuchten Kontrollflächen war die Vorgabe des richtigen Schwellwerts mit einer Genauigkeit von etwa 5 % vom Intensitätsbereich der Punktwolke im Suchfenster (Objekt + Hintergrund) ausreichend.

5.5 Die Delaunay-Triangulation

Im Rahmen dieser Arbeit wird aus der algorithmischen Geometrie die Delaunay-Triangulation [Delaunay 1934] zur Zerlegung von Gebieten (Volumina) in Dreiecke (Tetraeder) aus vorgegebenen, beliebigen Punktwolken verwendet. Die Delaunay-Triangulation wird in vielen technischen Bereichen zur Darstellung der Netzstruktur eingesetzt. Zur Generierung dieser Netze existieren bereits eine Reihe von programmtechnisch implementierbaren Methoden. Diese Methoden unterscheiden sich teilweise stark voneinander hinsichtlich Rechenzeit, Speicherbedarf, Kapazität und ihrer programmtechnischen Implementierbarkeit. Diese Methoden werden in statische und dynamische Algorithmen unterteilt, wobei die statischen Triangulationen im Gegensatz zu den dynamischen die Netzstruktur erst nach Abschluss aller Berechnungsschritte die vorgegebenen Kriterien erfüllen. Als Beispiel für statische Verfahren seien hier der Recursive-

Split-, Divide-And-Conquer-, Radial-Sweep-, Step-By-Step- und der Modified-Hierarchical Algorithmus genannt. Als Beispiel für dynamische Verfahren sind in der Literatur der Incremental- und der Watson's Algorithmus zu finden. Weitere Informationen zu diesen Verfahren insbesondere zur Laufzeit, Implementierung und weiteren Hinweisen zur Literatur können aus [Burghardt 2001] entnommen werden. Die Delaunay-Triangulation besitzt die Eigenschaft, dass der Umkreis (die Umkugel) eines jeden Dreiecks (Tetraeders) keine weiteren Punkte der Triangulation mehr enthält und somit das Unterteilen von 2D-Gebieten (3D-Volumina) in Dreiecke (Tetraeder) mit Hilfe der Delaunay-Triangulation unabhängig von der Vermaschungsreihenfolge eindeutig ist.

Für die Aufgabenstellung im Rahmen dieser Arbeit wurde die zweidimensionale Delaunay-Triangulation verwendet, da die vorgegebenen zu triangulierenden Punktwolken sich in nahezu horizontalen Ebenen befinden. Die weiteren Ausführungen in dieser Arbeit zur Delaunay-Triangulation beziehen sich deshalb nur noch auf die zweidimensionale Zerlegung. Bei der Dreieckszerlegung müssen folgende Kriterien erfüllt sein:

- Jeweils drei Punkte einer Punktwolke bilden ein Dreieck, in dessen Umkreis kein weiterer Punkt der Punktverteilung mehr liegt.
- Die Dreiecke der Vermaschung dürfen sich nicht überlappen.
- Die Variation der Dreiecksflächen sollte möglichst klein sein.
- Das Verhältnis zwischen In- und Umkreisradius sollte möglichst nahe bei 0.5 liegen (gleichseitiges Dreieck).
- Das Verhältnis zweier Seiten (Winkel) eines jeden Dreiecks sollte möglichst nahe 1 sein.

Zusätzlich wird das Gebiet noch von einer konvexen Hülle umschlossen, die alle Punkte des Gebietes enthält. Eine konvexe Hülle in der Ebene kann man sich praktisch als ein Nagelbrett vorstellen, in dem die Punktlagen durch die eingeschlagenen Nägel repräsentiert werden. Durch Spannen eines Gummibandes um alle eingeschlagenen Nägel herum erhält man die konvexe Hülle der Nagelpunktwolke, die durch das Gummiband in Form eines Polygons beschrieben wird.

Als geeignete Methode zur Delaunay-Triangulation wurde in dieser Arbeit der Radial-Sweep oder auch Suchstrahlenalgorithmus nach [Mirante, Weingarten 1982] gewählt. Dieser ist durch seine sequentielle Vorgehensweise programmtechnisch einfach zu implementieren. Ferner zeigt er bei der Lösung der Delaunay-Triangulation zumindest für Punktwolken, die aus mehreren hundert Punkten bestehen ein sehr effizientes Laufzeit- und Speicherbedarfsverhalten. Der Berechnungsalgorithmus für die Delaunay-Dreiecke und der konvexen Hülle setzt sich prinzipiell aus fünf Schritten zusammen. Ausgehend von einer wie in Abbildung 5.14 dargestellten beliebigen Punktwolke wird wie Abbildung 5.15 zeigt in einem ersten Schritt ein Punkt möglichst im Zentrum aller Punkte ausgewählt. Von diesem Zentralpunkt aus (siehe Punkt 16) wird der Richtungswinkel eines jeden Verbindungsvektors berechnet, der den Zentralpunkt mit allen übrigen Punkten verbindet.



Abbildung 5.14: Die vorgegebene Punktwolke

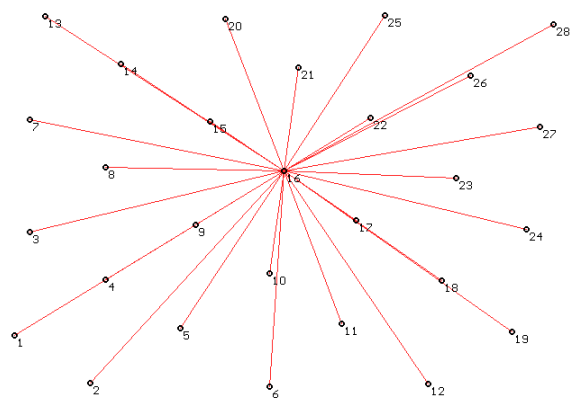


Abbildung 5.15: Der ausgewählte Zentralpunkt 16 mit den Verbindungsvektoren zu den restlichen Punkten

Die Punkte werden anschließend nach aufsteigendem Richtungswinkel sortiert und es werden wie Abbildung 5.16 zeigt Dreiecke aus Punkten aufeinanderfolgender Richtungswinkel und dem Zentralpunkt gebildet. In einem weiteren Schritt wird das Umringspolygon als Vorstufe zur konvexen Hülle bestimmt. Als Startpunkt muss ein Punkt ausgewählt werden, der garantiert Element der konvexen Hülle ist. Hierfür wird der Einfachheit halber ein Extrempunkt der Punktwolke (siehe Punkt 1) verwendet. Als Folgepunkt des Umringspolygons wird dann wie in Abbildung 5.17 ersichtlich der nächste Punkt aus dem nach dem Richtungswinkel sortierten Punktevektor ausgewählt (siehe Punkt 3). Dieser Vorgang wird so lange durchgeführt, bis der Startpunkt wieder erreicht und das Umringspolygon geschlossen ist.

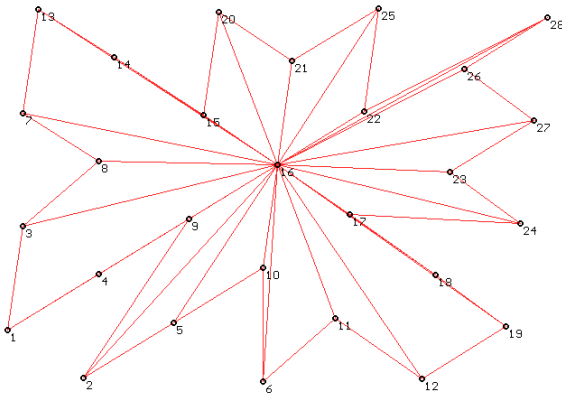


Abbildung 5.16: Dreiecke bezüglich Zentralpunkt

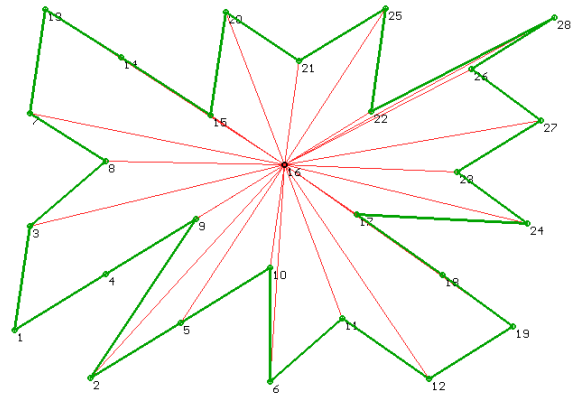


Abbildung 5.17: Dreiecke und Umringpolygon

Um aus dem Umringpolygon aus Abbildung 5.17 eine konvexe Hülle wie Abbildung 5.18 zu bekommen müssen zuerst die konkaven Stellen des Polygonverlaufs erkannt und bereinigt werden. Dabei wird der sternförmige Verlauf ausgehend vom Startpunkt im Uhrzeigersinn Folgepunkt für Folgepunkt überprüft. Für den Fall, dass eine Folgekante des Polygons eine „Rechtskurve“ beschreibt wird der Eckpunkt belassen und die nächste Folgekante betrachtet. Beschreibt diese jedoch eine „Linkscurve“, so wird ein neues Dreieck an dieser Stelle in das Netzwerk eingefügt, der Punkt aus der Liste der Umringpunkte entfernt und die Überprüfung um einen Umringpunkt zurückgesetzt. Diese Prozedur wird so lange wiederholt bis der Startpunkt wieder erreicht ist und alle Folgekanten „Rechtskurven“ beschreiben. Die aktualisierte Liste des Umringpolygons entspricht nun der konvexen Hülle der Punktwolke.

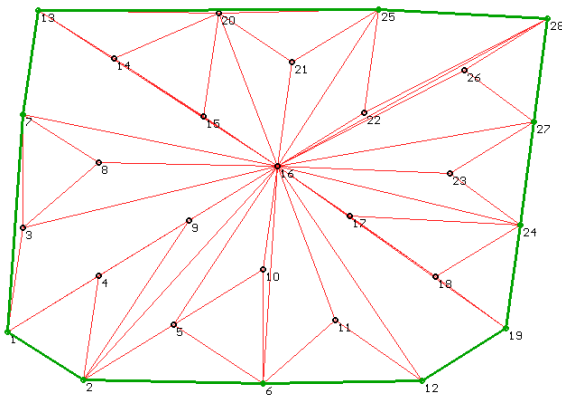


Abbildung 5.18: Die konvexe Hülle

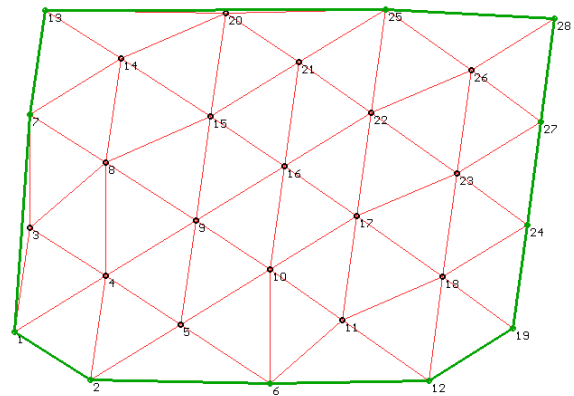


Abbildung 5.19: Ergebnis der Delaunay-Triangulation

Wie in Abbildung 5.18 ersichtlich wird an dieser Stelle die Triangulation durch die konvexe Hülle und die sich nicht überlappenden Dreiecke repräsentiert. Aufgrund der ungünstigen Formen der Dreiecke kann auch schon rein visuell davon ausgegangen werden, dass die vorab aufgeführten Kriterien der Delaunay-Triangulation an dieser Stelle noch nicht erfüllt sind. Deshalb wird in einem letzten Schritt die Form der Dreiecke nach den genannten Kriterien optimiert. Zu diesem Zweck werden jeweils zwei benachbarte Dreiecke im Netzwerk über ihre gemeinsame Kante zu einem Viereck zusammengefasst und mit Hilfe des maximalen Winkelkriteriums die optimale Form der beiden Dreiecke, gegebenenfalls durch Tausch der gemeinsamen Kante ermittelt (Abbildung 5.20).

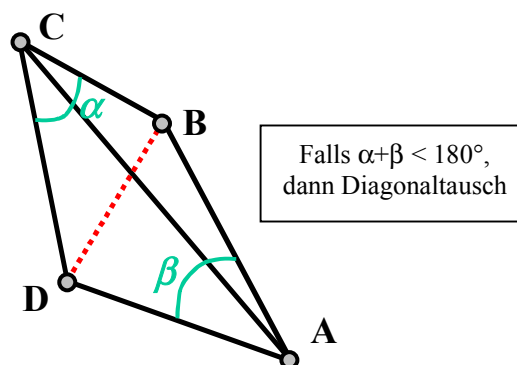


Abbildung 5.20: Das maximale Winkelkriterium

Maximales Winkelkriterium bedeutet hier, falls die Winkelsumme der beiden Innenwinkel $\alpha+\beta$ im Viereck in Diagonalrichtung weniger als 180° beträgt, müssen die Diagonalen im Viereck getauscht werden. Dadurch bleiben beide Dreiecke nach wie vor benachbart, man erhält jedoch Dreiecke nach den vorab genannten Kriterien. Dieser Vorgang wird iterativ so lange wiederholt, bis keine Diagonalen mehr getauscht werden müssen. Im Ergebnis erhält man die in Abbildung 5.19 dargestellten Delaunay-Dreiecke mit zugehöriger konvexer Hülle.

Wie bereits erwähnt erfüllt der in diesem Kapitel beschriebene Radial-Sweep Algorithmus die Anforderungen an eine Delaunay-Triangulation ohne Einschränkungen. Die Berechnungsdauer und Kapazität ist jedoch stark abhängig von der verwendeten Computerhardware und dem Programmcompiler, wobei leistungsfähige Systeme und hardwarenahe Programmierung die Laufzeit natürlich erheblich verkürzen. Abbildung 5.21 zeigt das Laufzeitverhalten der unter Borland C++ Builder Version 3.0 implementierten Delaunay-Triangulation auf einem zeitgemäßen Personal Computer mit Pentium IV/2.2 GHz Prozessor und Betriebssystem Windows NT Version 4.0. Für diese Testläufe wurden verschiedene Datensätze zufällig verteilter Punktmengen trianguliert, die sich hauptsächlich in der Anzahl an Punkten pro Berechnungsgebiet unterscheiden. Abbildung 5.21 zeigt das Anwachsen der Programmlaufzeit in Abhängigkeit von der zu verarbeitenden Punktmenge wobei zu beachten ist, dass diese Methode überwiegend für Aufgaben unter 1000 Punkte eingesetzt wird.

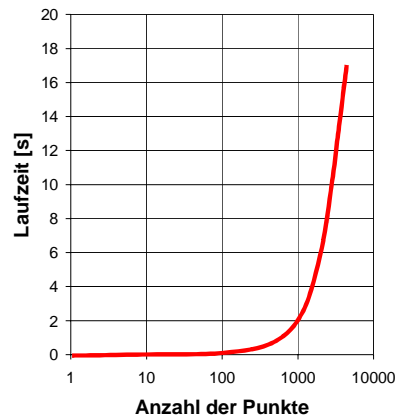


Abbildung 5.21: Programmlaufzeit für PC mit Pentium IV 2.2 GHz CPU

Eine detailliertere Laufzeituntersuchung hat außerdem gezeigt, dass die nicht adaptive Optimierung der Dreiecksformen im Hinblick auf die Delaunay-Kriterien nach dem Verfahren des maximalen Winkelkriteriums die meiste Rechenzeit in Anspruch nimmt. Unter Umständen kann bei größeren Punktmengen dieser Zeitanteil sogar mehr als 99% der Gesamtlaufzeit betragen. Dieser Aspekt ist aber für die Problemstellung in dieser Arbeit nicht relevant.

5.6 Die Höhenfunktion

Die Verwendung von koordinierten Kontrollflächen bieten u.a. auch eine Möglichkeit zur Kontrolle oder Überwachung der Entfernungsmessung aller Lasermessungen, welche innerhalb der Kontrollfläche auftreten. Durch Nutzung dieser Referenzinformation kann zusätzlich zur Kontrollfunktion prinzipiell das gesamte Verhalten der Entfernungsmesseinheit und auch des gesamten Multi-Sensorsystems redundant und getrennt für jede verwendete Kontrollfläche untersucht und beurteilt werden. Angenommen die Flugtrajektorie wäre fehlerfrei und die Kalibrierung von ScaLARS exakt bekannt, so kann die Differenz zwischen der gemessenen Entfernung (Ist) und der berechneten Entfernung (Soll) als Funktion der bekannten Koordinaten des Perspektivzentrums und den Referenzkoordinaten des Auftreffpunkts innerhalb der Kontrollfläche berechnet werden. Solche idealen Bedingungen liegen zwar bei Verwendung von Realdaten nicht ganz vor, jedoch ist dieser Ansatz eine äußerst zuverlässige und robuste Methode zur Überwachung der Entfernungsmessung. Aufgrund der nadirnahen Aufnahmegeometrie und der nahezu horizontalen und glatten topographischen Eigenschaften ausgewählter Kontrollflächen spielt bei der Berechnung der Soll-Entfernung die Höhenkomponente die entscheidende Rolle. Kleine Unsicherheiten in den horizontalen Koordinaten des Auftreffpunkts einer Lasermessung wirken sich daher auf die Berechnung der Entfernung im Vergleich zur Messgenauigkeit nur geringfügig aus.

Im Ergebnis stehen aus einer terrestrischen Einmessung etwa mit Hilfe von differentiellen Trägerphasen GPS dreidimensionale Koordinaten im selben geodätischen Datum wie die georeferenzierten Laserdaten zur Verfügung. Dabei wird vorausgesetzt, dass sie möglichst exakt die Kontrollfläche repräsentieren und aufgrund einer kontrollierten Aufnahme bzw. Auswertung bereits frei von (groben und systematischen) Fehlern sind. Dies sind in der Regel alle diejenigen Punkte, welche die Form und Größe einer Kontrollfläche beschreiben. Abbildung 5.22 und Abbildung 5.23 zeigen schematisch einen Messstrahl, der eine Kontrollfläche mit einem Entfernungswert ρ trifft. Aus der terrestrischen Einmessung der Kontrollfläche liegen dreidimensionale Koordinaten von insgesamt sechs Punkten vor. Des Weiteren ist die Kontrollfläche bereits in die vier Delaunay-Dreiecke zerlegt und die radialen Abstände r_8 , r_{10} und r_{11} der Trefferposition bezüglich der Dreieckspunkte 8, 10 und 11 berechnet und eingezeichnet.

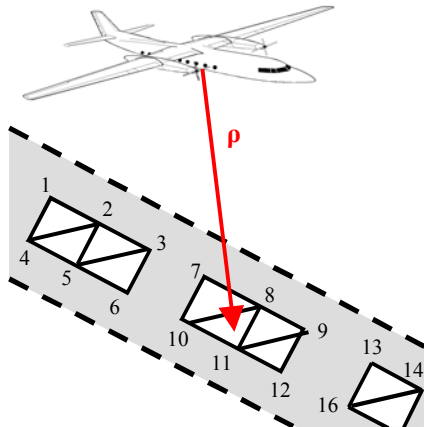


Abbildung 5.22: Kontrolle der Entfernungsmessung mit Hilfe von koordinierten Kontrollflächen

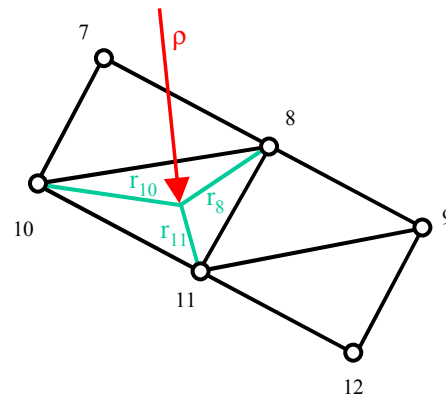


Abbildung 5.23: Auftreffpunkt der Lasermessung, Delaunay-Dreiecke und Abstandskomponenten r_8 , r_{10} , r_{11}

Durch die Zerlegung der Kontrollfläche in partielle Dreiecke ist die Oberfläche einer Kontrollfläche an jeder beliebigen Stelle exakt definiert. Die Höhe H_{KF} kann dadurch an jeder beliebigen Stelle Φ_L, Λ_L mit Hilfe eines geeigneten Interpolationsverfahrens aus dem aktuell getroffenen Delaunay-Dreiecks berechnet werden. Für den Ansatz in dieser Arbeit wurde eine nachbarschaftstreue Einpassung auf der Grundlage einer bilinearen Interpolation ausgewählt. Dabei kann die gesuchte Höhe H_{KF} an einer bestimmten Position als gewichteter Mittelwert bezüglich der Dreieckspunkte mit Gleichung (5.2) berechnet werden. Je kleiner der Abstand r_i einer Position zu einem Stützpunkt ist, desto stärker wird dessen bekannte Höhe H_i bei der Berechnung gewichtet und umgekehrt. Für die Berechnung der Soll-Entfernung werden anschließend die bekannten Koordinaten des Perspektivzentrums, die horizontalen Koordinaten des Auftreffpunkts und deren Referenzhöhe H_{KF} nach Gleichung (5.2) verwendet.

$$H(\Phi_L, \Lambda_L)_{KF} = \frac{1}{\sum_{i=1}^3 r_i} \sum_{i=1}^3 \frac{H_i}{r_i} \quad (5.2)$$

Für eine Anordnung der Kontrollflächen entlang der Nadirlinie spricht außerdem, dass eine noch enthaltene Unsicherheit in der Kalibrierung wie etwa in $\delta\omega$ sich hier am wenigsten auf die Berechnung der Höhe bzw. der Soll-Entfernung auswirkt.

5.7 Genauigkeitslimitierende Faktoren

In diesem Kapitel werden physikalische Einflussgrößen näher untersucht, die je nach Konfiguration des Messsystems einen mehr oder weniger großen Einfluss auf die Systemgenauigkeit haben. Es werden Effekte gezeigt, die zum einen bei der momentanen Systemleistung vernachlässigt werden können und zum anderen Einschränkungen in der Systemgenauigkeit zur Folge haben, falls sie vernachlässigt werden. Das Hauptaugenmerk liegt in diesem Kapitel überwiegend beim Aufzeigen dieser Grenzen.

5.7.1 Atmosphärische Refraktion

Die Erde ist von einer Lufthülle umgeben, die an ihrem oberen Ende nicht exakt begrenzt sondern diffus in den Weltraum übergeht. Die Wettervorgänge spielen sich nur in der untersten ca. 10 km hohen Schicht ab, die Teil der Troposphäre ist und die wiederum bis zu einer Höhe von ca. 40 km reicht [Seeber 1989]. Innerhalb der untersten 10 km ist der gesamte Wasserdampfgehalt der Atmosphäre enthalten und es gilt hier unter Voraussetzung einer Normalatmosphäre¹⁴ die allgemeine Temperatur- und Druckabnahme mit der Höhe. Der Temperatur liegt innerhalb dieser Schicht eine lineare Verteilung zugrunde, die beginnend bei +15°C auf 0 m über Normal Null (NN) und 1013.25 hPa pro 100 m Höhendifferenz um 0.65°C abnimmt. Als Näherungswerte für die Druckabnahme gelten innerhalb der untersten 1000 m etwa 1 hPa je 8 Höhenmeter. Die Druckänderung aufgrund einer Höhenänderung dh oder umgekehrt lässt sich mit der barometrischen Höhenformel (5.3) nach [Jordan et al. 1956] für die Normalatmosphäre bestimmen.

$$dh = 18400 \cdot \log\left(\frac{p_1}{p_2}\right) \quad (5.3)$$

In der Praxis variiert jedoch die Temperatur- und Druckverteilung oft vom Modell der Normalatmosphäre, wie etwa im Fall von Föhn- oder Inversionswetterlagen.

Im Bereich des elektromagnetischen Spektrums stellt die Troposphäre für den Bereich des sichtbaren Lichts (0.38 μm bis 0.78 μm) und des nahen Infrarots (0.77 μm bis 1.40 μm) ein dispersives Medium dar, das einen frequenzabhängigen Refraktionseffekt verursacht. Dadurch beeinflusst die Atmosphäre in nicht unerheblichem Maße die Genauigkeit einer mit Infrarot (IR) gemessenen Distanz. Aufgrund der atmosphärischen Refraktion verläuft der Messstrahl nicht geradlinig, sondern durchdringt das Ausbreitungsmedium Luft gekrümmt.

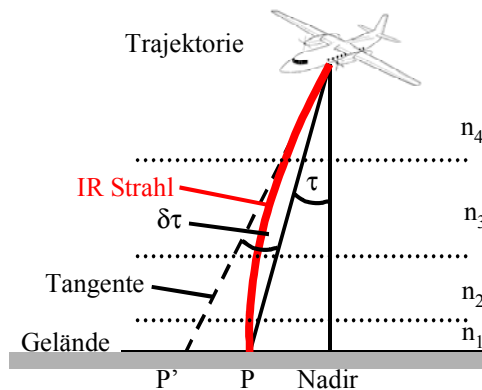


Abbildung 5.24: Atmosphärische Refraktion bei einer IR Senkrechtaufnahme

Abbildung 5.24 zeigt einen ausgesendeten IR Messstrahl, der beim Durchdringen der verschiedenen Luftschichten unterschiedlicher Dichte (Brechungsindizes $n_1..n_4$) in zweierlei Hinsicht beeinflusst wird:

- Die atmosphärische Refraktion beeinflusst die Ausbreitungsgeschwindigkeit von IR Strahlung. Die tatsächliche Ausbreitungsgeschwindigkeit c wird dadurch kleiner im Vergleich zur Lichtgeschwindigkeit im Vakuum c_0 . Dieser Effekt verursacht bei Laufzeit- und Phasenmessverfahren einen Entfernungsfehler.
- Durch die atmosphärische Refraktion verkleinert ein ausgesendeter IR Messstrahl allmählich seinen Winkel gegenüber dem Lot auf den Luftschichten. Durch diesen gekrümmten Verlauf kommt es zu horizontalen Positionsfehlern bzw. einem scheinbaren Auftreffpunkt P' und einem tatsächlichen Auftreffpunkt P des Messstrahls.

¹⁴ Die Normalatmosphäre bezieht sich auf $t=0^\circ\text{C}$, $p=1013.25$ hPa, 0.03% CO_2 -Gehalt und trockene Luft.

Bedingt durch diese Krümmung erfährt der ursprünglich als Gerade ausgesendete Messstrahl sowohl eine Distanzverfälschung als auch einen horizontalen Positionsversatz. Für beide Effekte gilt gleichermaßen, je größer der Öffnungswinkel des Laserscanners bzw. je flacher die Luftschichten vom Messstrahl durchdrungen werden, desto größer ist der refraktive Einfluss und desto schwieriger sind die Effekte zu modellieren. Der Öffnungswinkel τ wird bei ScaLARS quer zur Flugrichtung angegeben und entspricht dem doppelten Taumelwinkel γ_M ($\tau=2 \cdot \gamma_M$) sowie das Gesichtsfeld FOV dem doppelten Öffnungswinkel ($\text{FOV}=2 \cdot \tau$).

Da die meteorologischen Parameter zur Modellierung der aktuellen Atmosphäre entlang des IR Strahls im allgemeinen nicht gemessen werden können behilft man sich mit Näherungswerten, welche aus Standardatmosphären berechnet werden. Diese Näherungswerte können zwar nicht vollständig und umfassend das Geschehen in den verschiedenen Luftschichten beschreiben, jedoch kann durch die Verwendung dieser Näherungswerte in den meisten Fällen ein Großteil des atmosphärischen Einflusses kompensiert werden. Grundlage für die Herleitungen dieser Korrekturterme ist das Brechungsgesetz nach Snellius [Lindner 1992].

$$\frac{\sin \alpha_i}{\sin \alpha_{i+1}} = \frac{n_{i+1}}{n_i} \quad (5.4)$$

Beim Übergang eines IR Strahls von einem Medium (Brechungsindex n_i) ins benachbarte Medium (Brechungsindex n_{i+1}) ist der Quotient aus dem Sinus des Einfallswinkels α_i und dem Sinus des Brechungswinkels α_{i+1} konstant. Dabei liegen der einfallende und der gebrochene Strahl sowie das Einfallslot in einer Ebene. Des weiteren wird ein IR Strahl beim Übergang von einem optisch dünneren in ein optisch dichteres Medium zum Lot hin gebrochen.

5.7.1.1 Einfluss auf die Entfernungsmessung

Wie bereits erwähnt ist der Verlauf eines vom Laserscanner zur Geländeoberfläche ausgesendeten IR Messstrahls durch die atmosphärische Refraktion nicht geradlinig sondern gekrümmt. Beim Durchdringen der verschiedenen Luftschichten unterschiedlicher Dichte wird der Strahl mit steigender Dichte immer weiter zum Lot hin gebrochen. Dies führt zu einer Verlängerung des Weges, den der Messstrahl bis zum Geländepunkt hin zurücklegen muss. Im allgemeinen wird der Einfluss der Atmosphäre auf die Entfernungsmessung durch eine Reduktion der Ausbreitungsgeschwindigkeit von Licht im Vakuum c_0 mit Hilfe eines Brechungsindex n korrigiert. Beim Phasenvergleichsverfahren ergibt sich die einfache Entfernung ρ aus der Trägerfrequenz f , einer ganzen Zahl N an vollständigen Wellendurchgängen und dem gemessenen Wellenreststück ψ nach Gleichung (5.5):

$$\rho = N \cdot \frac{c_0}{2 \cdot n \cdot f} + \psi \quad (5.5)$$

Die Brechzahl n ist bei IR abhängig von der verwendeten Trägerwellenlänge λ_T und den meteorologischen Daten wie Temperatur t , Luftdruck p und Dampfdruck¹⁵ e entlang des Strahlenverlaufs durch die Atmosphäre. Für IR Strahlung kann der Brechungsindex bzw. die Dispersion nach [Joeckel, Stober 1999] mit Hilfe einer Reihenentwicklung dargestellt werden. Hierzu gibt es verschiedene Ansätze aus dem Bereich der elektronischen Entfernungsmessung, etwa nach Barrell und Sears (1939) oder Edlén (1966). Für die Untersuchungen in dieser Arbeit wird für die Normalatmosphäre mit Gleichung (5.6) der Gruppenbrechungsindex N_{Gr} aus λ_T nach Edlén berechnet, da hier mit verbesserten Konstanten der Gültigkeitsbereich $0.18 \mu\text{m} < \lambda_T < 2.10 \mu\text{m}$ auch den Bereich des nahen IR beinhaltet.

$$N_{Gr} = (n_{Gr} - 1) \cdot 10^6 = 287.583 + 3 \cdot \frac{1.6134 \mu\text{m}^2}{\lambda_T^2} + 5 \cdot \frac{0.0144 \mu\text{m}^4}{\lambda_T^4} \quad (5.6)$$

Durch Einsetzen der ScaLARS IR Trägerwellenlänge in Gleichung (5.6) ergibt sich für $\lambda_T=810 \text{ nm}$ bzw. $0.81 \mu\text{m}$ ein dimensionsloser Gruppenbrechungsindex von $N_{Gr}=295$, der einem Korrekturfaktor von 295 ppm (parts per million) entspricht. Eine mit $\lambda_T=810 \text{ nm}$ gemessene Distanz zwischen zwei festen Punkten würde bei Normalatmosphäre um 295 ppm länger gemessen werden als unter Vakuumbedingungen.

Bei der Georeferenzierung von ScaLARS Laserdaten beschränkt man sich bei der atmosphärischen Entfernungskorrektur in der Regel auf eine empirische Korrektur aller gemessenen Entfernungen durch einen einzigen Korrekturfaktor von 295 ppm nach Gleichung (5.6). Erfahrungen aus mehreren Fernerkundungsmissionen im In- und Ausland haben gezeigt, dass unter näherungsweise homogenen atmosphärischen Bedingungen (etwa Flachland bis Mittelgebirge) sich

¹⁵ Der Dampfdruck wird in der Literatur auch oft als Partialdruck des Wasserdampfes bezeichnet.

die Berücksichtigung von 295 ppm als Entfernungskorrektur für alle Flugszenen als völlig ausreichend erwiesen haben. Außerdem wird ein noch verbleibender Resteffekt indirekt bei der Einpassung der Geländepunkte in übergeordnete Referenzsysteme z.B. mit Hilfe von koordinierten Kontrollflächen berücksichtigt. Im Gegensatz hierzu haben die Gletscherbefliegungen von [Favey 2001] im europäischen Hochgebirge bei Flughöhen von 3000 m bis 4000 m gezeigt, dass die atmosphärische Refraktion lokal sehr unterschiedlich sein kann und die ausschließliche Verwendung von Gleichung (5.6) zu Widersprüchen zwischen Entfernungsmessung und vorhandenen Vergleichsflächen führen kann. In solchen Fällen bieten sich zwei unterschiedliche Lösungsmöglichkeiten an. Die Verwendung eines erweiterten Refraktionsmodells auf der Grundlage von registrierten meteorologischen Daten der verschiedenen Flugszenen zur Korrektur der Entfernungen (siehe unten) oder die (Rest-)Korrektur wird auf der Grundlage einer lokalen Einpassung durchgeführt.

Wurden während einer Befliegung die aktuellen atmosphärischen Parameter repräsentativ erfasst, so lassen sich die mit ScaLARS gemessenen Entfernungen auf der Grundlage dieser Informationen bezüglich der Bezugs- und Normalatmosphäre korrigieren. Zur Reduktion von der Normalatmosphäre auf die aktuellen Wetterdaten während Befliegung wird die entsprechende Brechzahl nach Kohlrausch mit Gleichung (5.7) ermittelt.

$$N_{IR} = (n_{IR} - 1) \cdot 10^6 = 98.7 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{n_{Gr} - 1}{1 + \alpha \cdot t} \cdot p - \underbrace{\frac{4.1 \cdot 10^{-8}}{1 + \alpha \cdot t}}_{\text{Dampfdruckglied}} \cdot e \quad (5.7)$$

Die Eingangsgrößen zur Reduktion der Normalatmosphäre sind dabei der Gruppenbrechungsindex für IR nach Gleichung (5.6), der Ausdehnungskoeffizient für Luft $\alpha = 0.003661 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ sowie die Wetterdaten Temperatur t in $^\circ\text{C}$, Luftdruck p in hPa und Dampfdruck e in hPa. Der Einfluss des Dampfdrucks ist für IR Strahlung relativ klein und wird daher in der Praxis meist vernachlässigt. Unter Verwendung von Gleichung (5.7) wird der Brechungsindex N_0 unter Einsatz von Wetterdaten aus der Eichmessung t_0 und p_0 und der Brechungsindex N_{Akt} aus den Wetterdaten der Flugszenen bestimmt.

Zur Ableitung der aktuellen atmosphärischen Streckenkorrektur $\Delta\rho_{IR}$ wird nach Gleichung (5.8) die Differenz aus den beiden Brechungsindizes N_0 und N_{Akt} bestimmt und mit der gemessenen Entfernung ρ multipliziert. Die Differenz aus den Brechungsindizes entspricht dem Korrekturfaktor und hat die Einheit ppm (parts per million). Anschließend wird die Streckenkorrektur an den gemessenen Entfernungen mit positivem Vorzeichen angebracht.

$$\Delta\rho_{IR} = \rho(N_0 - N_{Akt}) \cdot 10^{-6} \quad (5.8)$$

$$R = \rho + \Delta\rho_{IR} \quad (5.9)$$

Das generelle Problem bei der Korrektur der Entfernungsmessung mit Hilfe der aktuellen atmosphärischen Umgebungsbedingungen ist die repräsentative Erhebung der Wetterdaten, im Idealfall entlang des Strahlenverlaufs durch die Atmosphäre. In Abhängigkeit von der Sensitivität der Entfernungsmessung gegenüber atmosphärischer Variationen und der geforderten Streckenmessgenauigkeit ist daher ein mehr oder weniger großer Mess- und Instrumentenaufwand erforderlich. Durch das Verfahren lässt sich der Einfluss der Atmosphäre unter Voraussetzung repräsentativer Wetterdaten grundsätzlich genauer berücksichtigen als mit nur einem empirischen Korrekturfaktor nach Gleichung (5.6).

Es stellt sich an dieser Stelle noch die Frage nach der erforderlichen Genauigkeit der meteorologischen Daten, denn der Einfluss fehlerhafter Wetterdaten führt zwangsläufig zu einer mehr oder weniger fehlerhaften Korrektur der Entfernungsmessung. Um den Einfluss fehlerhafter meteorologischer Daten auf den Brechungsindex abschätzen zu können muss ausgehend von Gleichung (5.7) unter Vernachlässigung des Dampfdruckglieds das totale Differential nach Gleichung (5.10) gebildet werden.

$$\begin{aligned} dn_{IR} &= \frac{\partial n_{IR}}{\partial p} \cdot dp + \frac{\partial n_{IR}}{\partial t} \cdot dt \\ &= k_1 \cdot dp + k_2 \cdot dt \end{aligned} \quad (5.10)$$

$$k_1 = \frac{\partial n_{IR}}{\partial p} = 98.7 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{n_{Gr} - 1}{1 + \alpha \cdot t} \quad (5.11)$$

$$k_2 = \frac{\partial n_{IR}}{\partial t} = -98.7 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{n_{Gr} - 1}{(1 + \alpha \cdot t)^2} \cdot \alpha \cdot p \quad (5.12)$$

Aus den Gleichungen (5.11) und (5.12) ist ersichtlich, dass die Ableitung nach dem Luftdruck nur noch von der Temperatur und die Ableitung nach der Temperatur nach wie vor noch von Temperatur und Luftdruck abhängig ist. Eingesetzt in Gleichung (5.8) ergibt sich die Streckenänderung aufgrund ungenauer oder fehlerhafter Wetterdaten mit:

$$d\rho_{IR} = -\underbrace{(k_1 \cdot dp + k_2 \cdot dt)}_{\approx \text{Entfernungsmaßstab}} \cdot 10^{-6} \cdot \rho \quad (5.13)$$

Setzt man in die Gleichungen (5.11) und (5.12) die meteorologischen Daten der Normalatmosphäre ein, so ergeben sich für $\lambda_I=810$ nm die Koeffizienten $k_1=0.29$ und $k_2=-1.08$. Für mittlere atmosphärische Daten von 17°C und 1000 hPa ergeben sich die Koeffizienten mit $k_1=0.27$ und $k_2=-0.95$. Aus beiden Atmosphärenvarianten geht hervor, dass der Einfluss einer fehlerhaften Temperatur sich bei der Entfernungsmessung mit IR etwa um den Faktor 3 stärker auswirkt als ein fehlerhafter Luftdruck. Demnach muss die Temperaturmessung mit einem höheren Aufwand durchgeführt werden. Die Auswirkungen fehlerhafter Wetterdaten sind in Abbildung 5.25 bezüglich der Normalatmosphäre, getrennt nach Temperatur- und Luftdruckeinfluss im Bereich von $\Delta t=\pm 20^\circ\text{C}$ und $\Delta p=\pm 20$ hPa gezeichnet. Die beiden Geraden zeigen ein konträres Fehlverhalten, d.h. unter günstigen Konditionen heben sich die beiden Einflüsse gegenseitig auf und unter ungünstigen Konditionen addieren sich die beiden Effekte. Für diesen Worst Case würde sich in der Summe unter Verwendung der maximalen Einflüsse aus Abbildung 5.25 ein Streckenfehler von knapp 30 ppm ergeben. Stellt man dem gegenüber, dass ScaLARS momentan für Flughöhen um 700 m konzipiert ist und eine Entfernungsgenauigkeit von etwa 0.10 m angestrebt wird, so bedeutet dieser Fehler von 30 ppm bedingt durch ungenaue Wetterdaten keine drastische Qualitätsverschlechterung in der Entfernungsmessung. Im Gegenzug könnte dafür bei der weiteren Prozessierung der Laserdaten mit Entfernungen gearbeitet werden, die vom Einfluss der atmosphärischen Refraktion besser bereinigt und dadurch konsistenter sind.

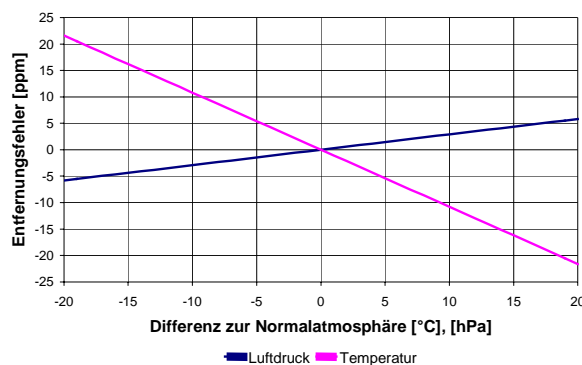


Abbildung 5.25: Einfluss fehlerhafter meteorologischer Daten auf die Entfernungsmessung mit IR

Wie in diesem Kapitel gezeigt, sind bei der elektronischen Entfernungsmessung mit ScaLARS noch nicht alle Möglichkeiten der Qualitätssteigerung voll ausgeschöpft. Es gibt hier noch Entwicklungsbedarf, insbesondere bei der repräsentativen Erfassung der aktuellen meteorologischen Daten. Da bei den bisherigen Flugmissionen keine für diese Zwecke verwendbaren Wetterdaten aufgezeichnet wurden können an dieser Stelle keine Angaben über praktische Erfahrungen gemacht werden.

5.7.1.2 Horizontale Refraktionskorrektur

Infolge der zunehmenden Dichte der einzelnen Luftschichten vom Perspektivzentrum in Richtung Geländeoberfläche erfolgt eine Brechung des IR Strahls zum Lot hin, so dass sich anstelle des ursprünglich geradlinigen Verlaufs eine gekrümmte Bahnkurve ergibt. Im Fall einer genäherten Senkrechtaufnahme verursacht der gekrümmte Strahl in Bezug auf den Nadirpunkt einen radialsymmetrischen Fehler, der mit größer werdendem Abstand zum Nadirpunkt zunimmt (Abbildung 5.24). Die horizontale Refraktionskorrektur ist eine Funktion der Flughöhe sowie des Öffnungswinkels und ist von den atmosphärischen Bedingungen entlang des gesamten Messstrahls abhängig.

Ausgehend von dem Brechungsgesetz nach Snellius (5.4) kann beim Durchgang eines IR Strahls durch Schichten unterschiedlicher Dichte die Änderungen des Brechungswinkels aus kleinen Dichteänderungen berechnet werden. Setzt man voraus, dass die zwischen Laserscanner und Geländeoberfläche befindlichen Luftmassen schichtweise angeordnet sind, so liefert jede Schicht ihren Anteil zur horizontalen Refraktionskorrektur. Nach [Kraus 1990] kann der horizontale Einfluss der Refraktion unter Voraussetzung einer Standardatmosphäre und genäherter Senkrechtaufnahme mit nachfolgendem Ansatz beschrieben werden.

$$\delta\tau = \frac{dn}{n} \cdot \tan \tau = k \cdot \tan \tau \tag{5.14}$$

Im Hinblick auf die Georeferenzierung zeigt Abbildung 5.24, dass der gekrümmte IR Strahl durch dessen Tangente im Perspektivzentrum ersetzt werden kann. Der zwischen der Tangente und der Geraden vom Perspektivzentrum zum tatsächlichen Auftreffpunkt P des Laserstrahls auftretende kleine Winkel $\delta\tau$ kann als Funktion der Tangente von τ und der Dichteänderung dn dargestellt werden. Mit Hilfe von Gleichung (5.14) kann auf der Grundlage des Öffnungswinkels τ und eines Dichteänderungskoeffizienten k die refraktive Änderung des Öffnungswinkels $\delta\tau$ berechnet werden. Der Einfluss der Refraktion führt bei flugzeuggetragenen Laserscannern immer zu einer Verkleinerung des Gesichtsfeldes. Der Dichteänderungskoeffizient k variiert in der Regel mit den meteorologischen Daten und kann für eine parallel geschichtete Standard- bzw. Normalatmosphäre nach [Kraus 1990] mit Hilfe von Gleichung (5.15) abgeschätzt werden.

$$k = 0.00241 \cdot \left(\frac{Z_{Trj}}{Z_{Trj}^2 - 6Z_{Trj} + 250} - \frac{Z_{Gel}^2}{Z_{Trj} \cdot (Z_{Gel}^2 - 6Z_{Gel} + 250)} \right) \tag{5.15}$$

Der Dichteänderungskoeffizient k ist unter Voraussetzung einer Normalatmosphäre nur von der Flughöhe Z_{Trj} und der Geländehöhe Z_{Gel} , bezogen auf das NN Meeresniveau abhängig.

Abbildung 5.26 und Abbildung 5.27 verdeutlichen den Einfluss der Refraktion für ScaLARS. Die Abbildungen enthalten den normalen Arbeitsbereich für Standardanwendungen, zeigen aber zusätzlich noch für künftige Weiterentwicklungen den Bereich darüber hinaus. Im Normalfall wird eine ScaLARS Fernerkundungsmission mit einer mittleren Flughöhe von 600 m bis 700 m geplant, wobei aufgrund von großen topographischen Höhenvariationen im Extremfall auch Flughöhen bis zu 1000 m genutzt werden müssen. Die Grafiken enthalten die Refraktionskorrekturen für die beiden möglichen Öffnungswinkel von $\tau=14^\circ$ und 20° sowie alternativ einen hypothetischen Öffnungswinkel von $\tau=40^\circ$.

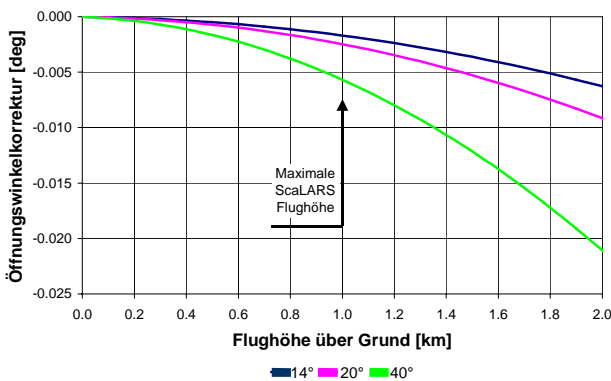


Abbildung 5.26: Refraktionskorrektur des Öffnungswinkels τ in Abhängigkeit von der Flughöhe

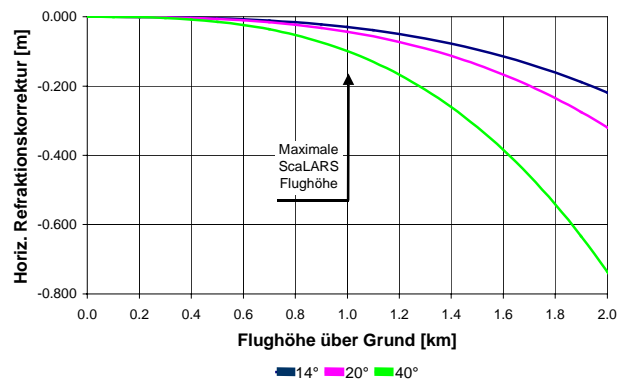


Abbildung 5.27: Horizontale Refraktionskorrektur eines Geländepunkts in Abhängigkeit von der Flughöhe

Beide Grafiken zeigen, dass die atmosphärische Refraktion für die untersuchten Öffnungswinkel ($\tau=2 \cdot \gamma_M$) einen nicht-linearen Verlauf aufweist. Für den Arbeitsbereich bis 1000 m Flughöhe ergibt sich, dass aufgrund der Refraktion sich die nominalen Öffnungswinkel von 14° , 20° und 40° um -0.0017° , -0.0025° und -0.0057° verkleinern. Dies entspricht bezogen auf den Nadirpunkt einer horizontalen radialen Lagekorrektur von -0.029 m, -0.043 m und -0.099 m. Im hypothetischen Arbeitsbereich bis 1500m Flughöhe werden für die horizontale Lagekorrektur Größenordnungen von -0.095 m, -0.138 m und -0.318 m erreicht und für den Bereich bis 2000 m nimmt der Effekt bereits Größenordnungen von -0.219 m, -0.319 m und -0.736 m an.

Aufgrund dieser Ausführungen kann abschließend festgestellt werden, dass für die Georeferenzierung von ScaLARS Laserdaten bei Flughöhen bis 1000 m über Grund und den relativ kleinen Öffnungswinkeln von $\tau=14^\circ$ und 20° eine horizontale Positionskorrektur von Geländepunkten aufgrund der atmosphärischen Refraktion nicht zwingend erforderlich ist. Die Korrekturen liegen im Zentimeterbereich und deshalb weit unterhalb der horizontalen Systemauflösung.

Anders sieht es wiederum bei (künftigen) Laserscannern aus, die aufgrund einer höheren Strahlungsenergie mit besserer Fokussierung, höherer Auflösung und Messfrequenz sowie größeren Öffnungswinkeln für Flughöhen von 1500 m und mehr ausgelegt sind. Bei diesen Systemen kommt der Einfluss der atmosphärischen Refraktion schnell in den Bereich der Systemauflösung und sollte bei der Georeferenzierung und Systemkalibrierung unbedingt berücksichtigt werden.

5.7.2 Fehler in der Entfernungsmessung

Das verwendete Verfahren zur Entfernungsmessung basiert bei ScaLARS auf der Continuous-Wave (CW) Technologie, wie sie momentan im Bereich der geodätischen Tachymetersysteme der höchsten Genauigkeitsklasse Stand der Technik ist. Dabei werden der Amplitude der kontinuierlich ausgestrahlten IR Trägerwelle von $\lambda_1=810$ nm zwei sinusförmige Signale der Wellenlänge $\lambda_1\approx 150$ m (1 MHz) und $\lambda_2\approx 15$ m (10 MHz) aufmoduliert, die dem Maßstab der Entfernungsmessung mit einer Auflösung von etwa einem Hundertstel von $\lambda_{1,2}$ entsprechen. Das auf der Geländeoberfläche reflektierte Signal weist gegenüber der ausgesandten Welle eine Phasenverschiebung ψ auf, die in Verbindung mit der Anzahl an vollständig durchlaufenen Zyklen N der Modulationswellenlänge die Entfernung ρ nach Gleichung (5.5) ergibt. Als Messgröße geht aus der Entfernungsmessung nur die Phasenverschiebung hervor, während die Anzahl an vollständig durchlaufenen Zyklen zunächst nicht bekannt ist. Die Anfangsmehrdeutigkeit N_1 für den 1 MHz Ton kann jedoch aus der Flughöhe über Grund berechnet werden, die hierzu mit einer Genauigkeit von besser als ± 75 m bekannt sein muss. Die Mehrdeutigkeit N_2 des 10 MHz Tons wird, wie beim Phasenvergleichsverfahren üblich aus der Phasendifferenz ψ_1 des 1 MHz Tones berechnet.

Im Hinblick auf das in dieser Arbeit angesetzte Modell zur Kalibrierung von ScaLARS ist es von größter Wichtigkeit, dass die Eingangsdaten der Parameterschätzung frei von groben Fehlern sind. Dabei können nachfolgende zwei Fehlerarten unterschiedlicher Herkunft in der Entfernungsmessung sowohl getrennt als auch in Kombination auftreten:

- Entfernungfehler aufgrund einer fehlerhaften Bestimmung der Mehrdeutigkeit N_2 des 10 MHz Tons, sogenannte 15 m Eindeutigkeitsfehler oder 15 m Sprünge.
- Grobe Messfehler im Bereich von ± 7.5 m bis hin zum Submeterbereich (z.B. Fehlmessungen).

Eindeutigkeitsfehler sind typische Fehler bei CW Messsystemen und abhängig von der verwendeten Wellenlänge. Sie treten bei Pulssystemen in dieser Art nicht auf. Durch Sättigung der Atmosphäre mit Wasserdampf wie etwa Bodennebel aber auch durch erhöhte Bodenfeuchtigkeit können sich die Reflektionseigenschaften einer Geländeoberfläche drastisch verschlechtern. Dabei besteht die Gefahr, dass aufgrund des damit verbundenen erhöhten Messrauschens die Mehrdeutigkeit N_2 für eine oder mehrere Lasermessungen falsch berechnet wird. Zufällige Messfehler sind auf Unregelmäßigkeiten und Schwankungen innerhalb des Messaufbaues oder der Umgebung zurückzuführen. Diese treten bei jedem Messsystem auf und zeigen bei Mehrfachmessungen unter gleichen Bedingungen zumeist eine Normalverteilung der Ergebnisse um deren Mittelwert. Ziel der Datenanalyse ist, fehlerbehaftete Messungen sicher zu identifizieren und diese anhand vorgegebener Routinen bei der weiteren Auswertung entsprechend zu berücksichtigen etwa durch Elimination oder Korrektur des Messwerts. Durch die Verwendung von ebenen Kontrollflächen, von denen ggf. Referenzkoordinaten existieren und die in einem Vor- und Rückblick erfasst wurden, ergeben sich ausreichend redundante geometrische Informationen zur Fehlersuche. Übersteigt die Differenz $\Delta\rho$ aus gemessener und berechneter Entfernung einen fest vorgegebenen Grenzwert $\Delta\rho_{GRZW}$, so liegt an dieser Stelle ein grober Fehler vor.

$$\|\Delta\rho\| > \Delta\rho_{GRZW} \quad (5.16)$$

mit

$$3 \cdot \sigma_\rho < \Delta\rho_{GRZW} < \frac{\lambda_2}{2} \quad (5.17)$$

Als fehlerbehaftete Messung gilt diejenige, deren Differenz größer ist als das dreifache des Messrauschens σ_ρ der Entfernungsmessung. Je kleiner der Schwellwert $\Delta\rho_{GRZW}$ vorgegeben wird, desto eher werden sowohl tatsächliche Unebenheiten in der Reflektionsoberfläche als auch zufällige Fehler verworfen - und umgekehrt. Die Kalibrierungen mit Realdaten aus Kapitel 7 haben hierzu ergeben, dass das Messrauschen bezüglich der verwendeten Kontrollflächen einen Wert von etwa $\sigma_\rho=0.25$ m in keinem Fall übersteigt. Wegen der besseren Lösungskonvergenz bei der Kalibrierung sollte jedoch ein Grenzwert von $\sigma_\rho=0.50$ m mit gleichzeitiger Überwachung der Differenzbildung verwendet werden. Ist die Differenz größer als die halbe Wellenlänge von λ_2 , so liegt möglicherweise ein Problem bei der Mehrdeutigkeitsberechnung von N_2 vor.

Stehen keine koordinierten Kontrollflächen zur Verfügung, so kann auf Grund der nadirnahen Aufnahmegeometrie statt der Entfernungsdifferenz $\Delta\rho$ auch die Höhendifferenz Δh mit den Grenzwerten aus Gleichung (5.17) zur groben Fehlersuche verwendet werden. Relative Referenzwerte hierzu erhält man unter Voraussetzung einer gleichmäßigen Geländeoberfläche und nur vereinzelter Fehlmessungen durch die Nutzung benachbarter Lasermessungen, Verwendung beider Blickrichtungen oder aus Abweichungen bezüglich einer geschätzten mittleren Kontrollflächenebene. Bei großflächigen groben Fehlern in der Entfernungsmessung besteht hier nach wie vor die Wahrscheinlichkeit, dass diese zunächst unentdeckt bleiben und erst durch die Ausgleichung im Gesamtverband entdeckt werden.

5.7.3 Deformation des Ablenkensystems

Der rotierende Spiegel zur Ablenkung des Laserstrahls in Richtung Geländeoberfläche ist physikalisch betrachtet eine rotierende Masse. Da der Spiegel des Ablenkensystems nicht senkrecht, sondern schräg zur Rotationsachse angeordnet ist treten bei Rotation Kräfte auf, die in Abhängigkeit von der Drehgeschwindigkeit den Winkel γ_M verändern. Die Ursache hierfür sind die nach außen gerichteten Kräfte, die sowohl eine Verbiegung der Antriebswelle als auch ein federndes Nachgeben der Spiegelhalterung bewirken können. Außerdem konnte bei der eingearbeiteten Dämpfungsunterlage (Kunststoff) zur Kompensation von thermischen und mechanischen Kräften zwischen Laserspiegel (Glas) und Spiegelträger (Aluminium) ein schwach elastisches Verhaltensmuster nachgewiesen werden. Insbesondere bei längerem Betrieb zeigt sich hier eine zunächst nichtelastische plastische Deformation, die erst nach ein bis zwei Tagen Ruhezustand wieder den Ausgangszustand erreicht. Untersuchungen zeigten, dass bei höheren Spiegeldrehzahlen der Taumelwinkel und somit auch der Öffnungswinkel kleiner wird. In Kapitel 4.1.2 wurde bereits gezeigt, dass er eine äußerst sensitive Größe darstellt. Daher befasst sich dieses Kapitel mit den Fragestellungen, in welchem Ausmaß der Taumelwinkel γ_M in Abhängigkeit von der Drehzahl ν variiert und wie genau die Drehzahl vorgegeben und während einer Flugszene konstant gehalten werden muss.

Für diese Untersuchung wurde das komplette Laserscannersystem in einem großen Raum mit „Blick“ zur Wand aufgebaut und gegen ein unbeabsichtigtes Verschieben oder Verdrehen gesichert. Statt des nicht augensicheren IR Lasers für Fluganwendungen wurde der sichtbare fokussierbare und augensichere Laserstrahl eines Laserpointers der Wellenlänge $\lambda_l=650$ nm (rot) zur Projektion des ellipsenförmigen Abtastmusters an die Wand verwendet. Der Laserscanner war bezüglich der Wand so ausgerichtet, dass dessen Nadirrichtung in etwa senkrecht auf der Wand stand und einen Abstand von etwa 8 m für den $\gamma_M=10^\circ$ Spiegel und etwa 10 m für den $\gamma_M=7^\circ$ Spiegel zur Wand hatte. An den vier Hauptpunkten des abgebildeten Abtastmusters wurden Zielmarken mit Millimereinteilung befestigt, die bezüglich der Drehzahl von 0 Hz auf die Hauptpunkte zentriert wurden. Dies ermöglicht bei vorgegebener Drehzahl die visuelle Beobachtung der Auswirkung von Deformationen im Ablenkensystem in Form einer Skalierung des abgebildeten Abtastmusters. Dabei wurden in den untersuchten Drehzahlbereichen Deformationen bis maximal 0.07 m erreicht.

Beim 7° Spiegel konnte ein Drehzahlbereich bis 25 Hz und beim 10° Spiegel ein Drehzahlbereich bis 22 Hz untersucht werden. Höhere Spiegeldrehzahlen lässt der aktuelle mechanische Aufbau nicht zu, da im Fall höherer Drehzahlen Resonanzen angeregt werden. In Abbildung 5.28 bis Abbildung 5.31 sind die Ergebnisse der Auswertung graphisch zusammengestellt. Bei den dargestellten Punktsymbolen handelt es sich um Messwerte. Es ist jeweils das Verhalten im gesamten Drehzahlbereich und zusätzlich nur der für Befliegungen relevante Bereich dargestellt.

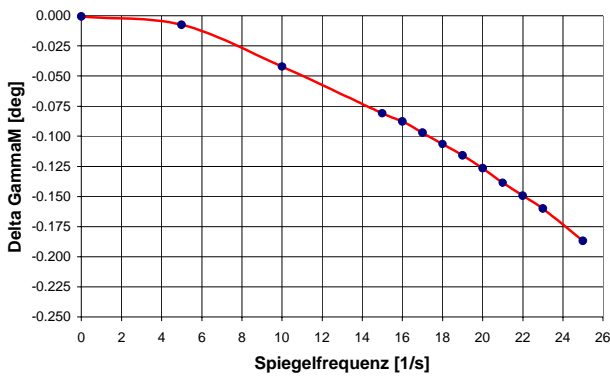


Abbildung 5.28: Deformation des Ablenkensystems für $\gamma_M=7^\circ$ im Drehzahlbereich von 0 Hz bis 25 Hz

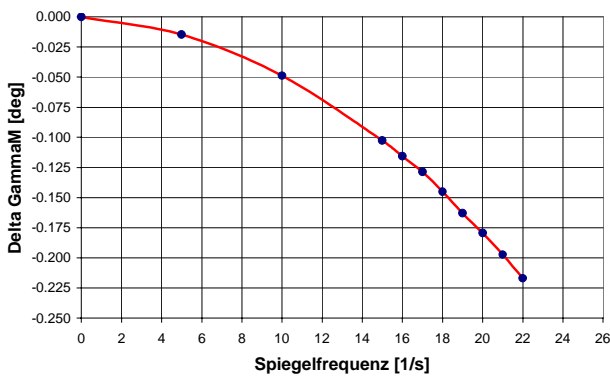


Abbildung 5.30: Deformation des Ablenkensystems für $\gamma_M=10^\circ$ im Drehzahlbereich von 0 Hz bis 22 Hz

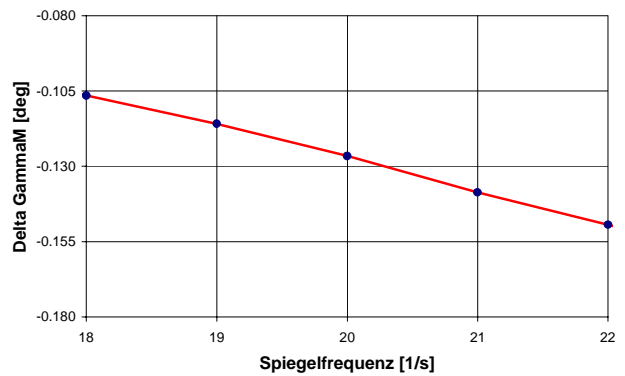


Abbildung 5.29: Deformation des Ablenkensystems für $\gamma_M=7^\circ$ im Drehzahlbereich von 18 Hz bis 22 Hz

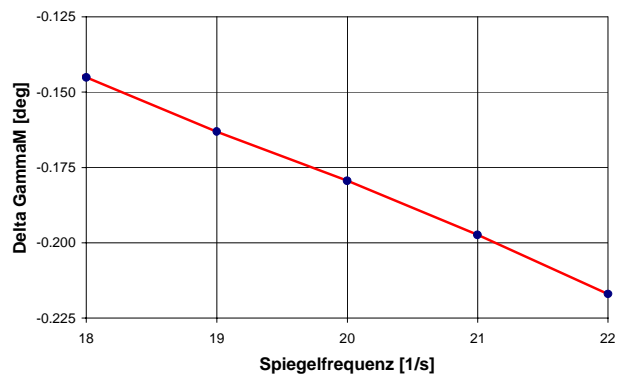


Abbildung 5.31: Deformation des Ablenkensystems für $\gamma_M=10^\circ$ im Drehzahlbereich von 18 Hz bis 22 Hz

Die Ergebnisse beider Spiegelvariationen zeigen, dass die Deformationen des Ablenkensystems im untersuchten Bereich von 0 Hz bis 25 Hz (Abbildung 5.28) und 0 Hz bis 22 Hz (Abbildung 5.30) ein nicht lineares Verhalten aufweisen. Im Fall des 7° Spiegels wird bei einer Drehzahl von 22 Hz eine Deformation von etwa $\Delta\gamma_M = -0.15^\circ$ und bei Verwendung des 10° Spiegels eine Deformation von etwa $\Delta\gamma_M = -0.22^\circ$ erreicht. Je größer der Taumelwinkel γ_M , desto stärker ist auch die Deformation und Verkleinerung des Abtastmusters. In dem für Fernerkundungsflüge relevanten Bereich von 18 Hz bis 22 Hz zeigen die Deformationen ein nahezu lineares Verhalten bezüglich der Drehgeschwindigkeit. In diesem Arbeitsbereich kann die Deformation für jede weitere Drehzahlerhöhung für den 7° Spiegel mit etwa $\xi_{7^\circ} = -0.011^\circ \cdot \text{s}^{-1}$ und für den 10° Spiegel mit etwa $\xi_{10^\circ} = -0.018^\circ \cdot \text{s}^{-1}$ angegeben werden. Die beiden Werte für die Deformation pro Drehzahl (Frequenz) ξ_{7° und ξ_{10° stellen im Arbeitsbereich einen quasilinearen Bezug zwischen Drehzahl und Deformation des Ablenkensystems her und können bei der Systemkalibrierung etwa zur Plausibilitätsprüfung verwendet werden. Dies ist insbesondere hilfreich beim Vergleich der geschätzten Taumelwinkel γ_M aus verschiedenen Flugmissionen, da in der Vergangenheit Missionen teilweise mit unterschiedlichen Drehzahlen geflogen wurden.

Basierend auf den Untersuchungen in diesem Kapitel ergeben sich bezüglich der notwendigen Drehzahlstabilität der Motorsteuerung nachfolgende Empfehlungen. Durch Verwendung des 10° Spiegels wird eine stärkere Deformation im Ablenkensystem verursacht als mit dem 7° Spiegel. Geht man nach Kapitel 4.1.2 bei einer Flughöhe von 700 m von einer geforderten Genauigkeit für γ_M von 0.005° aus, so ergibt sich in Verbindung mit ξ_{10° eine notwendige Drehzahlstabilität von mindestens 0.28 Us^{-1} . Erweitert man die Flughöhe noch bis zum maximalen Limit von 1000 m, so erhält man unter Verwendung der Genauigkeit für γ_M von 0.003° eine notwendige Drehzahlstabilität von 0.17 Us^{-1} . Regelungstechnisch stellt dieser Wert keinen besonders hohen Anspruch an die elektronische Steuerung. Bei der momentanen Sensorleistung von ScaLARS liegt die Drehzahlstabilität in der Größenordnung von 0.04 Us^{-1} . Da es sich bei diesen Laboruntersuchungen nur um relative Messungen ohne absoluten Bezug handelt, kann daraus nicht der Absolutwert für die beiden Taumelwinkel abgeleitet werden.

Die Analyse der Flugmissionen aus den Jahren 2002 und 2003 hat darüber hinaus ergeben, dass aufgrund eines Defekts die Drehzahlregelung während den Befliegungen nicht fehlerfrei gearbeitet hat. Dadurch können die Laserdaten jener Flugmissionen durch die etwas schlechtere Drehzahlstabilität verfälscht sein, die im Extremfall in der Größenordnung von 0.20 Us^{-1} liegen kann.

5.8 Programmablaufschema, Matrizennumerik und Gewichtung

Nachdem in den vorhergehenden Kapiteln die theoretischen Ansätze zum 3D-Modell zusammengestellt sind, werden in diesem Kapitel die gewonnenen Erkenntnisse abschließend noch zu einem logischen Programmablaufschema zusammengefasst werden. Dieses Ablaufschema ist Grundlage für das Programmpaket LASCAL zur Systemkalibrierung von ScaLARS und wurde vom Autor dieser Arbeit mit Hilfe des Programmcompilers Borland C++ Builder für Personal Computer unter MS-Windows NT programmiert. Im Folgenden wird zunächst auf die einzelnen Programmschritte näher eingegangen, die sowohl bei synthetischen Daten aus Kapitel 6 als auch bei realen Flugdaten aus Kapitel 7 durchlaufen werden. Diese Einzelschritte sind im Programmablaufplan in Abbildung 5.32 zusammengefasst.

Die Ein- und Ausgabe von Daten erfolgt bei LASCAL über Dateien, die je nach Zugriff und Datenmenge im Text- oder Binärmodus gespeichert sind. Die Vorgabe von Berechnungsoptionen wie z.B. die Auswahl der zu schätzenden Unbekannten wird durch die implementierte Programmoberfläche Graphical User Interface (GUI) unterstützt. Für einen Programmlauf werden jeweils folgende Eingabedaten benötigt:

- Konfigurationsdatei: Enthält Projektdaten, globale Konstanten und Laufparameter.
- Laserdatenfile: Enthält die vorprozessierten und grob georeferenzierten Laserdaten.
- Flug navigationsfile: Enthält die Positions- und Orientierungsdaten der Flugtrajektorie.
- Kontrollflächendatei: Enthält die Koordinaten der Kontrollflächen sowie lokale Laufparameter.

Der erste Programmschritt umfasst zur Sicherstellung der Eingangsdatenkonsistenz umfangreiche Testroutinen, die alle importierten Daten generell im Rahmen der Möglichkeiten auf Plausibilität hin überprüft. Da es sich bei ScaLARS nicht um ein kommerzielles System, sondern um einen Prototypen handelt muss die Konsistenz nach jedem abgeschlossenen Entwicklungsstadium erneut nachgewiesen werden. Bei der Weiterentwicklung von Hardwarekomponenten konnten als typische Fehler etwa Bitfehler bei der AD Wandlung oder Synchronisationsfehler identifiziert werden. Unter anderem wird hier auch überprüft ob Zeitbereiche lückenlos übereinstimmen, Aufzeichnungsintervalle eingehalten wurden, Messwerte innerhalb ihrer definierten Messbereiche liegen oder auch ob im Fall von koordinierten Kontrollflächen die Verteilung der terrestrisch aufgenommenen Punkte für die implementierte Rekonstruktion via Delaunay-Triangulation geeignet ist. In einem nächsten Schritt wird basierend auf einem linearen Interpolationsverfahren jeder Lasermessung noch die synchrone Flugposition und -orientierung zugewiesen. Als Zusatzinformation über die Anordnung der Kontrollflächen innerhalb der einzelnen Flugszenen werden noch Suchfenster nach lokalen Vorgaben definiert sowie eine Überprüfung und Zerlegung der terrestrisch eingemessenen Punkte pro Kontrollfläche in Einzeldreiecke mit Hilfe der Delaunay-Triangulation durchgeführt.

Der nächste Schritt beinhaltet die Datenaufbereitung und die Schätzung der unbekannt Parameter samt Ergebnisanalyse. Aufgrund der Nichtlinearität des 3D-Modells können die Ergebnisse der Ausgleichung nur in iterativer Form berechnet werden. Alle folgenden Einzelschritte müssen bei jeder Iteration von neuem berechnet werden. Als erstes werden alle für die Berechnung notwendigen Konstanten und Variablen initialisiert und alle Geländepunkte auf der Grundlage der Startwerte für die Unbekannten, Flugnavigation und Lasermessungen berechnet. Im Anschluss daran werden aus der Geländepunkt wolke für jede aktivierte Kontrollfläche mit Hilfe der spezifischen Suchfenster all diejenigen Lasermessungen aus der Flugszene herausgesucht, die sich horizontal innerhalb der Suchregion befinden. Bei dieser Suche muss zusätzlich noch modellbedingt zwischen Vor- und Rückblick unterschieden werden. Aus den extrahierten Punktwolken pro Kontrollfläche wird mit Hilfe der intensitätsbasierten Zuordnung nach Kapitel 5.3 mit Hilfe der gemessenen Rückstreuintensität separiert, welche Lasermessung die Kontrollfläche getroffen hat und welche nicht. Durch die als Objekt klassifizierte Punktwolke im Suchfenster kann anschließend die Form der Kontrollfläche rekonstruiert werden, wie z.B. in Abbildung 5.9 oder Abbildung 5.10 dargestellt.

Wie bereits bei den einzelnen terrestrisch vermessenen Kontrollflächen durchgeführt erfolgt basierend auf den als Treffer erkannten Laserdaten eine Dreieckszerlegung nach Delaunay mit dem Ziel der Ableitung des Flächenschwerpunkts aus den Punktwolken nicht konstanter Dichte. Die horizontalen und vertikalen Abbildungsfehler aus Vor- und Rückblick für nicht koordinierte Kontrollflächen oder aus Vor- und Rückblick bezogen auf die Flächenschwerpunkte der eingemessenen Kontrollflächen ist ein Maß für die Fehler in der Systemkalibrierung des Laserscanners und werden zur Schätzung der Unbekannten verwendet. Für die implementierten partiellen Ableitungen aus Kapitel 3 müssen noch modellbedingt für jede verwendete Kontrollfläche künstliche Lasermessungen als Funktion von Zeit, Winkelinkrement und Entfernung zum Flächenschwerpunkt der Kontrollfläche bestimmt werden. Dies erfolgt in dieser Arbeit mit Hilfe von überwachten linearen Suchroutinen, die ausgehend von einer zum Flächenschwerpunkt möglichst nahe gelegenen Lasermessung iterativ (adaptiv) in Richtung des Flächenschwerpunkts die künstlichen Lasermessung berechnen. Die Konvergenz dieser linearen Suchroutinen hat sich im Rahmen von Untersuchungen als überaus schnell und zuverlässig erwiesen - meist wird das Abbruchkriterium $\epsilon < 10^{-4}$ m für die Flächenschwerpunkt koordinaten bereits schon nach wenigen Iterationsschritten erreicht.

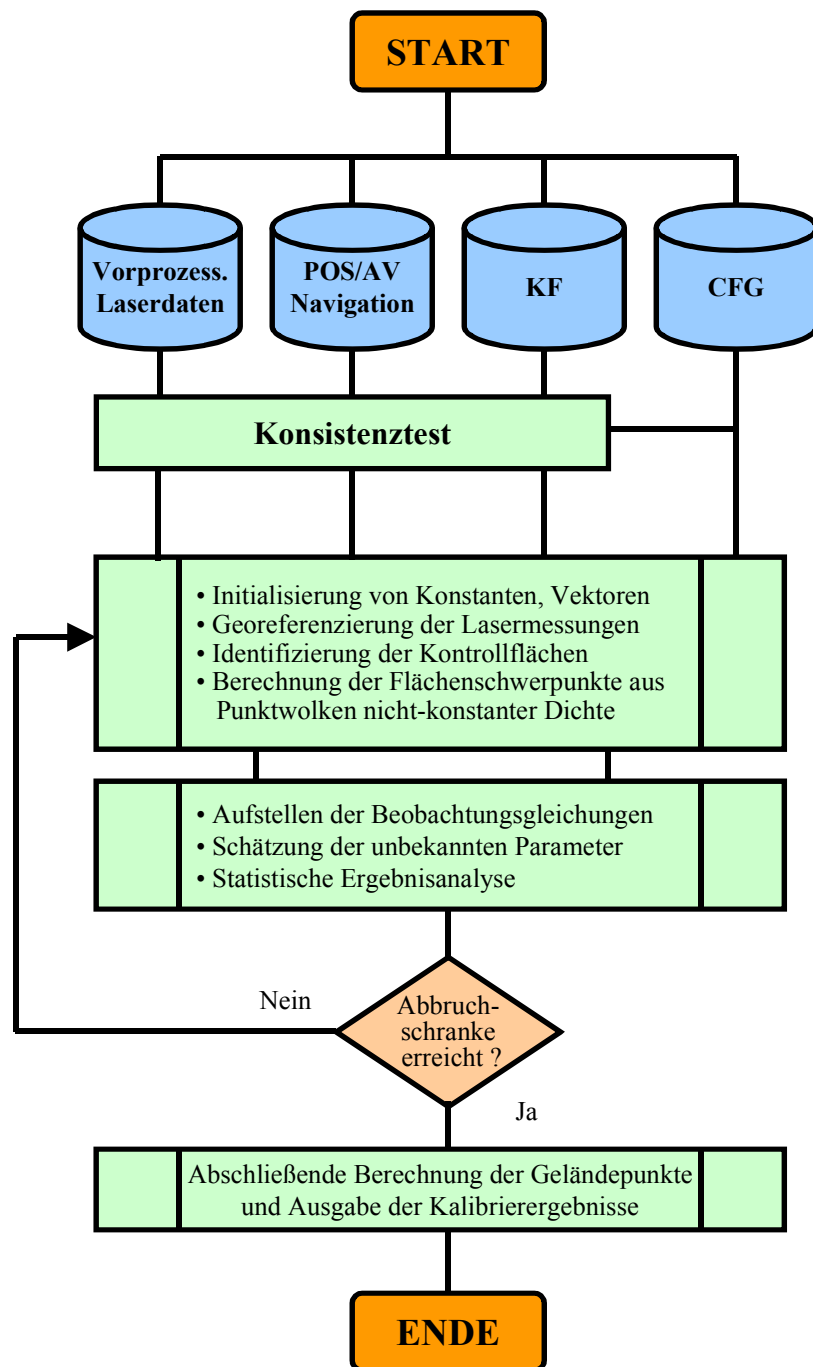


Abbildung 5.32: Programmablaufscheema der Kalibrierungsroutine LASCAL einschließlich Schnittstellen

Basierend auf den partiellen Ableitungen aus Kapitel 3 und dem Gauß-Markoff-Modell aus Kapitel 3.1 werden in einem weiteren Schritt die unbekannt Parameterwerte für die aktuelle Iteration geschätzt. Ausgehend von der numerischen Berechnung der partiellen Ableitungen und der Absolutglieder I nach Gleichung (5.19) folgt das Aufstellen der Koeffizientenmatrix A nach Gleichung (5.18) sowie das Aufstellen der Gewichtsmatrix P nach Gleichung (5.20).

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(x)_1^V}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(x)_1^V}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(x)_1^V}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(x)_1^V}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(x)_1^V}{\partial Add} \\ \frac{\partial f(y)_1^V}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(y)_1^V}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(y)_1^V}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(y)_1^V}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(y)_1^V}{\partial Add} \\ \frac{\partial f(z)_1^V}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(z)_1^V}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(z)_1^V}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(z)_1^V}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(z)_1^V}{\partial Add} \\ \frac{\partial f(x)_1^R}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(x)_1^R}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(x)_1^R}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(x)_1^R}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(x)_1^R}{\partial Add} \\ \frac{\partial f(x)_m^R}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(x)_m^R}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(x)_m^R}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(x)_m^R}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(x)_m^R}{\partial Add} \\ \frac{\partial f(z)_m^R}{\partial \gamma_M} & \frac{\partial f(z)_m^R}{\partial \delta\omega} & \frac{\partial f(z)_m^R}{\partial \delta\varphi} & \frac{\partial f(z)_m^R}{\partial \delta\kappa} & \frac{\partial f(z)_m^R}{\partial Add} \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

$$\mathbf{l} = \begin{bmatrix} x_1^{KF} - x_1^V \\ y_1^{KF} - y_1^V \\ z_1^{KF} - z_1^V \\ x_1^{KF} - x_1^R \\ \vdots \\ z_m^{KF} - z_m^R \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

Das stochastische Modell wird durch die Gewichtsmatrix \mathbf{P} nach Gleichung (5.20) repräsentiert. Sie legt fest, mit welcher a priori Genauigkeit die einzelnen Koordinatenkomponenten in die Schätzung der Unbekannten eingehen.

$$\mathbf{P} = \frac{1}{\sigma^2} \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{Hori}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_{Hori}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{Verti}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{Hori}^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{Verti}^2} \end{bmatrix} \quad (5.20)$$

Die individuelle a priori Genauigkeit für jede einzelne Kontrollfläche setzt sich sowohl aus der Treffergenauigkeit einer einzelnen Lasermessung (konstant) als auch aus der verwendeten Anzahl an Lasermessungen zusammen.

$$\sigma_{Hori} = \frac{0.75m}{\sqrt{Anz.KH}} \quad (5.21)$$

$$\sigma_{Verti} = \frac{0.50m}{\sqrt{Anz.Treffer}} \quad (5.22)$$

Als konstanter Anteil wurden für die horizontalen Komponenten (Nord/Ost) eine Treffergenauigkeit von 0.75 m und für die vertikalen Komponente eine Treffergenauigkeit von 0.50 m empirisch vorgegeben. Je mehr Treffer von einer Kontrollfläche vorliegen, desto sicherer und genauer kann der Flächenschwerpunkt via Delaunay-Triangulation rekonstruiert werden. Für die Berechnung der horizontalen Koordinatenkomponenten des Flächenschwerpunkts sind in erster Linie die Anzahl der Stützpunkte auf der konvexen Hülle (KH) verantwortlich. Daher verbessert sich deren a priori Genauigkeit in Abhängigkeit von der Stützpunktzahl nach Gleichung (5.21). Die Berechnung der vertikalen Koordinatenkomponente des Flächenschwerpunkts erfolgt auf der Grundlage aller Lasermessungen, die innerhalb und auf der konvexen Hülle liegen. Daher verbessert sich die a priori Genauigkeit aller Treffer nach Gleichung (5.22). Die Anzahl an Treffern pro Kontrollfläche und die Anzahl an Stützpunkten pro konvexer Hülle ist in erster Linie abhängig von Form, Größe und Punkteverteilung. Im Fall der beiden Flugmissionen aus den Jahren 2002 und 2003 ergeben sich für die verwendeten Kontrollflächen etwa 8 bis 30 Stützpunkte pro konvexer Hülle, während die Gesamtzahl der Treffer pro Kontrollfläche jedoch um den Faktor 5 bis 10 höher liegt. Aufgrund der Tatsache, dass sich die Genauigkeit der abgeleiteten Koordinaten des Flächenschwerpunkts nicht beliebig steigern lässt ist es notwendig, für

die Gewichtung ein Limit bezüglich Anzahl an Punkten einzuführen. Insbesondere im Hinblick auf die Gewichtung der Vertikalkomponente kann es ohne Trefferlimit zu einer Überschätzung der a priori Genauigkeit kommen. Für das in dieser Arbeit zugrunde liegende synthetische und reale Datenmaterial konnte ein für alle Datensätze gültiges Trefferlimit von maximal 60 Punkten experimentell ermittelt werden.

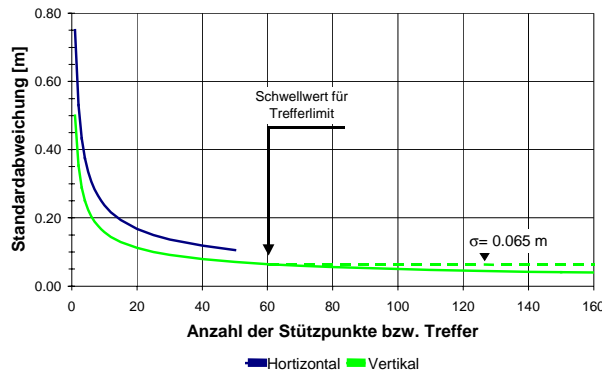


Abbildung 5.33: A priori Standardabweichungen für die Flächenschwerpunktskoordinaten

Bezüglich der Redundanz ergibt jede koordinierte Kontrollfläche insgesamt sechs Gleichungen, nach jeder Koordinatenkomponente und nach den beiden Blickrichtungen. Daraus ergibt sich bei der Systemkalibrierung je nach Anzahl an verwendeten Kontrollflächen K und den zu schätzenden Unbekannten U pro Flugszene eine Gesamtredundanz von:

$$RED = 6 \cdot K - U \quad (5.23)$$

Im Fall von nicht koordinierten Kontrollflächen müssen sowohl die Differenzen zwischen den Koeffizienten der partiellen Ableitungen aus Vor- und Rückblick als auch die Differenzen zwischen den zwei oder mehreren Flugszenen zur Bestimmung des Einbaukorrekturwinkels bezüglich Rollwinkel gebildet werden. Ebenso müssen die Differenzen zwischen den zugehörigen Absolutgliedern gebildet werden. Durch diese Differenzbildung wird eine neue Beobachtungsart abgeleitet, die abhängig von den als unkorreliert in die Auswertung eingehenden Flächenschwerpunkten ist. Nach dem Gesetz der Fehlerfortpflanzung sind hier Korrelationen vorhanden, die aber im Rahmen der Arbeit nicht berücksichtigt werden. Exemplarische Untersuchungen haben hierzu gezeigt, dass durch deren Vernachlässigung ein nicht relevanter Fehler in den geschätzten Parameterwerten in der Größenordnung von etwa 0.001° verursacht wird. Ebenso können die statistischen Analyseparameter Abweichungen von maximal 10 % aufweisen, wobei der ursprüngliche Analysetrend in keinem Fall grob verändert wurde.

Für jede nicht koordinierte Kontrollfläche existieren pro Flugszene drei Differenzgleichungen. Zusätzlich müssen noch die Differenzen aus Vor- und Rückblick zwischen der notwendigen zweiten Szenen berücksichtigt werden. Damit ergibt sich bei der Systemkalibrierung mit zwei verwendeten Flugszenen, die jeweils die selben identischen Kontrollflächen K beinhalten und den zu schätzenden Unbekannten U eine Gesamtredundanz von:

$$\begin{aligned} RED &= 3 \cdot 2 \cdot K + 6 \cdot K - U \\ &= 12 \cdot K - U \end{aligned} \quad (5.24)$$

Im Anschluss an die Parameterschätzung nach Gauß-Markoff werden zur Kontrolle sowohl die eingegangenen Beobachtungen als auch die geschätzten Werte für die unbekannt Parameter verschiedenen Analyseverfahren zur Fehler-suche unterworfen. Als Beispiel seien an dieser Stelle Verfahren wie Histogrammdarstellung bis hin zur Berechnung von statistischen Analyseparametern (Data-Snooping) wie etwa Normierte Verbesserung genannt. Weitere Informationen hierzu können aus [Baumann 1998] oder [Fritsch 1995] entnommen werden. Als mögliche Fehlerquellen treten hier überwiegend Fehler in der Entfernungsmessung und fehlerbehaftete intensitätsbasierte Zuordnungen auf. Erst nach Bestehen aller Tests und entsprechender Bereinigung bzw. Berücksichtigung der Fehlereinflüsse basieren die Resultate der Schätzung auf widerspruchsfreiem Datenmaterial, dessen Ergebnissen Vertrauen geschenkt werden darf. Das Verfahren zur Bestimmung der Kalibrierparameter muss vollständig überwacht durchgeführt werden, da ansonsten die Ausgleichungsergebnisse leicht durch Fehlereinflüsse verfälscht werden können.

Sind die aus den einzelnen Iterationen resultierenden Unbekanntenzuschläge kleiner als ein vorgegebener Schwellwert, so gilt die Konvergenz als hinreichend, die iterative Berechnung wird automatisch abgebrochen, die Ergebnisse dokumentiert und das Programm beendet. Als Abbruchschranke für Winkelgrößen hat sich hierbei ein Schwellwert von $\varepsilon=10^{-4}$ deg und für metrische Größen ein Schwellwert von $\varepsilon=10^{-4}$ m bewährt.

6 Simulationen auf der Grundlage synthetischer Datensätze

In diesem Kapitel erfolgt die Evaluierung des Modellansatzes anhand synthetischer Laser-, Navigations- und Kontrollflächendaten. Nachdem in den letzten Kapiteln sowohl der Modellansatz zur Kalibrierung als auch die dafür notwendigen Beobachtungen vorgestellt wurden ist nun in diesem Kapitel zusammengestellt, wie sich die Beobachtungen und der gewählte Modellansatz für die Kalibrierung von ScaLARS eignen und welche Genauigkeiten für die geschätzten Parameter zu erwarten sind. Die Verwendung synthetischer Daten hat den Vorteil, dass sowohl mit fehlerfreien Laserdaten als auch mit künstlich verfälschten oder verrauschten Laserdaten die Kalibrierroutine gezielt und unter kontrollierten Bedingungen auf ihre prinzipielle Eignung hin überprüft werden kann.

Zum Zweck der numerischen Simulation wurden im Rahmen dieser Arbeit verschiedene Tools programmiert, mit deren Hilfe Flugszenen künstlich generiert werden können. Ausgangspunkt einer jeden (künstlichen) Flugszene ist die Flugtrajektorie, die für diskrete Zeitpunkte die zugehörige Position und Orientierungswinkel bereitstellt. Die Flugtrajektorie kann mit LASTRJ für Fluglinien durch Vorgabe von dreidimensionalen Koordinaten für Anfangs- und Endpunkt der Trajektorie, Datenrate und Fluggeschwindigkeit über Grund berechnet und als Datei gespeichert werden. Optional können der Trajektorie noch periodische Positions-, Roll-, Nick und Kurswinkelvariationen aufmoduliert werden. Zur Erzeugung künstlicher Laserdaten wurde basierend auf dem Ablenkprinzip Palmerscan das Simulationstool LASSIM entwickelt. Auf der Grundlage eines vorgegebenen synthetischen Geländemodells, der vorprozessierten Flugtrajektorie und der Konfiguration des Laserscanners konnten damit im Rahmen der Untersuchungen alle dafür notwendigen Aufnahmesituationen simuliert und untersucht werden. Das eigens für diesen Zweck konzipierte Geländemodell kann optional dreidimensionale Gebäude und ebene Markierungen, vorgegeben als geometrische Grundprimitive enthalten. Außerdem können beliebigen Geländeneigungen berücksichtigt werden. Im Zuge der Generierung der synthetischen Laserdaten wird entlang einer fest vorgegebenen Blickrichtung des Laserstrahls dieser mit allen aktivierten Elementen der Geländeoberfläche geschnitten. Die Kürzeste im Fall mehrerer möglicher Schrägentfernungen entspricht dabei der gemessenen Entfernung. Optional können hier sämtliche Einbaukonfigurationen aus Kapitel 2 wie Entfernungsparameter, Flugzeugeinbau, Strahlrichtung, Spiegelwinkel, Rotationsgeschwindigkeit des Spiegels, Anzahl an Messungen pro Umdrehung etc. vorgegeben werden. Außerdem kann der Einfluss von Messrauschen in der Entfernungsmessung durch aufmodulieren von Zufallsabweichungen mit Gaußverteilung beliebiger Standardabweichung auf die Systemkalibrierung untersucht werden. Auch die Auswirkung der Divergenz eines Lasermessstrahls kann mit dem hier genannten Ansatz untersucht werden, etwa an Gebäude- oder anderen Bruchkanten. Mit Hilfe dieser Simulationstools kann darüber hinaus das Potential künftiger Weiterentwicklungen in der Hard- und Software virtuell umgesetzt und anhand realitätsnaher Simulationsrechnungen beurteilt werden.

6.1 Testdesign

Dieses Kapitel beschreibt die Eigenschaften der synthetischen Flugszenen, mit denen das Programm LASCAL zur Kalibrierung des ScaLARS Laserscanners untersucht wird. Als Geländeoberfläche wurde dafür eine Ebene ohne Längs- und Querneigungen vorgegeben, die fünf rechteckige Markierungen ohne Erhebungen in den Dimensionen ähnlich der Landebahnmarkierungen auf Flugplätzen enthält. Der Einbau des Laserscanners entspricht dabei wieder dem Standardeinbau im Trägerflugzeug für typische Flugmissionen. Die den realen Betriebsparametern angepassten Werte des Laserscanners umfassen bei Verwendung von $\gamma_M=7^\circ$ eine Spiegelrotation von 20 Hz und 385 Lasermessungen pro Spiegeldrehung. Dies ergibt eine Quantität von 7700 simulierten Lasermessungen pro Sekunde. Es wird zunächst von einem ideal kollimierten Lasermessstrahl ausgegangen, der frei von jeglichen Fehlereinflüssen ist. Das Gelände wurde zur Generierung der Szenen in einer virtuellen Flughöhe von 735 m über Grund von Süd nach Nord überflogen. Eine Flughöhe von 735 m wurde unter anderem deshalb gewählt, um die Auswirkungen eines höheren Punktabstands in die Untersuchung mit einzubeziehen. Dabei wurden die Navigationsdaten mit einer Datenrate von 100 Hz aufgezeichnet. Es wurden für die Flugszene insgesamt 10 Sekunden lang Daten gespeichert, was einer Quantität von etwa 1000 Navigationsdatensätzen und 77000 Lasermessungen bzw. Geländepunkten entspricht. Die Flugszene überdeckt dabei ein Gebiet von etwa 856 m Länge und 366 m Breite und weist einen Selbstüberlappungsbereich von 344 m auf. Abbildung 6.1 zeigt einen vergrößerten Ausschnitt der fehlerfrei georeferenzierten Laserdaten einschließlich der fünf Kontrollflächen. Die fünf Kontrollflächen umfassen je eine Grundfläche von $45 \times 25 \text{ m}^2$, wovon innerhalb der Flugszene drei zentrisch entlang der Nadirlinie und zwei nahe der äußeren Ränder angeordnet sind. Zusätzlich ist das Suchfenster gestrichelt im Abstand von 10 m um die Kontrollflächen dargestellt. Die Szene zeigt das typische Verhalten bezüglich der Geländepunktdichte, minimal entlang der Nadirlinie und maximal an der linken und rechten Szenenbegrenzung. Wie in Abbildung 6.2 gezeichnet werden im Idealfall die Kontrollflächen pro Blickrichtung von minimal 122 Lasermessungen für Kontrollfläche Nr. 1 bis maximal 219 Lasermessungen für Kontrollfläche Nr. 4 getroffen. Das entspricht einer Punktdichte von 0.11 m^{-2} und 0.20 m^{-2} . Die Lasermessungen innerhalb der Kontrollflächen Nr. 1 bis Nr. 5 sind in Abbildung 6.1 nicht dargestellt.

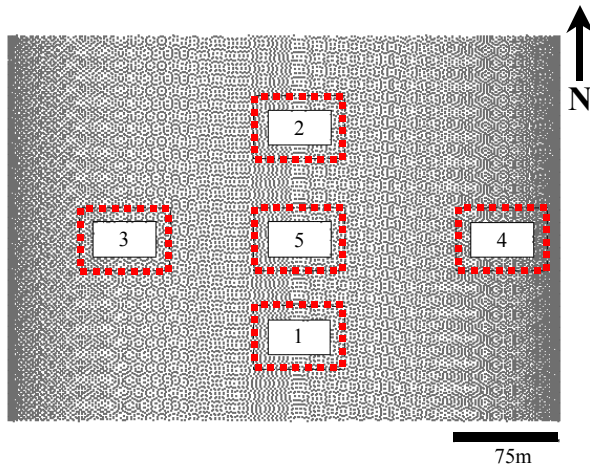


Abbildung 6.1: Simulierter Testdatensatz zur Validation der Kalibrieroutine LASCAL

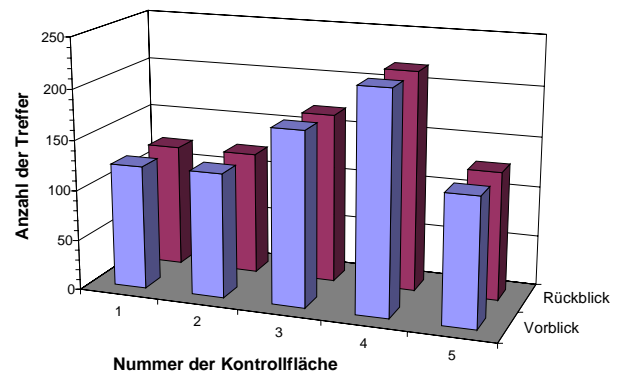


Abbildung 6.2: Lasermessungen innerhalb der einzelnen Kontrollflächen

Da die Validation sowohl mit einer einzigen als auch mit zwei Flugszenen durchgeführt wird, wurde für diese Untersuchung jeweils noch eine zweite in entgegengesetzter Flugrichtung geflogene Flugszene unter Verwendung der selben Parameter prozessiert. Diese Flugszenen werden in Kapitel 6.2 bis 6.3 zur Bestimmung der Kalibrierparameter verwendet, wobei die Kalibrieroutine LASCAL zur Schätzung dieser Parameter von den Startwerten $\gamma_M=7.5^\circ$, $\delta\omega=1.0^\circ$, $\delta\varphi=1.0^\circ$, $\delta\kappa=1.0^\circ$ und $Add=1.0$ m ausgeht. Ein Iterationsabbruch erfolgt automatisch nach dem Erreichen der Abbruchschranke. Bei den Ergebnissen in Kapitel 6.2 und 6.3 ist zu beachten, dass alle Ausgangsdaten fehlerfrei abgeleitet wurden und sich demnach unendlich genaue Parameter ergeben müssten. Da sich hier jedoch die horizontale Auflösung auf die Rekonstruktion der Kontrollfläche und des Flächenschwerpunkts auswirkt, können Abweichungen zu Referenzwerten vollständig der Diskretisierung zugeschrieben werden.

6.2 Flugszenen mit koordinierten Kontrollflächen

Für diese Untersuchung wurde die Kalibrierung auf der Grundlage örtlich eingemessener Kontrollflächen durchgeführt. Die vier Eckpunkte einer jeden Kontrollfläche liegen als dreidimensionale Koordinaten hoher Genauigkeit vor, die hier sowohl zur Simulation der Laserdaten als auch zur Kalibrierung verwendet werden. Zur umfassenden Überprüfung der ProgrammROUTINEN zur Behandlung von Kontrollflächen wie etwa Suchfunktionen oder intensitätsbasierte Zuordnung, wurden bei der Prozessierung der synthetischen Laserdaten die Treffer mit einem unterschiedlichen Intensitätswert in Bezug zur restlichen Geländeoberfläche versehen. Die Bestimmung der Kalibrierparameter erfolgt auf der Grundlage der bereits beschriebenen Schätzung nach Abbildung 5.32.

6.2.1 Lösungskonvergenz und Genauigkeit für nur eine Flugszene

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Kalibrierungsrechnung auf der Grundlage synthetischer Laserdaten einer einzigen Flugszene und den bekannten Parameterwerten für die Unbekannten validiert. Bei diesem Programmablauf wurde das Abbruchkriterium nach insgesamt vier Iterationsschritten erreicht. Dabei wurde für das vorgegebene Berechnungsmodell eine geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit von 0.405 m erreicht. Abbildung 6.3 zeigt die geschätzten Verbesserungen für Vor- und Rückblick für die fünf verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus der Flugszene I in Form von Längs-, Quer- und Vertikalabweichung bezogen auf die Flugrichtung. Dabei betragen hier die größten Abweichungen der aus Laserdaten rekonstruierten Flächenschwerpunkte in Bezug zu den Referenzkoordinaten, +0.350 m in der Längs-, +0.691 m in der Quer- und -0.043 m in der Vertikalkomponente. Bezüglich der links und rechts außen angeordneten Kontrollflächen Nr. 3 und 4 sind die Verbesserungen in der Vertikalen betragsmäßig etwas größer als bei den Kontrollflächen entlang der Nadirlinie, da sich hier ein Restfehler in den Winkelparametern z.B. in $\delta\omega$ stärker in der Vertikalen auf außen angeordnete Kontrollflächen auswirkt. Die resultierenden Verbesserungen sind insbesondere für die Horizontalkomponenten bei einem Punktabstand von etwa 2-3 m auf die Diskretisierung der Kontrollfläche zurückzuführen und können im Rahmen der Genauigkeit toleriert werden. Nehmen diese geschätzten Verbesserungen jedoch Größenordnungen im Bereich grober Fehler an, so muss die betreffende Kontrollfläche überprüft und bei Unverträglichkeit mit allen anderen Beobachtung aus der Ausgleichung eliminiert werden.

6 Simulationen auf der Grundlage synthetischer Datensätze

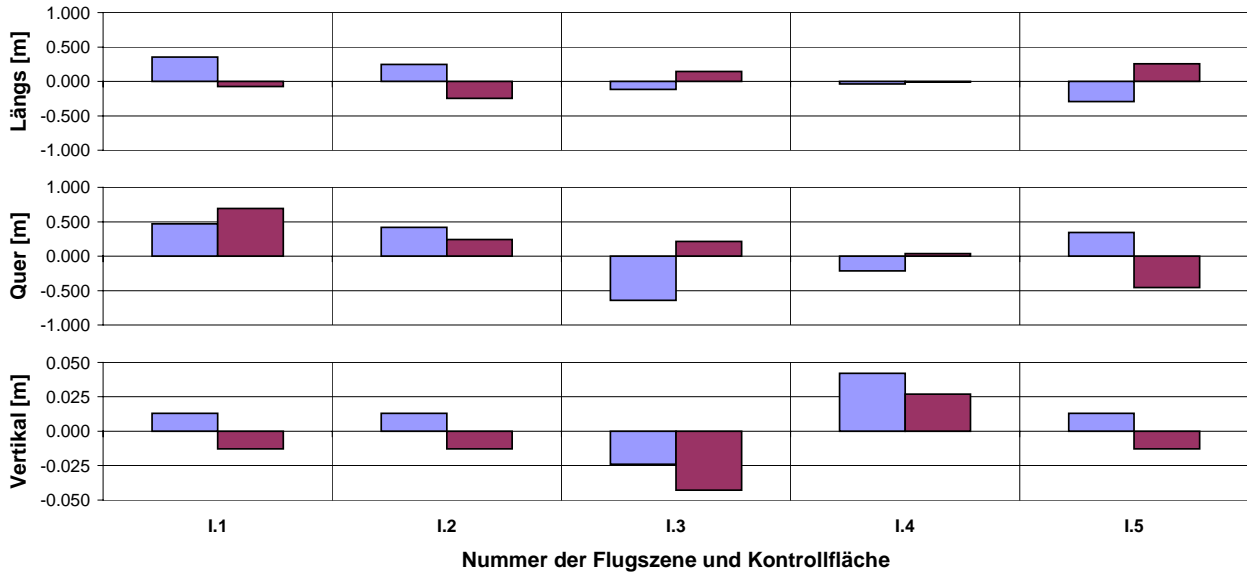


Abbildung 6.3: Geschätzte Verbesserungen für die verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus einer einzigen Flugszene

Abbildung 6.4 und Abbildung 6.5 zeigen die Konvergenz dieses Programmlaufs in Abhängigkeit vom jeweiligen Iterationsschritt. Abbildung 6.4 zeigt die Startwerte der Schätzung für die einzelnen Parameter und die geschätzten numerischen Ergebnisse am Ende eines Iterationsschritts für jeden unbekannt Parameter. Zu beachten ist, dass γ_M um 7° reduziert dargestellt ist. Alle Parameter zeigen ein stetiges Konvergenzverhalten, das anfangs stärker und ab der zweiten Iteration nur noch schwach ausgeprägt ist. Insgesamt deuten die Ergebnisse auf eine gute Lösungskonvergenz hin.

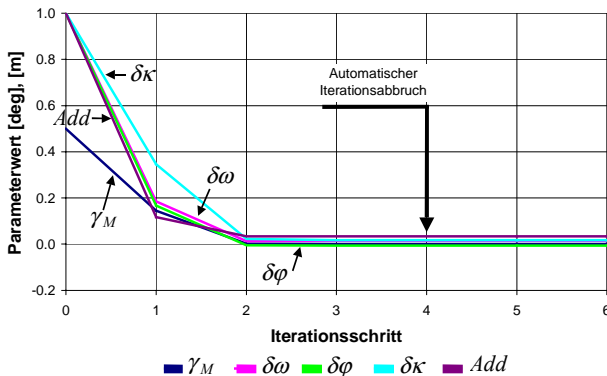


Abbildung 6.4: Lösungskonvergenz der Parameter mit koordinierten Kontrollflächen aus nur einer Flugszene

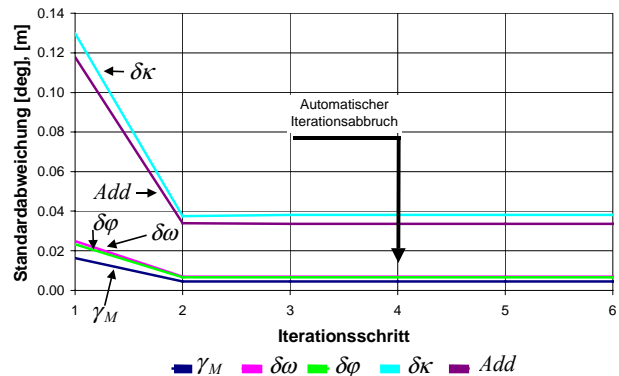


Abbildung 6.5: Standardabweichung der Parameter mit koordinierten Kontrollflächen aus nur einer Flugszene

Abbildung 6.5 zeigt die bei jedem Iterationsschritt erreichten Standardabweichungen. Insgesamt ist auch hier ein konvergentes Verhalten zu entnehmen. Nach der zweiten Iteration sind kaum noch Änderungen im Genauigkeitsverhalten zu beobachten. Die geschätzten numerischen Ergebnisse einschließlich deren Genauigkeit sind in Tabelle 6.1 zusammengefasst. Insgesamt ergeben sich Schätzwerte, die alle sehr nahe an ihren tatsächlichen Werten liegen.

Unbekannte	Schätzwert	σ_{Par}	$ \Delta $
γ_M	7.001°	0.004°	0.001°
$\delta\omega$	0.014°	0.007°	0.014°
$\delta\varphi$	-0.006°	0.007°	0.006°
$\delta\kappa$	0.017°	0.038°	0.017°
Add	-0.004m	0.034m	0.004m

Tabelle 6.1: Schätzwerte und deren Standardabweichung der Simulation mit koordinierten Kontrollflächen aus nur einer Flugszene

Im Einzelnen unterscheiden sich γ_M um 0.001° , $\delta\omega$ um 0.014° , $\delta\varphi$ um 0.006° , $\delta\kappa$ um 0.017° und Add um 0.004 m von ihren Soll-Werten. Die erreichten Standardabweichung liegen für γ_M , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ im Bereich von 0.004° bis 0.007° , für $\delta\kappa$ bei 0.038° sowie für Add bei 0.034 m. Die erreichten Genauigkeiten entsprechen den Abschätzungen aus Kapitel 4.1.2 und sind darüber hinaus aufgrund der Redundanz noch etwas besser.

Da die hier verwendeten Navigations- und Laserdaten sowie die Kontrollflächen fehlerfrei simuliert wurden, können die Abweichungen $|\Delta|$ aus Tabelle 6.1 vollständig auf die Diskretisierung bei ScaLARS zurückgeführt werden. Insgesamt zeigen die Ergebnisse, dass auf der Grundlage von nur einer Flugszene und den verwendeten koordinierten Kontrollflächen die Kalibrierparameter vollständig im Rahmen der geforderten Genauigkeit bestimmt werden können.

6.2.2 Lösungskonvergenz und Genauigkeit für zwei Flugszenen

In einem weiteren Programmlauf wurde die Kalibrierungsrechnung nochmals auf der Grundlage synthetischer Laserdaten aus zwei in entgegengesetzter Richtung geflogener Szenen und den koordinierten Kontrollflächen durchgeführt. Das vorgegebene Abbruchkriterium wurde auch hier nach vier Iterationen erreicht. Die geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit beträgt 0.396 m. Abbildung 6.6 zeigt die geschätzten Verbesserungen, getrennt nach Vor- und Rückblick für die verwendeten Kontrollflächen Nr. 1 bis 5 aus den beiden Flugszenen I und II. Die maximalen Verbesserungen der rekonstruierten Flächenschwerpunkte zu deren Referenzkoordinaten aus der terrestrischen Einmessung betragen für Flugszene I in der Längskomponente $+0.421$ m, quer dazu $+0.930$ m und vertikal -0.005 m sowie für Flugszene II -0.259 m längs, -0.521 m quer und -0.004 m vertikal. Insgesamt weisen hier die Verbesserungen in der Vertikalen ein betragsmäßig kleineres Niveau auf als bei Verwendung von nur einer einzigen Flugszene. Bei Verwendung von zwei Flugszenen resultieren auch hier in der vertikalen Komponente betragsmäßig etwas größere Verbesserungen bei den außen angeordneten Kontrollflächen als bei den entlang der Nadirlinie angeordneten Kontrollflächen.

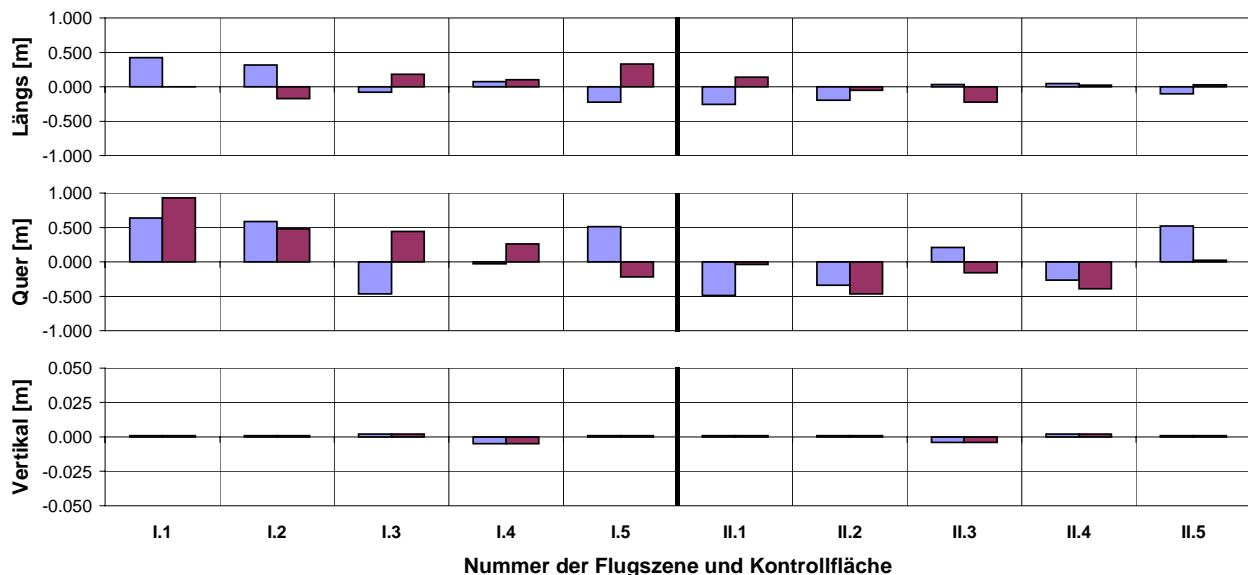


Abbildung 6.6: Geschätzte Verbesserungen für die verwendeten koordinierten Kontrollflächen in den zwei Flugszenen

Diese resultierenden Verbesserungen nach Abbildung 6.6 sind typisch für die Diskretisierung von ScaLARS. In den nachfolgenden Abbildungen wird die Lösungskonvergenz dieses Programmlaufs in Abhängigkeit vom jeweiligen Iterationsschritt dargestellt. Abbildung 6.7 zeigt die Variation der Parameterwerte ausgehend von deren Startwert. Wie bei Verwendung von nur einer Flugszene zeigen auch hier alle Parameter ein ähnliches stetiges Konvergenzverhalten. Die Parameterwerte ändern sich nach der zweiten Iteration nur noch im Bereich des Abbruchkriteriums. In Abbildung 6.8 sind die Standardabweichungen für jeden Iterationsschritt gezeichnet. Die Genauigkeitsplots zeigen ebenfalls eine gute Konvergenz und nach der zweiten Iteration finden keine Änderungen mehr statt. Insgesamt ist bei Verwendung von zwei Flugszenen eine Verbesserung des Genauigkeitsniveaus zu beobachten, welche durch die Verdoppelung der Redundanz begründet werden kann.

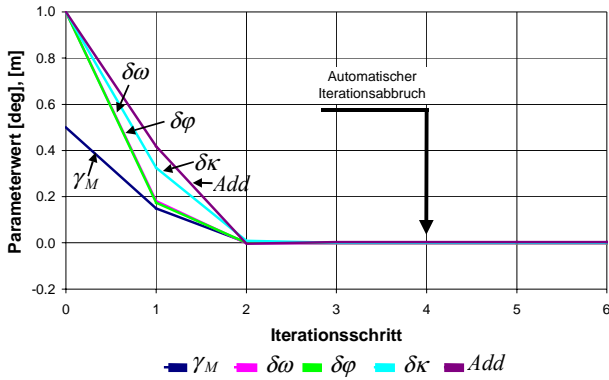


Abbildung 6.7: Lösungskonvergenz der Parameter mit koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

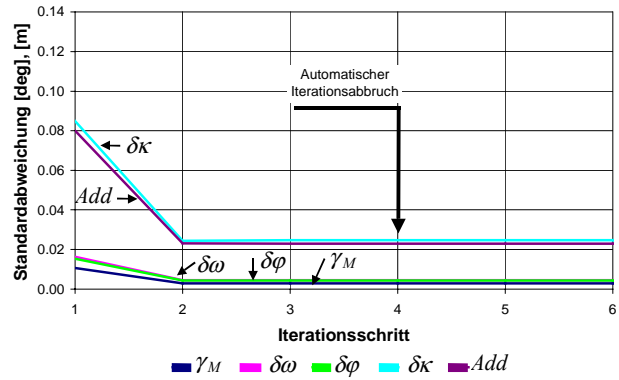


Abbildung 6.8: Standardabweichung der Parameter mit koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

Tabelle 6.2 enthält die numerischen Ergebnisse einschließlich der Standardabweichungen aus diesem Programmablauf. Für die unbekannt Parameter ergibt sich, dass diese noch näher an deren tatsächlichen Werten liegen als mit nur einer Flugszene. Im Einzelnen unterscheiden sich γ_M um 0.001° , $\delta\omega$ um 0.001° , $\delta\varphi$ um 0.000° , $\delta\kappa$ um 0.001° und Add um 0.004 m von ihren Soll-Werten. Die erreichten Standardabweichungen liegen für γ_M , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ bei 0.003° bis 0.004° , für $\delta\kappa$ bei 0.025° sowie für Add bei 0.023 m. Die hier erreichten Genauigkeiten sind aufgrund der höheren Redundanz besser als die in Kapitel 6.2.1 berechneten oder die in Kapitel 4.1.2 abgeschätzten

Unbekannte	Schätzwert	σ_{Par}	$ \Delta $
γ_M	7.001°	0.003°	0.001°
$\delta\omega$	0.001°	0.004°	0.001°
$\delta\varphi$	-0.000°	0.004°	0.000°
$\delta\kappa$	-0.001°	0.025°	0.001°
Add	-0.004 m	0.023 m	0.004 m

Tabelle 6.2: Schätzwerte und Standardabweichungen der Simulation mit koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

Wie die Abweichungen $|\Delta|$ aus Tabelle 6.2 zeigen wird im Vergleich zu nur einer Flugszene aus Tabelle 6.1 der noch verbleibende Diskretisierungsfehler durch Verwendung einer zweiten Flugszene bzw. von doppelt so vielen Kontrollflächen weiter reduziert. Insgesamt zeigen die Ergebnisse, dass die Kalibrierparameter vollständig im Rahmen der geforderten Genauigkeit bestimmt werden können. Die Verwendung einer normalerweise nicht notwendigen zweiten Flugszene verbessert aufgrund der höheren Redundanz nicht nur die Genauigkeit der Parameter, es wird auch der in den Ergebnissen verbleibende Diskretisierungsfehler weiter reduziert.

6.3 Flugszenen mit nicht koordinierten Kontrollflächen

Diese Untersuchung basiert auf Kontrollflächen, die in der Örtlichkeit nicht eingemessen wurden. Es stehen hier weder exakte Begrenzungskordinaten der Kontrollfläche noch Koordinaten markanter Zwischenpunkte innerhalb dieser zur Verfügung. Die Informationen zur Lage und Dimension innerhalb der Flugszene stammen lediglich aus der visuellen Entnahme der WGS-84 Koordinaten aus den zuvor grob georeferenzierten Laserdaten im Intensitätsbild. Die manuell entnommenen Begrenzungskordinaten haben in Bezug zu den tatsächlichen Begrenzungskordinaten je nach Qualität der groben Georeferenzierung eine Genauigkeit in der Horizontalen im Meterbereich und dienen ausschließlich zur Definition der Region, in dieser die betreffende Kontrollfläche mit hoher Wahrscheinlichkeit liegt. Informationen etwa über absolute Höhen können dem Datenmaterial nicht entnommen werden. Die Schätzung erfolgt hier auf der Grundlage der Parameter nach Set-1 aus Tabelle 4.14. Bei dieser Parameterkonstellation ist eine Schätzung der Additions-konstante aus den zur Verfügung stehenden Daten nicht möglich.

6.3.1 Lösungskonvergenz und Genauigkeit für zwei Flugszenen

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Kalibrierungsrechnung wieder auf der Grundlage synthetischer Laserdaten aus zwei in entgegen gesetzter Richtung geflogenen Szenen und den nicht koordinierten Kontrollflächen validiert. Der Programmablauf erreichte das Abbruchkriterium nach insgesamt fünf Iterationsschritten. Für die geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit wurde ein Wert von 0.362 m erreicht. Abbildung 6.9 zeigt die geschätzten Verbesserungen für die fünf verwendeten Kontrollflächen aus den beiden Flugszenen I und II. Aus diesem Berechnungsablauf

resultieren sowohl die Verbesserungen bezüglich Vor- und Rückblick, getrennt für jede verwendete Kontrollfläche aus Flugszene I und II als auch die Verbesserungen getrennt für den Vor- und Rückblick zwischen den beiden Flugszenen. Dabei betragen die maximalen Verbesserungen aus Vor- und Rückblick für Szene I +0.543 m längs, -0.919 m quer und +0.007 m vertikal sowie für Flugszene II -0.343 m, -0.484 m und +0.006 m für längs, quer und vertikal. Die Verbesserungen zwischen den beiden Flugszenen betragen längs -0.317 m, quer +0.834 m und vertikal -0.027 m für den Vor- und den Rückblick. Zwischen den beiden Flugszenen treten in den vertikalen Komponenten betragsmäßig etwas höhere Verbesserungen an den beiden außen liegenden Kontrollflächen auf, während innerhalb der beiden Szenen dieser Effekt aus dem Rück- und Vorblick nicht erkennbar ist.

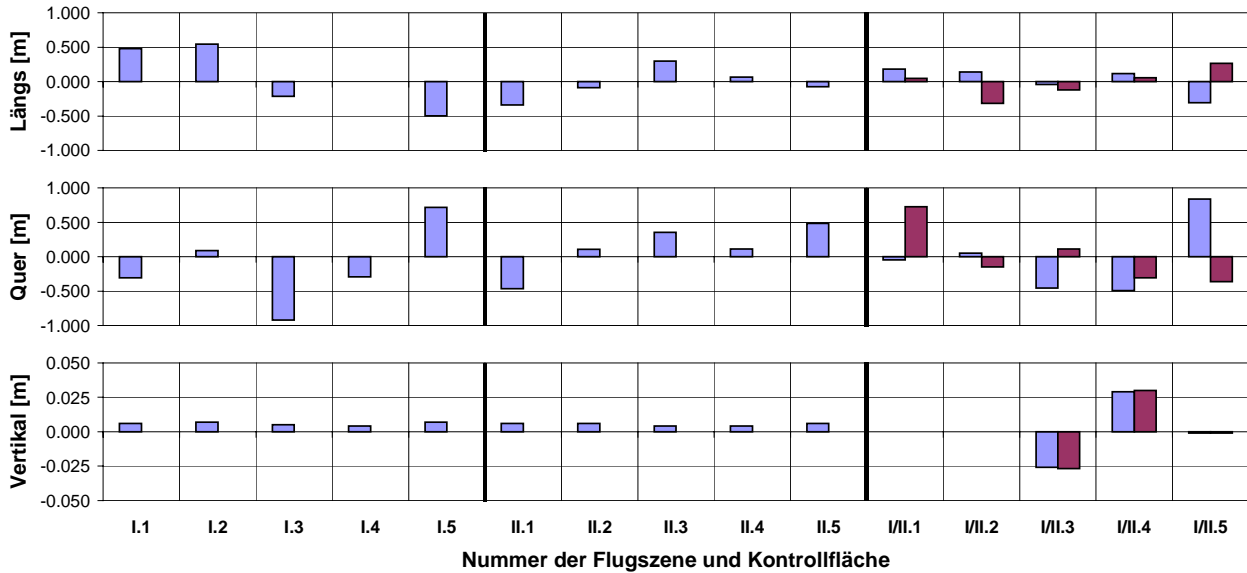


Abbildung 6.9: Geschätzte Verbesserungen für die verwendeten nicht koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

Die geschätzten Verbesserungen in den Horizontalkomponenten resultieren wiederum aus der Diskretisierung der Kontrollflächen bei einem Punktabstand von 2-3 m der Laserdaten. Im Rahmen der zu erwartenden Genauigkeit können diese Abweichungen toleriert werden, da der Einfluss auf die zu schätzenden Kalibrierparameter nur gering ist. In Abbildung 6.10 und Abbildung 6.11 ist die Lösungskonvergenz dieses Programmlaufs in Abhängigkeit vom aktuellen Iterationsschritt zusammengestellt. Abbildung 6.10 zeigt ausgehend von den Startwerten den Konvergenzverlauf für jeden geschätzten Parameter im Berechnungssystem. Dem Plot ist zu entnehmen, dass alle Parameter ein stetiges Konvergenzverhalten aufweisen, das bis zur zweiten Iteration stark und ab dieser nur noch schwach ausgeprägt ist.

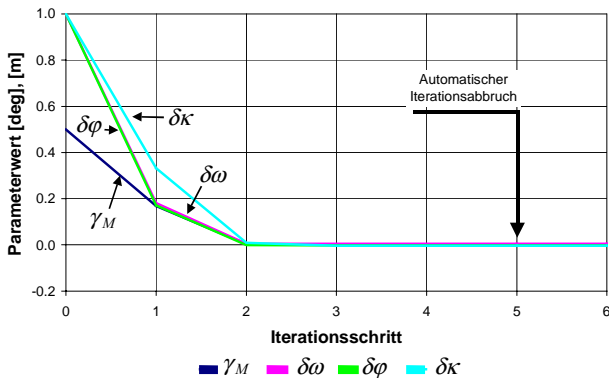


Abbildung 6.10: Lösungskonvergenz der Parameter mit nicht koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

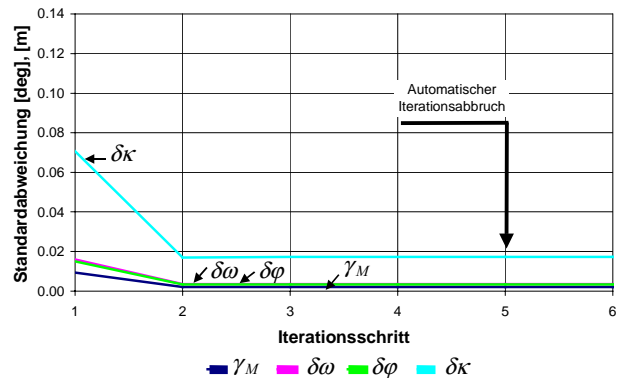


Abbildung 6.11: Standardabweichung der Parameter mit nicht koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

In Abbildung 6.11 sind die Standardabweichungen der geschätzten Parameter gezeichnet. Für alle Parameter zeigt sich hier ein konvergentes Verhalten.

Die geschätzten Ergebnisse der unbekannt Parameter samt deren Standardabweichung auf der Grundlage nicht koordinierter Kontrollflächen sind in Tabelle 6.3 zusammengestellt. Die Werte für die geschätzten Unbekannten liegen wieder sehr nahe an den tatsächlichen Winkelwerten. Im Einzelnen unterscheiden sich γ_M um 0.002° , $\delta\omega$ um 0.006° , $\delta\varphi$ um 0.001° und $\delta\kappa$ um 0.003° von ihren Soll-Werten. Die bei diesem Programmlauf erreichten Standardabweichungen liegen für γ_M bei 0.002° , für $\delta\omega$ bei 0.003° , für $\delta\varphi$ bei 0.003° sowie für $\delta\kappa$ bei 0.017° . Die hier geschätzten Standard-

abweichungen weisen ebenfalls zur Kalibrierung des Laserscannersystems ausreichend hohe Genauigkeiten auf, wie sie in Kapitel 4.1.2 gefordert sind.

Unbekannte	Schätzwert	σ_{Par}	$ \Delta $
γ_M	7.002°	0.002°	0.002°
$\delta\omega$	0.006°	0.003°	0.006°
$\delta\varphi$	-0.001°	0.003°	0.001°
$\delta\kappa$	-0.003°	0.017°	0.003°
Add	-	-	-

Tabelle 6.3: Schätzwerte und Standardabweichungen der Simulation mit nicht koordinierten Kontrollflächen aus zwei Flugszenen

Außerdem zeigt Tabelle 6.3, dass auch hier aufgrund der höheren Redundanz durch die Verwendung zweier Flugszenen der Diskretisierungsfehler weniger die Ergebnisse verfälscht ($|\Delta|$) als in Tabelle 6.1 mit koordinierten Kontrollflächen und nur einer Flugszene. Insgesamt zeigen die in diesem Kapitel erzielten Ergebnisse, dass auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen und bei bekannter Additionskonstante eine Kalibrierung von ScaLARS auch ohne externe Referenzinformationen mit hoher Genauigkeit möglich ist.

6.4 Einfluss von Messrauschen in der Entfernungsmessung

In den vorausgegangenen Kapiteln 6.2 und 6.3 wurde der Modellansatz nach Kapitel 5 anhand fehlerfreier synthetischer Daten evaluiert. Es zeigte sich, dass mit allen zugrunde liegenden Datensätzen in jedem Fall eine ausreichend genaue Kalibrierung berechnet werden kann. Dem gegenüber ist in diesem Kapitel der Einfluss von Messrauschen auf die Ergebnisse der Kalibrierung zusammengestellt. Je größer die Flughöhe oder je radiometrisch ungeeigneter die Reflexionseigenschaft einer Geländeoberfläche ist, desto qualitativ schlechter kann die Entfernung gemessen und daraus abgeleitet werden [Hug 1996]. Durch diese Zunahme an Messrauschen in der Entfernungsmessung wird eine scheinbare Erhöhung in der Rauheit einer Geländeoberfläche verursacht, die in Wirklichkeit nicht vorhanden ist.

Zu diesem Zweck werden den oben genannten Datensätzen Zufallsabweichungen in der Entfernungsmessung aufmoduliert, wie sie bei realen Messsystemen auftreten. Für die Simulation dieser Zufallsabweichungen bietet sich die Gaußverteilung (Normalverteilung) an, die von einem Mittelwert μ und der Standardabweichung σ abhängt. Gleichung (6.1) zeigt diese Gaußfunktion in ihrer ursprünglichen Form.

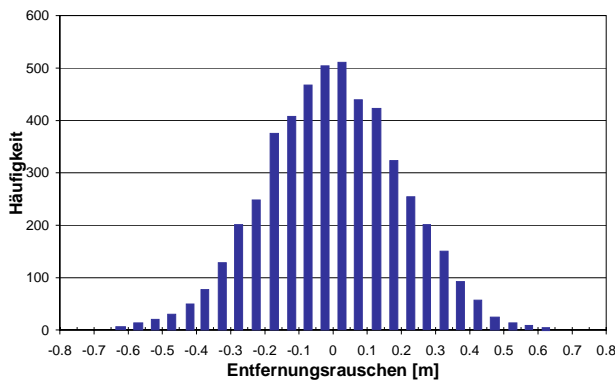


Abbildung 6.12: Zufallsabweichungen mit Gaußverteilung nach [Press et al. 1992] für insgesamt 5000 Messwerte

$$N(x; \mu, \sigma) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2} \quad (6.1)$$

Zur Generierung der mittelwertfreien Zufallsabweichungen einer bestimmten Bandbreite wurde $\mu=0.0$ m und die Standardabweichung auf einen realitätsnahen Wert von $\sigma=0.2$ m gesetzt. Die numerischen Werte der Zufallsabweichung wurden nach [Press et al. 1992] ermittelt und sind für die ersten 5000 Werte in Abbildung 6.12 exemplarisch als Histogramm dargestellt. Die Zufallsabweichungen bewegen sich hier maximal im Bereich von -0.69 m bis +0.74 m. Bezüglich der einzelnen Programmläufe zeigte sich, dass das zugrunde liegende Messrauschen in der Entfernung bei allen Berechnungsvarianten nach Kapitel 6.2 und 6.3 keinen Einfluss auf die Parameterwerte der Kalibrierung einschließlich deren Genauigkeit hat. Die Zufallsabweichungen werden in keinem Fall nach Kapitel 5.7.2 als grobe Fehler erkannt, da deren Abweichungen kleiner als der gesetzte Schwellwert sind. Die geschätzten Verbesserungen weisen in der Horizontalen kaum eine Veränderung auf und in der Vertikalen sind sie etwa mit gleichem Genauigkeitsniveau etwas anders verteilt. Auch für die Additionskonstante im Fall von koordinierten Kontrollflächen wurde sowohl der selbe Parameterwert als auch die selbe Genauigkeit geschätzt. Ursache hierfür ist die vorausgehende Berechnung des Flächenschwerpunkts nach Kapitel 5.4, wodurch das Messrauschen bereits stark reduziert wird (Tiefpassfilterung).

Normalverteiltes, mittelwertfreies Rauschen in der Entfernungsmessung und in realistischen Größenordnungen hat z.B. bei den in Kapitel 6.2 und 6.3 zugrunde liegenden Datensätzen und diesem Modellansatz zur Systemkalibrierung von ScaLARS keinen offensichtlichen Einfluss auf die geschätzten Parameterwerte und deren Standardabweichungen. Voraussetzung für eine korrekte Tiefpassfilterung sind u.a. eine statistisch ausreichende Anzahl an Messungen pro Kontrollfläche. Diese Ergebnisse lassen den Schluss zu, dass den Realdaten eine ähnliche Verhaltensweise unterstellt werden kann.

6.5 Genauigkeitsanspruch für die Startwerte der Unbekannten

Wie bereits in Kapitel 3.1 dokumentiert erfolgt die Schätzung der unbekannt Parameter auf einer linearisierten Modellapproximation, die a priori Näherungslösungen für jene Parameter mit hinreichender Genauigkeit voraussetzt. Insbesondere der erste Startwert entscheidet meist über divergentes oder konvergentes Lösungsverhalten. Daher befasst sich dieses Kapitel mit der notwendigen Genauigkeit der Startwerte. Im Rahmen der Untersuchungen hat sich gezeigt, dass schlechte Startwerte meist weniger ein Problem in der linearisierten Modellapproximation verursachen, sondern viel eher eine fehlerhafte Interpretation der Laserdaten zur Folge haben kann. Durch schlechte Startwerte wird z.B. eine Kontrollfläche extrem außerhalb der zugehörigen Suchregion abgebildet, die von systematischen Verfälschungen bis hin zu totalem Versagen der automatischen Serviceroutinen zur Folge haben können. Im Fall von Kontrollflächen, die nicht weit genug von anderen Flächen ähnlicher Rückstreuintensität entfernt angeordnet sind, kann es zu einer ungewollten Vermischung der Intensitätsinformationen kommen. Daher stellen im funktionalen Modell weniger die vertikalen, sondern vielmehr die horizontalen Abbildungsfehler die limitierenden Faktoren dar. In gewisser Weise ist die notwendige Qualität der Startwerte natürlich auch abhängig von der Grundfläche der Kontrollflächen. Je kleiner deren Grundfläche, desto fraglicher ist deren Eignung.

Ausgehend von der Sensibilitätsuntersuchung aus Kapitel 4.1 sind in Abbildung 6.13 für die zu schätzenden Parameter die notwendige Genauigkeit der Startwerte zusammengestellt. Die Abschätzung basiert hier auf einer Flughöhe von 700 m, einem Standardeinbau des Laserscanners im Trägerflugzeug und einem Taumelwinkel von $\gamma_M = 7^\circ$. Die Grafik enthält die maximalen horizontalen Abbildungsfehler in Abhängigkeit von der Qualität der Startwerte.

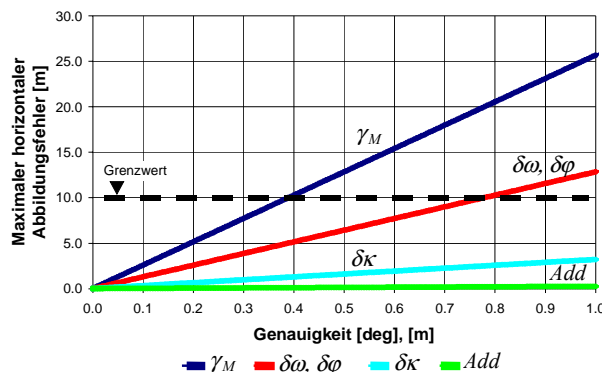


Abbildung 6.13: Notwendige Genauigkeit der Startwerte für die Parameterschätzung mit LASCAL

Abgeschätzt wurden hier Abweichungen in den Startwerten, die im Bereich von 0.0° bis 1.0° für die Winkelparameter und ebenso 0.0 m bis 1.0 m für die Additionskonstante dargestellt sind. Aus Abbildung 6.13 geht auf den ersten Blick hervor, dass γ_M am genauesten vorgegeben werden muss. Ein Fehler von 1.0° bzw. 1.0 m in den Startwerten verursacht bei γ_M einen Abbildungsfehler von etwa 26 m, bei $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ einen Abbildungsfehler von 13 m, bei $\delta\kappa$ einen Abbildungsfehler von 3 m und bei Add einen Abbildungsfehler von etwa 1 m. Auswertungen mit simulierten und realen Daten haben gezeigt, dass diese Abbildungsfehler möglichst weniger als 10 m betragen sollten. Für γ_M ergibt sich dadurch eine notwendige Startwertgenauigkeit von etwa 0.4° . Wäre der Taumelwinkel aus einer Flugmission unbekannt, so könnte bei falscher Vorgabe keine Lösungskonvergenz erwartet werden. Ist dieser wie im Regelfall bekannt, so ist die Vorgabe von $\gamma_M = 7^\circ$ oder $\gamma_M = 10^\circ$ völlig ausreichend, da der tatsächliche Parameterwert sehr nahe ($< 0.2^\circ$) an dessen Vorgabe liegt. Für die Einbaukorrekturwinkel ergeben sich notwendige Vorgabegenauigkeiten von etwa 0.8° für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ sowie für $\delta\kappa$ ist eine Genauigkeit von etwa 3.2° völlig ausreichend (nicht dargestellt). Die notwendige Qualität des Startwerts in der Additionskonstanten wird im Gegensatz zu allen anderen Parametern nicht durch einen horizontalen Abbildungsfehler, sondern durch die Entfernungsmessungen selbst vorgegeben. Ist die Additionskonstante grob falsch vorgegeben so ist die Wahrscheinlichkeit groß, dass zu wenig oder keine Entfernungsmessung die Testroutinen besteht. Daher sollte Add mit einer Genauigkeit von besser als 1.0 m bekannt sein oder es muss innerhalb der Testroutinen im Zuge der Lösungskonvergenz eine adaptive Anpassung der Schwellwerte für grobe Fehler erfolgen.

Insgesamt können hieraus folgende Empfehlungen zusammengefasst werden. Als Startwert für γ_M ist die korrekte Vorgabe des verwendeten Taumelwinkels ausreichend. Bezüglich der Startwerte für die Einbaukorrekturwinkel ist für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ eine Genauigkeit von etwa 0.8° und für $\delta\kappa$ etwa 3° notwendig. Die Additionskonstante sollte mit einer Genauigkeit von besser als 1 m bekannt sein. Diese genannten Ergebnisse haben für alle in dieser Arbeit untersuchten Datensätze ihre Gültigkeit.

6.6 Notwendige Grundfläche und Form von Kontrollflächen

Die Eignung einer Kontrollfläche zur Kalibrierung von ScaLARS mit dem in dieser Arbeit beschriebenen Ansatz hängt von mehreren Faktoren ab. In erster Linie muss die Kontrollfläche von einer ausreichenden Anzahl an Lasermessungen getroffen werden können, was eine bestimmte Grundfläche voraussetzt – und zwar getrennt für Vor- und Rückblick. Je mehr Lasermessungen eine Kontrollfläche treffen, desto weniger wirkt sich der Diskretisierungsfehler auf die Berechnung des Flächenschwerpunkts aus. Des Weiteren gilt, je radiometrisch isolierter eine Kontrollfläche bezüglich Umfeld innerhalb einer Flugszene angeordnet ist, desto geeigneter ist die Fläche zur Kalibrierung. Als Form eignen sich hierfür prinzipiell alle geometrischen Grundprimitiven, insbesondere aber mit quadratischer oder rechteckiger Grundfläche. Flächen mit stellenweise konkaver Umringbegrenzung können ebenfalls zur Systemkalibrierung verwendet werden, da deren Umringpolygone mit LASACAL automatisch konvex erweitert werden. Die Verwendung von schmalen langgezogenen Rechteckformen mit Seitenlängen nahe der Auflösung sollten möglichst vermieden werden, da sich hier ein Diskretisierungsfehler besonders ungünstig auswirken kann. Generell eignen sich für diese Kalibrierungszwecke die Landebahnmarkierungen auf größeren Flugplätzen.

Zur Rekonstruktion des Flächenschwerpunkts einer Kontrollfläche aus Laserdaten sind im Minimum vier Treffer pro Blickrichtung notwendig, die im Idealfall mittelpunktssymmetrisch angeordnet sind. Da dieser Idealfall wohl eher die Ausnahme darstellt und außerdem jederzeit mit Fehlmessungen zu rechnen ist, sind vier Lasermessungen pro Kontrollfläche als Planungsgrundlage eindeutig zu wenig. Untersuchungen haben gezeigt, dass die minimale Anzahl an Lasermessungen pro Kontrollfläche beim Vierfachen liegen sollte, nämlich bei 16 Messungen pro Kontrollfläche. Liegen weniger als 16 Messungen pro Kontrollfläche vor, so sinkt die Zuverlässigkeit der implementierten automatischen Programmroutinen rapide und sowohl eine manuelle Kontrolle als auch eine interaktive Nachbearbeitung der Kalibrierung etwa bei den Schwellwertoperationen ist erforderlich. Für die Abschätzung der notwendigen Grundfläche pro Kontrollfläche wurden verschiedene Flugszenen auf der Grundlage des Standardeinbaus im Trägerflugzeug aus unterschiedlichen Flughöhen generiert und entlang der Nadirlinie, dem Bereich der niedrigsten Punktdichte analysiert. Die Quantität der Laserdaten basierte wieder auf einer Spiegeldrehrate von 20 Hz mit je 385 Lasermessungen pro Spiegelumdrehung und einer Fluggeschwindigkeit von 60 m/s. Abbildung 6.14 zeigt die notwendige Grundfläche einer quadratischen Kontrollfläche in Abhängigkeit von der Flughöhe für die beiden möglichen Taumelwinkel und einer Trefferquote von mindestens 16 Lasermessungen pro Blickrichtung.

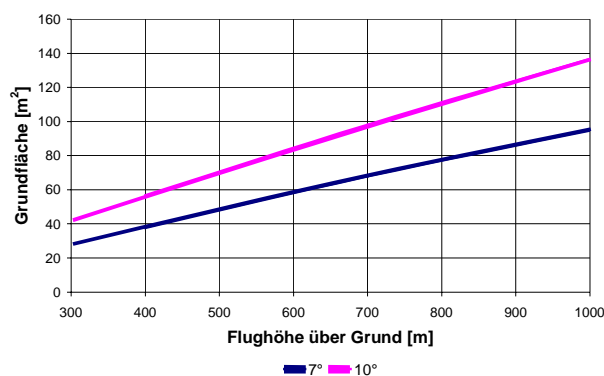


Abbildung 6.14: Erforderliche Mindestgrundfläche für Kontrollflächen

Für die erforderliche Grundfläche in Abhängigkeit von der Flughöhe ergibt sich im oben dargestellten Bereich ein linearer Zusammenhang. Für $\gamma_M = 7^\circ$ ergibt sich eine erforderliche Grundfläche von etwa 38 m^2 , 68 m^2 und 95 m^2 sowie für $\gamma_M = 10^\circ$ eine erforderliche Grundfläche von etwa 57 m^2 , 98 m^2 und 137 m^2 für eine Flughöhe von 400 m, 700 m und 1000 m. Dies entspricht im Fall einer quadratischen Kontrollfläche den Seitenlängen von grob $6 \times 6 \text{ m}^2$, $8 \times 8 \text{ m}^2$ und $10 \times 10 \text{ m}^2$ für $\gamma_M = 7^\circ$ sowie den Seitenlängen von grob $8 \times 8 \text{ m}^2$, $10 \times 10 \text{ m}^2$ und $12 \times 12 \text{ m}^2$ für $\gamma_M = 10^\circ$. Zu beachten ist, dass es sich bei diesen Empfehlungen um eine Mindestanforderung bezüglich der Grundfläche handelt, die falls möglich immer größer gewählt werden sollte. Insbesondere sollten diese Vorgaben auch als Planungsgrundlage zur Neuanlage eines Testfeldes Berücksichtigung finden. Im Fall von nicht quadratischen Grundflächen oder höherer Fluggeschwindigkeit sollte mit einer niedrigeren Flughöhe geplant werden.

6.7 Ideale Fluggeschwindigkeit und Punktabstand

Die Ausführungen in diesem Kapitel beziehen sich wieder auf die aktuellen Leistungsdaten und den Standardeinbau von ScaLARS im Trägerflugzeug. Wie bereits in Kapitel 5.1 gezeigt, liegt hierbei der höchste Punktabstand bzw. die niedrigste Punktdichte innerhalb einer Flugszene entlang der Nadirlinie. Der Punktabstand quer zur Flugrichtung ist in erster Linie durch die Anzahl und Verteilung der Messungen auf dem Abtastmuster (Inkrementabstand) begrenzt. Je mehr Messungen pro Spiegelumdrehung vorliegen oder je geringer die Flughöhe ist, desto kleiner ist der Punktabstand quer zur Flugrichtung. Der Punktabstand in Flugrichtung ist bei konstanter Rotationsgeschwindigkeit des Spiegels in erster Linie von der Geschwindigkeit des Trägerflugzeugs abhängig. Hierbei gilt, je niedriger die Fluggeschwindigkeit, desto kleiner ist der Punktabstand längs der Flugrichtung. Die Ermittlung der idealen Fluggeschwindigkeit basiert auf gleichem Punktabstand in Längs- und Querrichtung. Abbildung 6.15 zeigt den maximalen Punktabstand, welcher sich für die beiden Ablenkspiegel quer zur Nadirlinie (Flugrichtung) in Abhängigkeit von der Flughöhe ergibt. Es besteht ein linearer Zusammenhang zwischen Punktabstand und Flughöhe, wobei mit $\gamma_M=7^\circ$ ein etwa 30% geringerer Punktabstand erzielt wird.

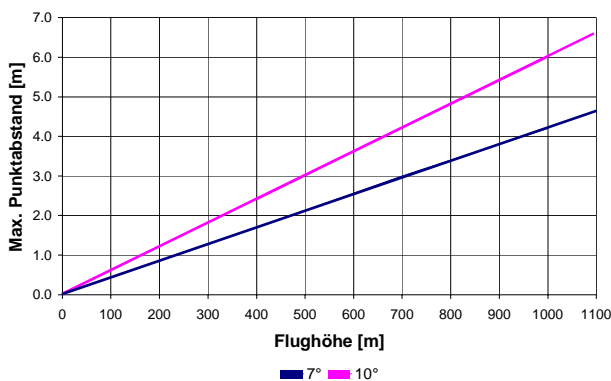


Abbildung 6.15: Maximaler Punktabstand quer zur Flugrichtung in Abhängigkeit von der Flughöhe

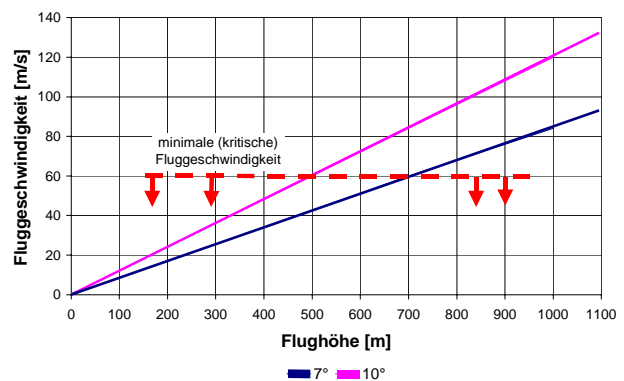


Abbildung 6.16: Empfohlene Fluggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Flughöhe

Zur Sicherstellung gleicher Punktabstände längs und quer zur Flugrichtung müssen mit zunehmender Flughöhe schnellere und mit abnehmender Flughöhe langsamere Fluggeschwindigkeiten vorgegeben werden. Abbildung 6.16 zeigt den Zusammenhang zwischen der Flughöhe und der notwendigen Fluggeschwindigkeit. Mit Hilfe des Punktabstands quer zur Flugrichtung entlang der Nadirlinie und der konstanten Laufzeit einer einzelnen Spiegelumdrehung (20 Hz) kann für jede Flughöhe die erforderliche Fluggeschwindigkeit berechnet werden. Im Hinblick auf die Flugplanung ist jedoch zu beachten, dass sich die Geschwindigkeit bei Flugzeugen nicht beliebig reduzieren lässt. Sicher langsam zu fliegen zählt zu den flugdynamisch kritischen Grenzbereichen. Erfahrungen aus verschiedenen Flugmissionen zeigen hierzu, dass bei gewöhnlichen Trägerflugzeugen zur Sicherstellung einer stabilen Fluglage eine Minimalgeschwindigkeit von $v_{min}=60$ m/s nicht wesentlich unterschritten werden darf. Die beiden obigen Abbildungen zeigen den Zusammenhang zwischen Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und Punktabstand. Daraus lässt sich bezüglich der drei Kriterien jeweils die maximal mögliche Auflösung von ScaLARS ableiten. Wird als Beispiel ein Gebiet mit $\gamma_M=7^\circ$ und $v_{min}=60$ m/s befliegen, so ergibt sich eine Flughöhe von 700 m und ein Punktabstand von 3 m längs und quer entlang der Nadirlinie. Wird jedoch eine höhere Punktdichte gefordert, so muss zur Sicherstellung der Punktdichte das Gebiet mehrfach überfliegen und erfasst werden. Es ist auch ersichtlich, dass bei fest vorgegebenem v_{min} ein Punktabstand von 3 m in Längsrichtung nur durch eine höhere Spieldrehzahl verbessert, während die Auflösung quer dazu durch Anpassen der Flughöhe verändert werden kann. Der Fokus in diesem Kapitel liegt u.a. auch beim Aufzeigen der Grenzen von ScaLARS. Wird eine höhere Auflösung als mit der momentanen Hardware realisierbar ist gefordert, so kann mit diesem Sensor aufgrund der dafür notwendigen multiplen Überflüge in wirtschaftlicher Hinsicht vermutlich nicht mehr kostendeckend gearbeitet werden. Um dem Anspruch einer höheren Punktdichte gerecht zu werden muss die Rotationsgeschwindigkeit des Ablenkspiegels sowie die Abtastfrequenz erhöht werden.

6.8 Laufzeitverhalten

Im Zeitalter der rasanten Entwicklung immer höherer Hardware- und insbesondere Prozessorgeschwindigkeiten ist eine Angabe über das Laufzeitverhaltens eines Programms fast schon veraltet, wenn sie genannt wird. Dennoch werden in diesem Kapitel Angaben über die Verteilung der Laufzeit auf der Grundlage verschiedener Programmläufe gemacht. Grundlage dieser Untersuchung sind drei Flugszenen, die sich nur in ihrer Datenmenge voneinander unterscheiden. Die gewählte Datenmenge von 100000, 200000 und 300000 Lasermessungen entspricht dabei realistischen Flugszenen zur Kalibrierung. Optional können in diesen Flugszenen noch bis zu 20 Kontrollflächen aktiviert oder deaktiviert werden. Abbildung 6.17 enthält die Laufzeiten dieser drei Datensätze für eine einzige Programmiteration in Abhängigkeit von der Anzahl an aktivierten Kontrollflächen. Die Laufzeit wird hauptsächlich durch den Zeitbedarf zweier Berechnungsabschnitte bestimmt: Das Lesen und die Georeferenzierung aller Laserdaten sowie die Behandlung der Kontrollflächen

einschließlich Parameterschätzung. Die Gesamtlaufzeit der Systemkalibrierung erhält man, indem die dargestellte Laufzeit jeweils noch mit der Anzahl der erforderlichen Iterationsschritte multipliziert wird.

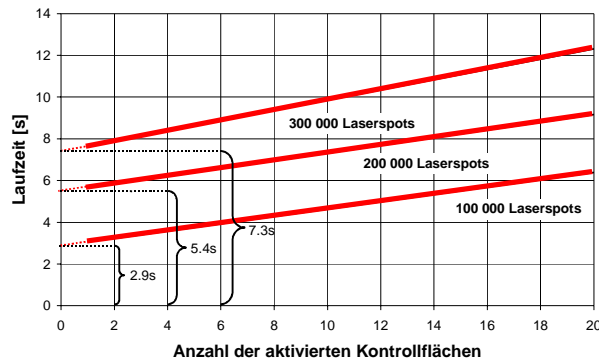


Abbildung 6.17: Programmlaufzeit von LASCAL für eine einzige Iteration auf einem PC mit Pentium IV 2.2 GHz CPU

Die Rechenzeiten zeigen in Abhängigkeit von den aktivierten Kontrollflächen ein nahezu lineares Laufzeitverhalten. Bei 20 aktivierten Kontrollflächen ergibt sich für die drei Datensätze eine Rechenzeit von etwa 6.4 s, 9.2 s und 12.4 s pro Iteration. Dabei wird der Hauptanteil der Zeit von der Georeferenzierung der Laserdaten beansprucht, deren Dauer für die drei untersuchten Datensätze immerhin 2.9 s, 5.4 s und 7.3 s beträgt. Insgesamt zeigt die Programmlaufzeit von LASCAL ein günstiges Verhalten, das auf einem zeitgemäßen Computersystem einen vollständigen Programmablauf zur Kalibrierung innerhalb weniger Minuten garantiert.

7 Ergebnisse der Kalibrierung mit Realdaten

Im Gegensatz zu Kapitel 6 erfolgt hier die Evaluierung des Modellansatzes anhand von realen Daten aus den Jahren 2002 und 2003. Der Fokus liegt in diesem Kapitel beim Nachweis der Eignung des erarbeiteten Kalibrieransatzes für genau diese Daten. Hierzu werden wieder Aussagen über erreichbare Genauigkeiten, Zuverlässigkeit der Lösungen und deren Wiederholbarkeit gemacht. Durch das Einbeziehen von koordinierten Kontrollflächen in die Auswertung können Aussagen über erreichte Absolutgenauigkeiten gemacht werden. Zusätzlich werden noch die redundanten Informationen aus der Selbstüberlappung mit einbezogen. Diese Vergleiche erlauben umfassende Aussagen über eventuelle Restfehler im optischen System, in der Entfernungsmessung, in der Flugtrajektorie, in den terrestrischen Einmessungen und in der Synchronisation zwischen den verschiedenen Sensoren.

In Zusammenarbeit mit der Firma ILV¹⁶ hat das Institut für Navigation (INS) verschiedene Flugmissionen in der Nähe von Altenburg/Thüringen (Deutschland) durchgeführt. Dabei standen die Dokumentation von Stadtgebieten, Verkehrsbauwerken, stillgelegten Braunkohleabbau- und Hochwasserschutzgebieten im Vordergrund der Mission. Im Rahmen dieser Projekte wurden zusätzlich noch Flughafenüberflüge durchgeführt, die generell zur Kalibrierung von ScaLARS verwendet werden sollten. Insgesamt existieren mehrere Längs- und Querüberflüge der Start- und Landebahn, wobei die Querszenen zur Kalibrierung aufgrund des unvollständigen Informationsgehalts in dieser Arbeit nur zu Kontrollzwecken verwendet werden. Insgesamt können aus den beiden Jahren je vier Szenen, geflogen entlang der Start- und Landebahn zur Kalibrierung verwendet werden. Diese acht Flugszenen werden im Folgenden näher diskutiert.

Als Trägerflugzeug zur Durchführung der verschiedenen Fernerkundungsmissionen wurde die in Abbildung 7.1 dargestellte zweimotorige Cessna vom Typ 404 Titan Freighter der Firma ILV verwendet. Dieses Vermessungsflugzeug wird normalerweise für photogrammetrische Vermessungsflüge eingesetzt und verfügt daher standardmäßig über ein CCNS4 System¹⁷ zur automatischen Flugführung, Positionierung und Sensormanagement.



Abbildung 7.1: Trägerflugzeug Cessna 404 Titan Freighter

Die linke Hälfte aus Abbildung 7.2 zeigt den Aufbau des Messsystems im Trägerflugzeug mit Blickrichtung vom Heck zum Cockpit und die rechte Hälfte die Nahaufnahmen der enthaltenen Steuermodule. Linksseitig ist der 19' Baugruppenträger abgebildet der Komponenten zur Stromversorgung, Überwachung, Steuerung, Datenaufzeichnung und das Applanix POS/AV Computersystem enthält. Alle gezeigten Module sind in Standard 19' Einschubgehäusen untergebracht. Zwischenzeitlich wurde auch die primäre Steuereinheit von ScaLARS aus Abbildung 7.2 durch einen kleineren 19' Industriecomputer ersetzt und gleichzeitig die Gesamtbauhöhe des Baugruppenträgers etwa auf die Hälfte reduziert. Im Vordergrund ist der ScaLARS Laserscanner nur unvollständig abgebildet, welcher unmittelbar hinter dem Flugzeugschwerpunkt in Höhe der Ladeluke auf der Kameraöffnung direkt am Flugzeugrumpf montiert ist. Der Laserscanner wurde ohne mechanische Vorrichtungen zur Dämpfung und ohne stabilisierte Plattform direkt mit dem Flugzeugboden verschraubt. Die Strap-Down IMU wurde fest am Spiegelträger innerhalb des Laserscannergehäuses montiert und ist in Abbildung 7.2 nicht sichtbar (vgl. Abbildung 1.2). Ebenfalls nicht sichtbar ist die GPS Antenne, die sich direkt über dem Laserscanner bzw. Kameraloch auf dem Flugzeugdach befindet. Zusätzlich ist das Aufnahmesystem noch mit einem in den Abbildungen nicht dargestellten Modul zur Videodokumentation ausgestattet.

Im Anschluss an den Flugzeugeinbau wurde der Hebelarm vom Perspektivzentrum des Laserscanners zur GPS Antenne terrestrisch eingemessen und berechnet. Der Hebelarm vom Perspektivzentrum zum Geozentrum der IMU lag bereits aus vorausgegangenen Labormessungen vor. Diese Hebelarme müssen für die Befliegung mit reduzierter Genauigkeit im POS Computersystem zur Real-Time Navigation eingegeben werden und müssen anschließend für die Berechnung der hochgenauen Flugtrajektorie mit POSpac mit hoher Genauigkeit zur Verfügung stehen. Bei diesen Prozessierungen

¹⁶ Ingenieurbüro für Luftbildauswertung und Vermessung, Groitzsch/Wischstauden, (URL: <http://www.ilv-wagner.com/>).

¹⁷ Computer Controlled Navigation System, Ingenieur-Gesellschaft für Interface mbH, Kreuztal, (URL: <http://www.igi-ccns.com/>).

werden mit Hilfe der Hebelarme die Exzentrizitäten der Sensoren bezüglich des Perspektivzentrums berücksichtigt. Für Real-Time Anwendungen ist die Vorgabe der Hebelarme mit einer Genauigkeit von etwa 0.10 m ausreichend, fürs Post-Processing sind jedoch Genauigkeiten von etwa 0.01 m erforderlich. Die Auswertesoftware POSpac verfügt über eine Option zur Schätzung der Hebelarmwidersprüche im Rahmen der Kalmanfilterung auf der Basis von GPS und IMU Daten sowie der Fluggeometrie. Untersuchungen zur Nutzung dieser Option haben gezeigt, dass die mit POSpac geschätzten Hebelarme aufgrund ungeeigneter Fluggeometrie oft nur schlecht mit den terrestrisch vermessenen Hebelarmen übereinstimmen – insbesondere in der für Laserscanner wichtigen Vertikalkomponente. Diese durchaus nützliche Option wurde bei allen in den vergangenen Jahren durchgeführten Missionen eher zur Kontrolle der Hebelarme auf grobe Fehler hin oder zur Rekonstruktion von fehlerhaften Einmessungen verwendet. Es hat sich außerdem gezeigt, dass grobe Widersprüche im Multi-Sensorsystem meist auf fehlerhafte Hebelarme zurückführen lassen – insbesondere wenn die Einmessung und deren Auswertung nicht qualifiziert durchgeführt wurde.



Abbildung 7.2: Aufbau des Messsystems mit Blickrichtung vom Heck zum Cockpit sowie in Frontansicht

7.1 Testgebiet Flughafen Altenburg/Thüringen

Bei den Flugkampagnen vom Juli 2002 und April 2003 wurde zur Kalibrierung und Untersuchung der Genauigkeit des Multi-Sensorsystems der Flugplatz Altenburg-Nobitz mehrfach überflogen. Der Flugplatz Altenburg-Nobitz liegt westlich der Stadt Altenburg im Bundesland Thüringen nahe den Landesgrenzen zu Sachsen und Sachsen-Anhalt. Die Start- und Landebahn, deren Belag vollständig aus Beton in Plattenbauweise gefertigt ist hat eine Ausdehnung von etwa 2095x45 m². Der Flughafen ist klassifiziert in der Kategorie Verkehrslandeplatz für Sichtanflug und liegt auf einer topographischen Höhe von etwa 195 m über NN. Abbildung 7.3 zeigt das Intensitätsbild der Start- und Landebahn einschließlich der Markierungen für den Sichtanflug. Diese Markierungen wurden zum Zweck der Kalibrierung und dem Nachweis der erreichbaren Genauigkeiten Vorort hochgenau mit differentiellem Trägerphasen GPS eingemessen. Durch die nahezu ebene Topographie eignet sich dieses Testgebiet besonders gut für Untersuchungen dieser Art, da Unstimmigkeiten in der Horizontalen oder Vertikalen eindeutig auch diesen zugewiesen werden können. Außerdem begünstigt die niedrige bis nicht vorhandene Vegetation, die kaum vorhandene Bebauung und die günstigen Rückstreuungseigenschaften bezüglich der Laserwellenlänge von $\lambda=810$ nm diese Untersuchung ebenfalls. Es wurden die vorhandenen Markierungen im Originalzustand eingemessen und verwendet, d.h. im Rahmen dieser Untersuchungen wurden Kontrollflächen weder künstlich etwa mit Farbe oder Kunststoffplatten signalisiert noch deren Rückstreuintensität etwa durch entsprechende Oberflächenbehandlung verstärkt. Wie der Abbildung 7.3 weiterhin zu entnehmen ist enthält die

Start- und Landebahn insgesamt 18 gut sichtbare Markierungen. Diese Markierungen lassen sich bezüglich Form und Größe in drei Klassen einteilen. Zum Zweck der Nummerierung wird sowohl zwischen den nördlichen (N) und den südlichen (S) Markierungen unterschieden als auch hinsichtlich der Grundfläche bei den Längsmarkierungen.

- 2 x Streifenmuster - ähnlich einem Zebrastrreifen (Z_N, Z_S), Grundfläche etwa 45x30 m²
- 4 x Längsmarkierungen (NN3, NN4, SS5, SS6), Grundfläche etwa 6x45 m²
- 12 x Längsmarkierungen (alle anderen), Grundfläche etwa 3x23 m²

Diese drei Klassen sind in Abbildung 7.4 bis Abbildung 7.6 dargestellt, aus diesen neben den eingemessenen Punkten auch die gegenseitigen Größenverhältnisse entnommen werden können. Das Zebrastrreifen ähnliche Muster besteht aus einer Abfolge heller und dunkler Flächenanteile. Da der Abstand der Streifen kleiner ist als die horizontale Scannerauflösung wird auch aufgrund des Leuchtfleckdurchmessers am Boden und der Trägheit der Rückstreuintensitätsmessung ein Mischwert (Integral) aus den einzelnen Intensitätsanteilen gemessen. Wie Abbildung 7.3 deutlich zeigt heben sich die Flächen der beiden Streifenmuster als ganzes vom dunklen Hintergrund ab. Daher können die beiden Streifenmuster bei den hier vorliegenden Flugszenen jeweils wie eine einzige Fläche behandelt werden.

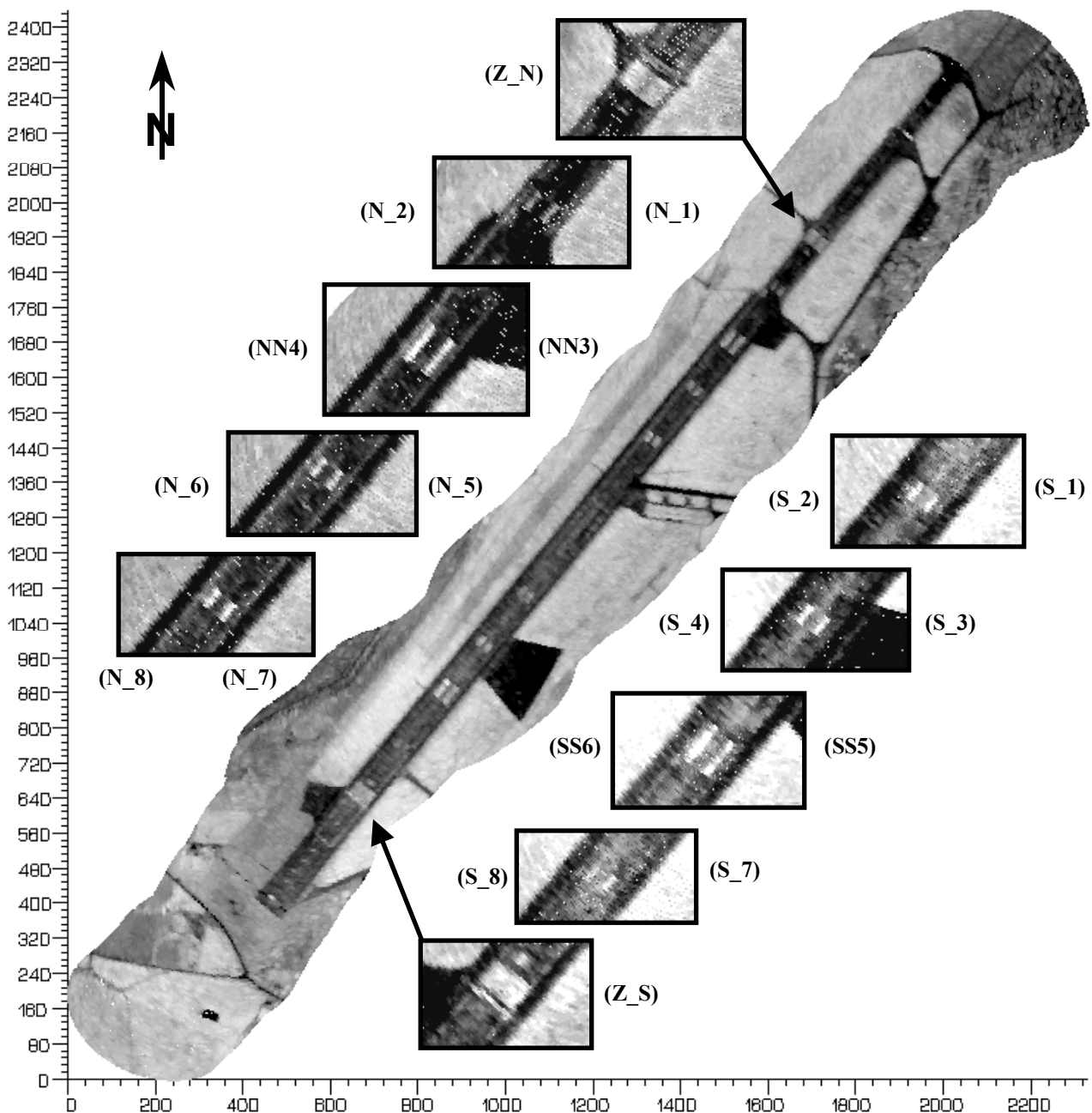


Abbildung 7.3: Flugplatzübersicht einschließlich der Kontrollflächen – Flughafen Altenburg-Nobitz, alle Skalenwerte in [m]

7 Ergebnisse der Kalibrierung mit Realdaten

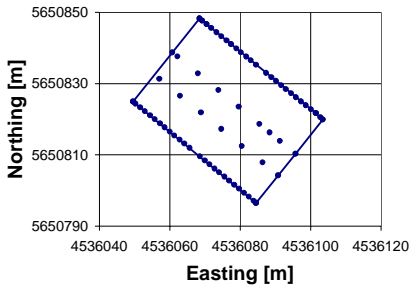


Abbildung 7.4: Streifenmuster mit einer Fläche von ca. 1350 m²

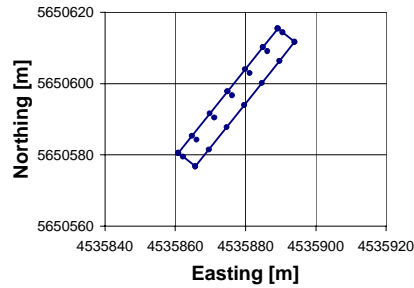


Abbildung 7.5: Landebahnmarkierung mit einer Fläche von ca. 270 m²

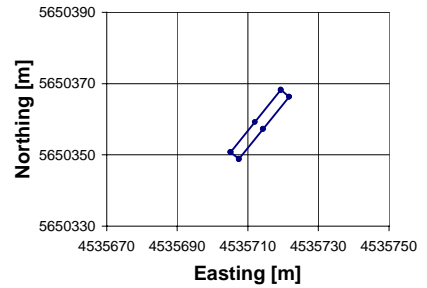


Abbildung 7.6: Landebahnmarkierung mit einer Fläche von ca. 70 m²

Im Rahmen der terrestrischen Einmessung mit Hilfe von GPS wurden außerdem noch mehrere Gebäude in Lage und Höhe eingemessen, die aber durch keine der aufgezeichneten Flugszenen erfasst wurden.

7.2 Kalibrierflugdesign

In diesem Kapitel erfolgt eine zusammenfassende Charakterisierung aller verwendeten Datensätze. Es existieren sowohl Flugszenen entlang der Start- und Landebahn als auch Querszenen. Wie bereits erwähnt eignen sich die Querszenen nur zur Kontrolle der Ergebnisse, so dass sich die Untersuchung mit Realdaten ausschließlich auf die geflogenen Szenen entlang der Start- und Landebahn stützt. Für alle Szenen gilt, dass sie mit warmer Elektronik geflogen wurden. Mit warmer Elektronik bedeutet hier, dass mindestens 0.5 h vor dem Take-Off alle im Flugzeug installierten Komponenten in Betrieb genommen wurden um sie bis zur eigentlichen Datenerfassung über dem Aufnahmegebiet auf Betriebstemperatur zu bringen. Untersuchungen zum Einlaufeffekt haben gezeigt, dass sowohl ScaLARS als auch die verwendete IMU nach einer Betriebszeit von etwa 0.5 h nahezu keine Einlaufeffekte mehr aufweisen. Dies liegt u.a. an der aufwendigen Temperaturstabilisierung der einzelnen Sensoren.

Zeitgleich zur Datenerfassung im Flugzeug wurden redundante GPS Referenzstationsdaten verschiedener SAPOS¹⁸ und eigener Stationen zur differentiellen Trägerphasenauswertung der Flugtrajektorie aufgezeichnet. Die eigenen Referenzstationen befanden sich jeweils innerhalb des Aufnahmegebietes (<1 km) und den geflogenen Trajektorien (< 20 km).

7.2.1 Flugszenen aus dem Jahr 2002

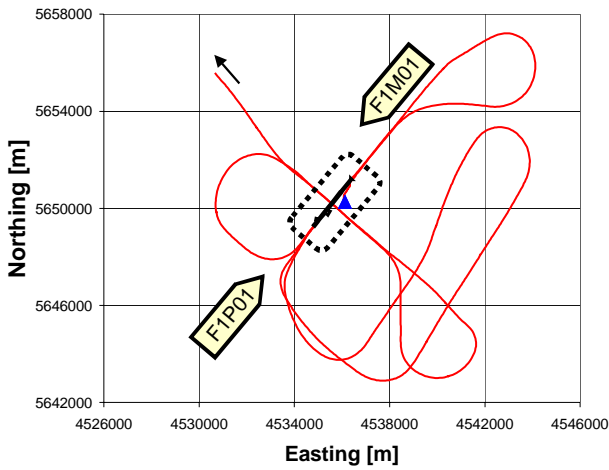
Im Rahmen der Testflüge aus dem Jahr 2002 wurden vier verwendbare Szenen über dem Flugplatz geflogen, davon zwei Szenen morgens unmittelbar nach dem Take-Off des ersten Fluges und mit Zwischenlandung zwei am Nachmittag kurz vor der Landung am Ende des zweiten Fluges. Tabelle 7.1 listet die verschiedenen Flugszenen in chronologischer Reihenfolge mit deren spezifischen Eigenschaften auf. Die Szenen wurden mit einer Geschwindigkeit von 69 ms⁻¹ bis 92 ms⁻¹ bei einer Flughöhe von 555 m bis 610 m aufgezeichnet und umfassen eine Aufzeichnungsdauer von 32 s bis zu 40 s. Für alle Flugszenen wurde im Jahre 2002 ein Laserspiegel mit $\gamma_M=10^\circ$ verwendet.

	Szene F1P01	Szene F1M01	Szene F2M01	Szene F2P01
Flugrichtung	SW → NO	NO → SW	NO → SW	SW → NO
Flughöhe ü.G.	555m	610m	580m	600m
Fluggeschwindigkeit ü.G.	91m/s	69m/s	77m/s	92m/s
Zeitbereich	204296-204328 Dienstag, 08:44:56-08:45:28 Δ=32s	204598-204638 Dienstag, 08:49:58-08:50:38 Δ=40s	231487-231524 Dienstag, 16:18:07-16:18:44 Δ=37s	231858-231890 Dienstag, 16:24:18-16:24:50 Δ=32s
Lasermessungen	231944	284159	254621	232732
Spiegelrotation	19.143Hz	19.123Hz	19.224Hz	19.223Hz

Tabelle 7.1: Eigenschaften der Flugszenen vom 23.07.2002

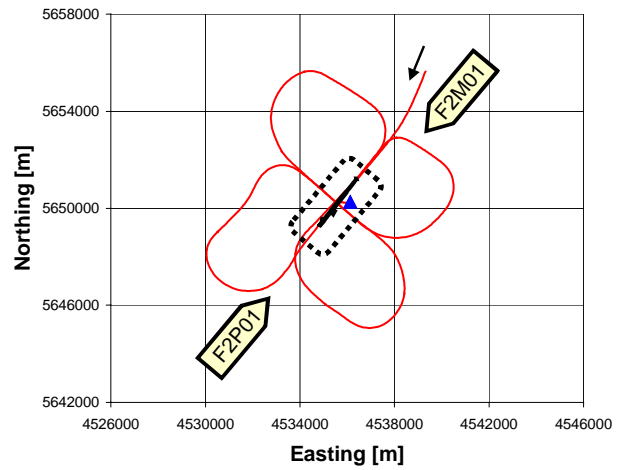
Abbildung 7.7 und Abbildung 7.8 zeigen die voneinander getrennt ausgewerteten Flugtrajektorien für den Beginn des ersten und das Ende des zweiten Fluges einschließlich der geflogenen Richtung. Die einzelnen Flugszenen wurden mit maximal 13° Rollwinkelvariation und maximal 8° Nickwinkelvariation geflogen. Die Kurvenflüge zwischen diesen Szenen wurden teilweise mit einem maximalen Rollwinkel von 35° ausgeführt.

¹⁸ Satelliten Positionierungsdienst der deutschen Landesvermessung, (URL: <http://www.sapos.de/>).



▲ GPS Referenz Flugplatzareal

Abbildung 7.7: Flugtrajektorie über dem Testgebiet zu Beginn des ersten Fluges vom 23.07.2002



▲ GPS Referenz Flugplatzareal

Abbildung 7.8: Flugtrajektorie über dem Testgebiet am Ende des zweiten Fluges vom 23.07.2002

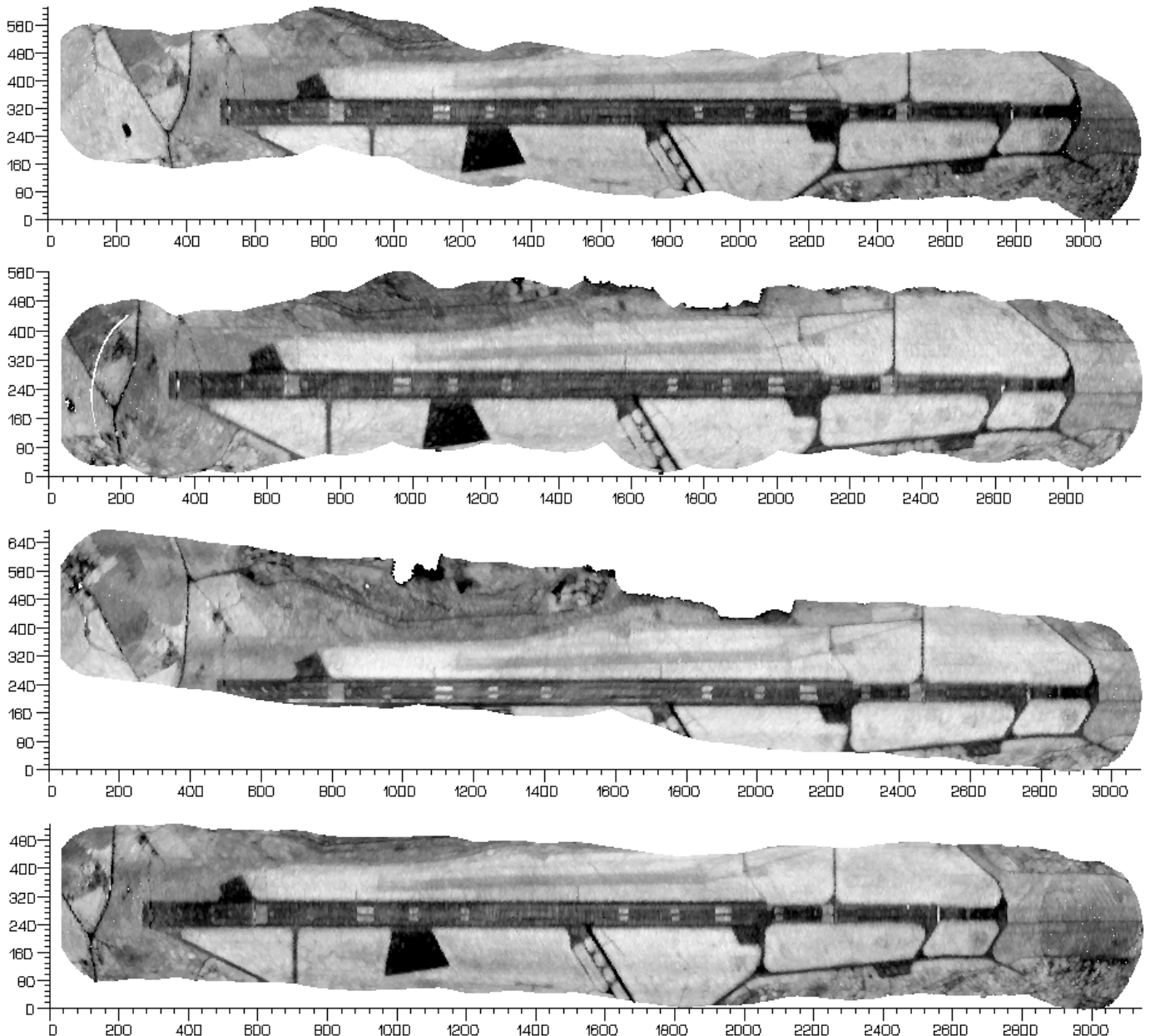


Abbildung 7.9: Intensitätsbild der Flugszenen F1P01, F1M01, F2M01, F2P01 – alle Skalenwerte in [m]

Abbildung 7.9 zeigt die Intensitätsbilder der vier Flugszenen. Wegen der besseren Darstellbarkeit im A4 Format wurden alle Szenen bezüglich ihrer ursprünglichen Kurswinkel von etwa 40° bzw. 220° um weitere 50° ins Querformat gedreht. Aus den Intensitätsbildern kann u.a. visuell ein Eindruck bezüglich der Flugdynamik entnommen werden. Insbesondere mehr oder weniger große Rollbewegungen oder seitliches Abdriften des Flugzeugs in Bezug zur Start- und Landebahn sind in den Szenen erkennbar. Bei Szene F2M01 ist außerdem erkennbar, dass der Anflug von Nordosten aus zunächst richtig eingeleitet wurde, jedoch aufgrund von starkem Seitenwind aus südöstlicher Richtung zu einer ungewollt starken Seitendrift führte und deshalb die südlichen Kontrollflächen gerade noch im Datenmaterial enthalten sind.

Als Drehgeschwindigkeit für den $\gamma_M=10^\circ$ Ablenkspiegel wurde die übliche Frequenz von etwa 19.2 s^{-1} vorgegeben, wobei die Drehgeschwindigkeit zwischen den beiden ersten und den beiden letzten Szenen eine unnatürliche Erhöhung von etwa 0.1 s^{-1} aufweist. Diese Erhöhung könnte sowohl auf die bereits genannte fehlerhaft arbeitende Motorregelung als auch auf eine manuelle, nicht dokumentierte Neuvorgabe der Drehgeschwindigkeit zurückzuführen sein. Aus Kapitel 5.7.3 geht jedoch hervor, dass eine Änderung von 0.1 s^{-1} in diesem Drehzahlbereich keinen nachweisbaren Genauigkeitsverlust auf die Georeferenzierung der Laserdaten hat.

7.2.2 Flugszenen aus dem Jahr 2003

Aus dem Jahre 2003 existieren insgesamt vier verwendbare Szenen, die in Längsrichtung über dem Flugplatz Altenburg aufgezeichnet wurden. Alle vier Szenen wurden unmittelbar nacheinander im Abstand von etwa sechs Minuten zueinander geflogen, wobei im Rahmen der Flugkampagne bereits mehrere andere Gebiete zuvor befliegen wurden. Aufgelistet in chronologischer Reihenfolge können aus Tabelle 7.2 die spezifischen Eigenschaften der vier Flugszenen entnommen werden. Im Gegensatz zum Jahre 2002 wurde hier nur eine einzige Szene von Nordost nach Südwest geflogen und drei entgegengesetzt. Die Ursache hierfür liegt vermutlich an den damals vorherrschenden ungünstigen Windverhältnissen. Diese Szenen wurden mit einer Fluggeschwindigkeit von 81 ms^{-1} bis 89 ms^{-1} aus einer Höhe von 580 m bis 610 m aufgezeichnet und enthalten Datenmaterial aus einer Aufzeichnungsdauer von 31 s bis 37 s. Für die gesamte Flugkampagne wurde im Gegensatz zum Jahr 2002 ein Laserspiegel mit $\gamma_M=7^\circ$ verwendet, was eine sichtbare Verringerung der effektiven Szenenbreite zur Folge hat. Für die Rotation des Ablenkspiegels wurde die übliche Drehgeschwindigkeit von 19.4 s^{-1} vorgegeben, die nicht zuletzt aufgrund der unmittelbar hintereinander geflogenen Szenen ein sehr konstantes Verhalten zeigt.

	Szene AM01	Szene AM03	Szene AM04	Szene AP01
Flugrichtung	NO → SW	SW → NO	SW → NO	SW → NO
Flughöhe ü.G.	590m	610m	595m	580m
Fluggeschwindigkeit ü. G.	89m/s	81m/s	81m/s	82m/s
Zeitbereich	397119-397151 Donnerstag, 14:18:39-14:19:11 $\Delta=32\text{s}$	397515-397551 Donnerstag, 14:25:15-14:25:51 $\Delta=36\text{s}$	397891-397928 Donnerstag, 14:31:31-14:32:08 $\Delta=37\text{s}$	398291-398322 Donnerstag, 14:38:11-14:38:42 $\Delta=31\text{s}$
Lasermessungen	234016	271769	273474	223027
Spiegelrotation	19.394Hz	19.396Hz	19.400Hz	19.401Hz

Tabelle 7.2: Eigenschaften der Flugszenen vom 10.04.2003

Abbildung 7.10 zeigt das Flughafengelände samt GPS Referenzstation, die geflogene Trajektorie über dem Testgebiet einschließlich der Flugrichtung der aufgenommenen Szenen zur Kalibrierung. Die einzelnen Flugszenen weisen Rollwinkelvariationen bis maximal 19° und Nickwinkelvariationen bis maximal 5° auf, wobei die Kurvenflüge zwischen den einzelnen Flugszenen teilweise mit maximal 37° Rollwinkel geflogen wurden. Die Flugdynamik war im Jahre 2003 wesentlich unruhiger als im Jahre 2002 und gestaltete die Prozessierung der GPS Trajektorie ungleich aufwendiger als im Jahr zuvor.

Aus der Abbildung 7.11 können die Intensitätsbilder der vier Flugszenen entnommen werden. Auch diese Szenen sind wegen der besseren Darstellbarkeit um weitere 50° ins Querformat gedreht. Die Intensitätsbilder zeigen mit Ausnahme der letzten Flugszene sehr unruhig geflogene Trajektorien. Diese starke Flugdynamik oder möglicherweise auch eine manuelle nicht instrumentenunterstützte Befliegung hat bei den ersten drei Szenen zur Folge, dass wichtige Regionen der Start- und Landebahn nur knapp, unvollständig oder überhaupt nicht erfasst wurden. Die Gründe hierfür konnten nicht in Erfahrung gebracht werden. Die erste und dritte Szene enthält gerade noch alle Kontrollflächen, während die zweite Szene wesentliche Regionen der Start- und Landebahn nur unvollständig oder überhaupt nicht enthält.

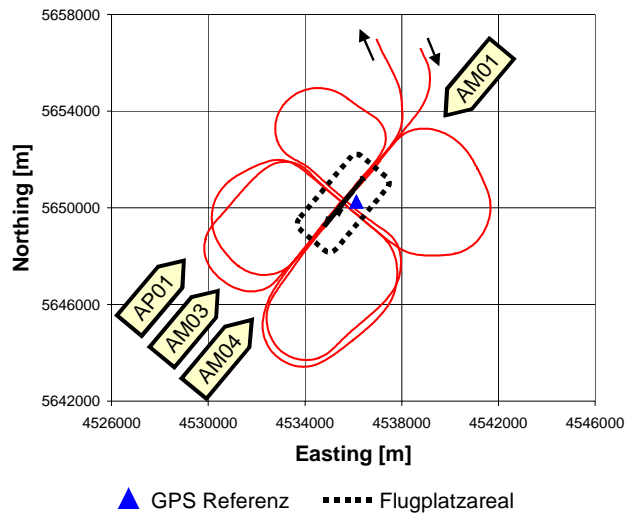


Abbildung 7.10: Flugtrajektorie über dem Testgebiet vom 10.04.2003

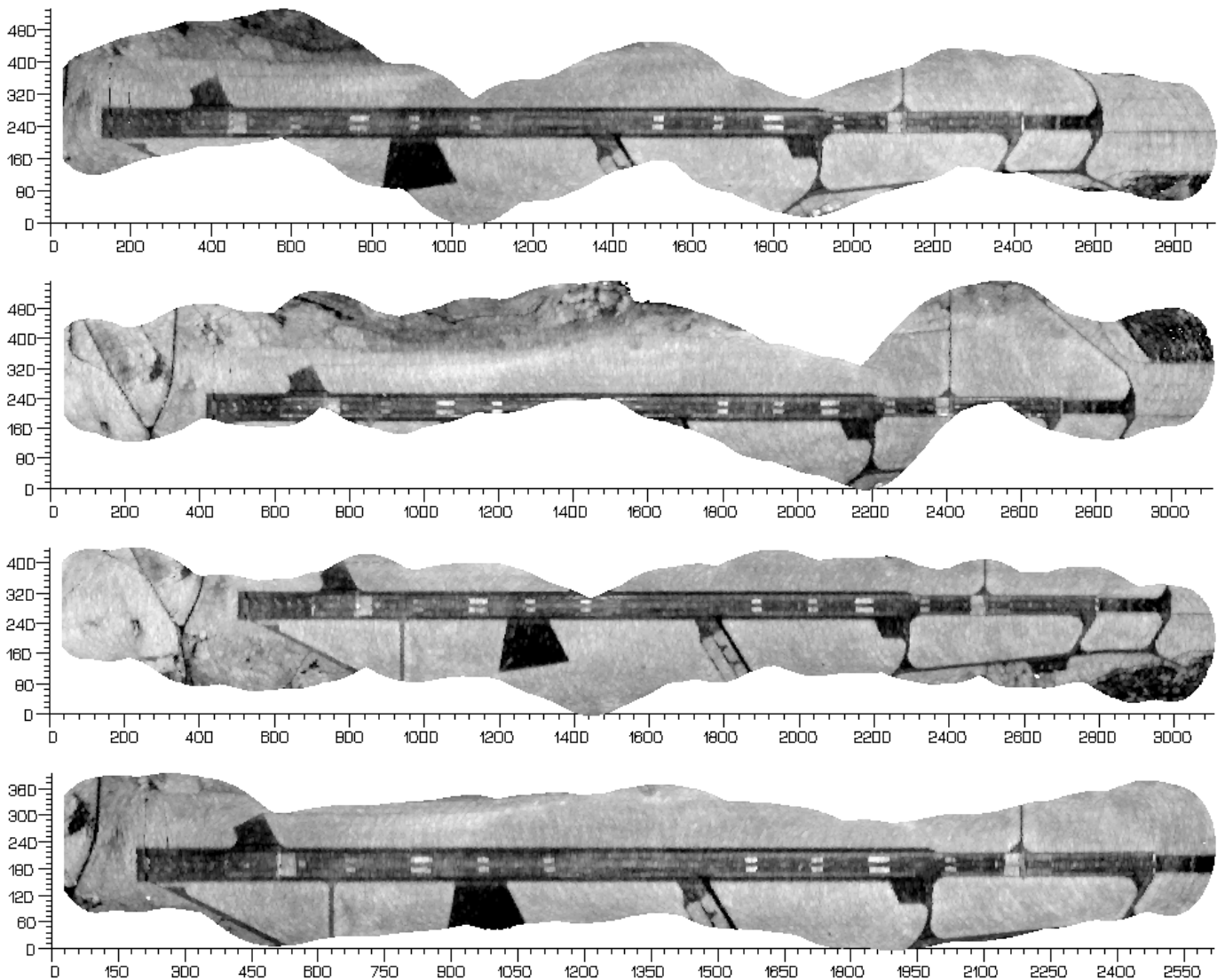


Abbildung 7.11: Intensitätsbild der Flugszenen AM01, AM03, AM04, AP01 – alle Skalenwerte in [m]

7.3 Datenauswertung

In diesem Kapitel sind die geschätzten Genauigkeiten aus den vorausgegangenen Datenprozessierungen zusammengestellt, deren Einflussgrößen sowohl einzeln als auch in Kombination die Ergebnisse der Kalibrierung mit LASCAL nachhaltig verfälschen können. Diese Größen müssen bei allen nachfolgenden Genauigkeitsbetrachtungen in die Überlegungen mit einbezogen werden, da im Zuge der Auswertekette die einzelnen Ergebnisse aufeinander aufbauen und vorausgegangene Fehler sich fortpflanzen können. Im weiteren Verlauf erfolgt außerdem eine kurze Anleitung zur Vorgehensweise bei der Berechnung der Kalibrierparameter mit Realdaten.

7.3.1 Genauigkeit der eingemessenen Kontrollflächen

Die für die Kalibrierung als Kontrollflächen genutzten Start- und Landebahnmarkierungen wurden zeitgleich zu den Flügen mit Hilfe von Zweifrequenz GPS Empfängern eingemessen. Dabei diente ein GPS Empfänger als Referenzstation (Trimble¹⁹ 4700) und zwei als Rover Empfänger (Trimble 4700 und Trimble 4000SSI). Zur Aufnahme wurde das Messverfahren Stop&Go verwendet. Die maximale Entfernung zur GPS Referenzstation betrug dabei weniger als 1.5 km. Pro aufgenommenem Punkt wurden etwa 1-2 Minuten GPS Daten mit 1 Hz Datenrate aufgezeichnet, während für die statische Initialisierungsphase am Anfang und am Ende einer jeden Session jeweils etwa 15 Minuten Daten aufgezeichnet wurden. Die GPS Antenne war bei beiden Rover Empfängern auf einem sogenannten Schnellstativ montiert, mit diesem alle Punkte des Umringspolygons und zusätzlich topographisch relevante Oberflächenpunkte (Plattenbauweise) aufgestellt wurden (vgl. Abbildung 7.4). Der Zeitaufwand zur Erfassung aller relevanten Punkte der Start- und Landebahn betrug für das aus zwei Personen bestehende Aufnahmeteam etwa 16 h. Zu Kontrollzwecken wurden noch zusätzlich Mehrfachmessungen an einigen ausgewählten Punkten in unterschiedlichen GPS Session durchgeführt.

Die Auswertung der GPS Daten erfolgte mit dem Softwarepaket Trimble Total Control (TTC) Version 2.6 nach dem Verfahren Stop&Go. Wegen der guten Satellitenverfügbarkeit und Signalqualität konnten alle aufgenommenen Punkte problemlos prozessiert werden. Für den Nord- und Ostwert ergaben sich geschätzte Standardabweichungen von 1-2 mm und für die Höhe ein geringfügig schlechterer Wert. Die Wiederholgenauigkeit der redundant aufgemessenen Punkte liegt bei etwa 0.02 m.

7.3.2 Genauigkeit der Hebelarme

Für die Prozessierung der Navigationsdaten mit POSpac sind die geometrischen Sensorexzentrizitäten zwischen dem Perspektivzentrum des Laserscanners und der IMU (Navigationszentrum) sowie zwischen dem Perspektivzentrum und der GPS Antenne (Phasenzentrum) erforderlich. Die Einmessung des Hebelarms vom Perspektivzentrum zur IMU erfolgte bereits vorab im Labor mit mechanischen Längenmessgeräten (Schieblehre). Die erzielte Messgenauigkeit kann empirisch mit etwa 0.005 m angegeben werden. Die Einmessung des Hebelarms zur GPS Antenne erfolgte jeweils nach Fertigstellung der Einbauarbeiten im Trägerflugzeug. Die beiden Installationen aus dem Jahr 2002 und 2003 unterscheiden sich hauptsächlich durch die Benutzung einer anderen GPS Antenne an einer unterschiedlichen Position auf dem Flugzeugdach. Zur Schätzung der Antennenpositionen wurden mit Hilfe eines Messbands Raumdistanzen von der GPS Antenne zu mehreren im Laserscannersystem koordinierten Punkten am Laserscannergehäuse mit einer Ablesegenauigkeit von etwa 0.005 m gemessen. Nach der Ausgleichung der beiden Datensätze nach dem Modell der vermittelnden Beobachtungen ergaben sich Punktgenauigkeiten der jeweiligen GPS Antenne im Laserscannersystem von 0.006 m, 0.004 m und 0.003 m für das Jahr 2002 und von 0.007 m, 0.005 m und 0.010 m für das Jahr 2003 entlang der X^L , Y^L und Z^L Achsen. Für die Prozessierung der Flugtrajektorie wurden nach Berücksichtigung weiterer Sensorkonstanten (z.B. Phasenzentrum der GPS Antenne) folgende Hebelarme verwendet:

	PZ → IMU	PZ → GPS
dx	-0.003m	0.316m
dy	0.205m	-0.048m
dz	-0.203m	-1.186m

Tabelle 7.3: Sensorexzentrizitäten aus dem Jahre 2002 bezogen auf das ScaLARS Perspektivzentrum

	PZ → IMU	PZ → GPS
dx	-0.003m	1.071m
dy	0.205m	-0.471m
dz	-0.203m	-1.174m

Tabelle 7.4: Sensorexzentrizitäten aus dem Jahre 2003 bezogen auf das ScaLARS Perspektivzentrum

7.3.3 Genauigkeit der Flugtrajektorien

Die Berechnung der Navigationsdaten wurde für beide Jahrgänge mit der zu POS/AV 510 gehörigen Auswertesoftware POSpac durchgeführt. Dabei werden die Daten aus den Navigationssensoren GPS und IMU in einem Kalmanfilter, basierend auf einem Loosely-Coupled Ansatz zur Berechnung der Flugpositionen und Orientierungen verwendet. Aufgrund des momentan noch verwendeten Loosely-Coupled Ansatzes können keine GPS Rohdaten direkt verwendet

¹⁹ Firma Trimble Navigation Limited, Sunnyvale, CA, USA (URL: <http://www.trimble.com/>).

werden (z.B. Phasenmessungen). Es müssen zum Zeitpunkt der Datenfusion bereits fertig prozessierte Koordinaten, Geschwindigkeiten und Genauigkeiten entlang der gesamten Flugtrajektorie vorliegen. Die Prozessierung der Flugtrajektorie aus GPS Daten erfolgt mit Hilfe des Programmpaketes GrafNav²⁰, das innerhalb der Applix Software unter dem Namen POSGPS implementiert ist. Zur Prozessierung der GPS Flugtrajektorie verfügt POSGPS über moderne OTF Algorithmen. Diese berechnen alle notwendigen Stützinformationen aus den parallelen Datenaufzeichnungen im Flugzeug und einem Referenzempfänger am Boden mit einer Taktrate von 1 Hz und bezogen auf das Phasenzentrum der GPS Flugantenne. Als Anforderung an die zu prozessierenden Datensätze werden vom Hersteller mindestens acht Minuten Aufzeichnungsdauer, Phasenmessungen zu mindestens fünf Satelliten und insbesondere bei Kurvenflügen wegen möglicher Signalunterbrechungen Rollwinkel kleiner als 20° empfohlen. Die Fusion der bereits prozessierten GPS Trajektorie und den IMU Messungen mit anschließender Berechnung und Glättung der Positionen sowie der zugehörigen Orientierungen als Zeitreihe erfolgt innerhalb der POSpac Software im Programmteil POSProc. Als Voraussetzung an die zu prozessierenden Datensätze werden vom Hersteller bestimmte Flugmuster sowie statische oder kinematische Datensequenzen zur Ausrichtung des körperfesten Achssystems der IMU empfohlen.

Zur Abschätzung der Qualität der prozessierten Navigationsdaten sind in Tabelle 7.5 die Güteindikatoren aus den Berechnungsprotokollen zusammengestellt. Die vier Flugplatzüberflüge aus dem Jahr 2002 wurden in zwei voneinander unabhängigen Befliegungen durchgeführt, daher erfolgte die Prozessierung die Navigationsdaten getrennt voneinander. Bei beiden Befliegungen standen eine ausreichende Anzahl an GPS Satelliten zur Verfügung und der maximale Unterschied zwischen Vorwärts- und Rückwärtslauf (Separation) der GPS Trajektorienberechnung weist auf keinerlei Probleme bei der Mehrdeutigkeitslösung hin. Bei der Kombination der Daten von GPS und IMU konnten für die Flugpositionen innere Genauigkeiten im Zentimeterbereich erzielt werden. Diese hohen Genauigkeiten sind in erster Linie auf die gute Qualität der GPS Trajektorie zurückzuführen. Die Qualität der Orientierungswinkel (Einheit: Bogenminuten) ist bei der ersten Befliegung im Jahr 2002 um den Faktor 10 bzw. 5 schlechter als bei allen anderen Befliegungen. Der Grund hierfür ist, dass bei der ersten Befliegung die Initialisierungssequenz zwar statisch vor dem Start durchgeführt wurde, jedoch das notwendige Flugmanöver für das sogenannte In-Air Alignment z.B. in Form einer S-Kurve nicht geflogen wurde. Durch das hier fehlende Flugmanöver konnte die Ausrichtung des körperfesten Achssystems der IMU bis zum Zeitpunkt der Flugplatzüberflüge F1P01 und F1M01 nicht mit ausreichender Genauigkeit bestimmt werden.

	F1P01 (2002)	F1M01 (2002)	F2M01 (2002)	F2P01 (2002)	AM01 (2003)	AM03 (2003)	AM04 (2003)	AP01 (2003)
POSGPS								
GPS Satelliten	6	6	7	7	6	6	6	6
Separation	+2cm (Höhe)	+2cm (Höhe)	+1cm (Höhe)	+1cm (Höhe)	-2cm (Höhe)	-2cm (Höhe)	+1cm (Höhe)	+2cm (Höhe)
POSProc								
Initialisierung	Statisch	statisch	Kinematisch	kinematisch	kinematisch	kinematisch	kinematisch	kinematisch
$\sigma_N, \sigma_E, \sigma_D$	2-3cm	2-3cm	2cm	2cm	2-3cm	2-3cm	2-3cm	2-3cm
σ_{Roll}	4.0′	4.0′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′
σ_{Nick}	4.0′	4.0′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′	0.4′
σ_{Kurs}	5.0′	5.0′	1.0′	1.0′	1.0′	1.0′	1.0′	1.0′
Datenrate	100Hz	100Hz	100Hz	100Hz	200Hz	200Hz	200Hz	200Hz
Max. Drehrate	6.3°/s	7.3°/s	3.8°/s	4.2°/s	10.0°/s	9.8°/s	6.1°/s	5.3°/s

Tabelle 7.5: Qualität der mit POSpac prozessierten Navigationsdaten

Ansonsten weisen alle anderen Navigationsdaten ein sehr hohes und konsistentes Genauigkeitspotential auf, das eine genaue Georeferenzierung der verschiedenen Laserdatensätze gewährleisten sollten.

7.4 Ergebnisse der Kalibrierung mit jeweils einer Flugszene

In diesem Kapitel sind die Ergebnisse der Systemkalibrierung für die bereits charakterisierten acht Datensätze aus den Jahren 2002 und 2003 zunächst zusammengestellt und werden im weiteren Verlauf näher diskutiert und evaluiert. Vorab wird noch die Vorgehensweise bei der Kalibrierung mit LASCAL bis zum Erreichen der maximalen Genauigkeit beschrieben. Die Berechnung selbst ist ein sequentieller Prozess, der mehrere Programmläufe mit sukzessiv optimierten Laufparametern bis hin zur Akzeptanz der Ergebnisse benötigt. Dieser Vorgang lehnt sich eng an die in der Ausgleichsrechnung allgemein übliche Vorgehensweise des Data-Snooping im Fall von fehlerbehaftetem Datenmaterial an. Die Bearbeitungszeit und Anzahl der manuellen Interaktionen sind daher stark von der Qualität der Daten abhängig.

²⁰ Firma Waypoint Consulting Incorporation, Calgary, Alberta, Canada (URL: <http://www.waypnt.com/>).

In einem ersten Schritt werden alle Dateien wie Laserdaten, Flugtrajektorie, Kontrollflächen und Laufparameter zusammengestellt, die für einen Programmablauf erforderlich sind. Sollten Eingangsdaten unvollständig oder grob fehlerbehaftet sein, wird dies im Rahmen der Möglichkeiten durch entsprechend dokumentierte Fehlermeldungen angezeigt. Nach erfolgreicher Beendigung eines Programmablaufs erfolgt die Qualitätskontrolle in Form einer Sichtung der Analyseparameter. Diese Parameter können bei LASCAL sowohl in tabellarischer als auch in graphischer Form angezeigt und interpretiert werden. Unter der Voraussetzung, dass die Flugtrajektorie, Laserdaten²¹ und die Einmessung der Kontrollflächen frei von groben und systematischen Fehlereinflüssen sind können mögliche Widersprüche einer fehlerhaften Kontrollflächenrekonstruktion zugeschrieben werden. Diese lässt sich jedoch leicht identifizieren z.B. durch die größte Verbesserung an der betreffenden Kontrollfläche. Tabelle 7.6 zeigt die möglichen Ursachen und deren Korrektur für den Fall von intensitätsbasierten Zuordnungsfehlern, welche im Zuge der Optimierung bei einer Kalibrierung auftreten können. Diese vier Fehlerarten können sowohl einzeln als auch in Kombination auftreten.

Fehlerart	Erscheinungsbild	Ursache	Lösung
Unterabtastung	Die Rekonstruktion ergibt ein nicht realitätsnahes Abbild der Kontrollfläche	Grundfläche der Kontrollfläche zu klein für Flughöhe, horiz. Auflösung nicht ausreichend	Kontrollfläche nicht verwendbar
Datenlücken	Kontrollfläche kann nicht vollständig aus Laserdaten rekonstruiert werden, wichtige Regionen fehlen	Kontrollfläche wurde nur teilweise überflogen oder technisch verursachter Ausfall einzelner Lasermessungen	Kontrollfläche nicht verwendbar
Fehlerhafter Schwellwert	Die Rekonstruktion der Kontrollfläche basiert auf nicht zugehörigen Laserdaten	Schwacher radiometrischer Unterschied zwischen Objekt und Hintergrund	Schwellwert manuell vorgeben
Korrelierte Zuordnung	Es werden für die Rekonstruktion auch Laserdaten benachbarter Objekte verwendet	Nachbarobjekte liegen sehr nahe oder Suchfenster wurde zu groß vorgegeben	Suchfenster verkleinern

Tabelle 7.6: Fehlerarten bei der intensitätsbasierten Zuordnung mit Realdaten

Nach erfolgreicher Korrektur aller Zuordnungsfehler wird ein Zustand erreicht, bei diesem die Genauigkeit der Kalibrierung nur noch durch das allgemeine Messrauschen und den Diskretisierungsfehler aus der horizontalen und vertikalen Auflösung limitiert sein sollte. Die angestrebte zufällige Verteilung der geschätzten Verbesserungen bezüglich der verwendeten Kontrollflächen sollte im Idealfall in der Horizontalen in der Größenordnung von etwa 1 m oder besser und in der Vertikalen in der Größenordnung von wenigen Zentimetern bis zum Dezimeterbereich liegen. Diese Angaben sind jedoch abhängig von der Flughöhe, Position innerhalb der Flugszene und Grundfläche der einzelnen Kontrollfläche. Im Vergleich zu den geschätzten Verbesserungen, basierend auf den synthetischen Datensätzen entsprechend Abbildung 6.3, Abbildung 6.6 und Abbildung 6.9, ergibt sich bei Verwendung von Realdaten eine ähnliche Verteilung der Verbesserungen – überwiegend bedingt durch den Diskretisierungsfehler.

Zur weiteren Plausibilitätskontrolle in Anlehnung an den bisherigen Ansatz zur Kalibrierung nach [Thiel, Wehr 1999b] wurden außerdem noch pro Flugszene je drei Längs- und Querhöhenprofile an unterschiedlichen Regionen der Start- und Landebahn berechnet. Aus diesen Profilen kann die relative Höhenvariation aus Vor- und Rückblick sowie auch zwischen den einzelnen Flugszenen untereinander verglichen und beurteilt werden. Im Rahmen der zu erwartenden Genauigkeit zeigte sich für alle untersuchten Realdatensätze eine gute Höhenkoinzidenz. Sowohl die Differenzen aus Vor- und Rückblick als auch zwischen den einzelnen Flugszenen selbst bewegen sich fast ausschließlich innerhalb eines Rauschbands von maximal 0.5 m, wobei die Differenz zwischen zwei aufeinander folgenden Einzelmessungen (peak-to-peak) im Extremfall bis zu 1 m betragen kann.

In Kapitel 4.1.2 wurde für alle an der Kalibrierung beteiligten Parameter eine erforderliche Mindestgenauigkeit in Abhängigkeit von der Flughöhe abgeschätzt. Das Kriterium hierfür war, dass deren Restfehler in den georeferenzierten Laserdaten nicht mehr nachweisbar sein dürfen. Diese Mindestgenauigkeit kann darüber hinaus auch zur Abschätzung und Festlegung der erforderlichen Langzeitstabilität der Kalibrierparameter verwendet werden. Unter Voraussetzung eines stabilen Messsystems und widerspruchsfreier Kalibrierungsrechnungen sollten sich die Kalibrierparameter von Epoche zu Epoche nicht verändern oder zumindest innerhalb der in Kapitel 4.1.2 zusammengestellten notwendigen Genauigkeitsanforderungen liegen. Liegt die tatsächliche Parametervariation signifikant darüber, so gilt das zugrunde liegende Messsystem als nicht langzeitstabil und davon betroffene Parameter müssen im Zuge der Georeferenzierung aller Laserdaten einer Mission unbedingt überwacht und gegebenenfalls nachgeführt werden. Dies erfordert bezüglich der Qualitätssicherung einen unverhältnismäßig hohen Aufwand.

²¹ In den Laserdaten dürfen noch Datenlücken und Messfehler in der Entfernungsmessung enthalten sein wie z.B. Fehlmessungen oder 15 m-Sprünge in der Eindeutigkeit. Diese werden von LASCAL erkannt und automatisch berücksichtigt.

7.4.1 Kalibrierergebnisse mit den Datensätzen aus dem Jahr 2002

Die erzielten absoluten Genauigkeiten aus den Kalibrierungsrechnungen der vier Flugszenen sind in Tabelle 7.7 für jede einzelne Flugszene getrennt zusammengestellt und die Variation der Werte als Zeitreihe für die Unbekannten bezüglich der verschiedenen Szenen in Abbildung 7.12 bis Abbildung 7.16 gezeichnet. Für jede einzelne Flugszene konnte die Kalibrierung zuverlässig und mit untereinander vergleichbarer hoher Genauigkeit durchgeführt werden. Der Parameter γ_M konnte für alle Szenen mit einer Genauigkeit von etwa 0.003° bis 0.005° , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ mit etwa 0.004° bis 0.008° , $\delta\kappa$ mit etwa 0.02° bis 0.03° und Add mit etwa 0.03 m berechnet werden. Wie Tabelle 7.7 zeigt war bei allen Flugszenen aufgrund von Datenlücken oder Unterabtastung (vgl. Tabelle 7.6) bei der intensitätsbasierten Zuordnung eine Deaktivierung vereinzelter Kontrollflächen erforderlich. Insgesamt liegen jedoch alle verbleibenden Verbesserungen an den einzelnen Kontrollflächen in den Horizontalkomponenten im Bereich von maximal ± 0.7 m und in der Vertikalen maximal im Bereich von wenigen Dezimetern. Die Verteilung der geschätzten Verbesserungen kann für jede Flugszene als Säulendiagramm dem Anhang A entnommen werden (Abbildung A.1 bis Abbildung A.4).

Parameter	Szene F1P01	Szene F1M01	Szene F2M01	Szene F2P01
Allgemeines:				
Kontrollflächen,	18/15	18/14	18/16	18/17
davon eliminiert	N_7, S_4, S_7	NN3, NN4, N_7, N_8	N_6, S_7	S_8
Iterationen	5	4	6	6
σ_0	0.289m	0.313m	0.320m	0.200m
Redundanz	85	79	91	97
Max. Verb (l,q,v)	-0.62m..0.64m -0.50m..0.68m -0.28m..0.32m	-0.53m..0.64m -0.70m..0.61m -0.24m..0.26m	-0.57m..0.63m -0.57m..0.42m -0.43m..0.32m	-0.66m..0.72m -0.58m..0.53m -0.33m..0.21m
Unbekannte:				
γ_M	9.7318° \pm 0.0041°	9.7423° \pm 0.0036°	9.7561° \pm 0.0047°	9.6992° \pm 0.0030°
$\delta\omega$	-0.6640° \pm 0.0063°	-0.7085° \pm 0.0056°	-0.6358° \pm 0.0082°	-0.6547° \pm 0.0046°
$\delta\varphi$	0.4468° \pm 0.0057°	0.4331° \pm 0.0050°	0.4204° \pm 0.0075°	0.5178° \pm 0.0041°
$\delta\kappa$	0.7113° \pm 0.0249°	0.7051° \pm 0.0224°	0.5985° \pm 0.0286°	0.6952° \pm 0.0185°
Add	0.107m \pm 0.032m	0.167m \pm 0.031m	0.149m \pm 0.035m	-0.032m \pm 0.026m

Tabelle 7.7: Ergebnisse der Kalibrierung aus dem Jahr 2002 mit koordinierten Kontrollflächen

Bei der Auswertung von Szene F1P01 mussten die Kontrollflächen N_7, S_4 und S_7 deaktiviert werden, da aufgrund von zu wenigen Treffern und sehr ungünstiger Punktverteilung eine wirklichkeitsnahe Rekonstruktion aus Laserdaten nicht möglich ist. Beim Berechnungslauf von Szene F1M01 mussten aufgrund von zwei komplett fehlenden Abtastmustern die vier davon betroffenen Kontrollflächen NN3, NN4, N_7 und N_8 deaktiviert werden, da bei allen vier Flächen das Umringspolygon davon betroffen ist. Bei Szene F2M01 mussten insgesamt zwei Kontrollflächen deaktiviert werden, N_6 wegen fehlender Lasermessungen und S_7 wegen der zu nahen Lage am äußeren Szenenrand. Aufgrund ungünstiger Verteilung der Lasermessungen musste auch bei Szene F2P01 die Kontrollfläche S_8 deaktiviert werden. Im Ergebnis konnte bei allen Flugszenen eine annähernd zufällige Verteilung der geschätzten Verbesserungen erreicht werden.

In Abbildung 7.12 bis Abbildung 7.16 ist die Reproduzierbarkeit der erzielten Ergebnisse aus den verschiedenen Szenen als Zeitreihe für jede mit LASCAL geschätzte Unbekannte gezeichnet und in Tabelle 7.8 mit statistischen Parametern analysiert. Allen Zeitreihen gemein ist eine unruhige nicht konstante Parametervariation bezüglich den gestrichelt dargestellten Mittelwerten innerhalb bestimmter Bandbreiten.

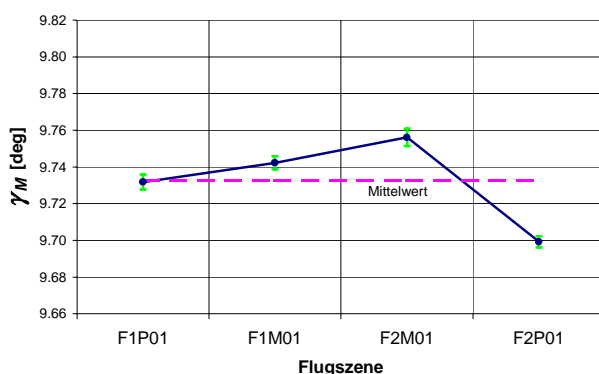


Abbildung 7.12: Variation von γ_M aus dem Jahr 2002

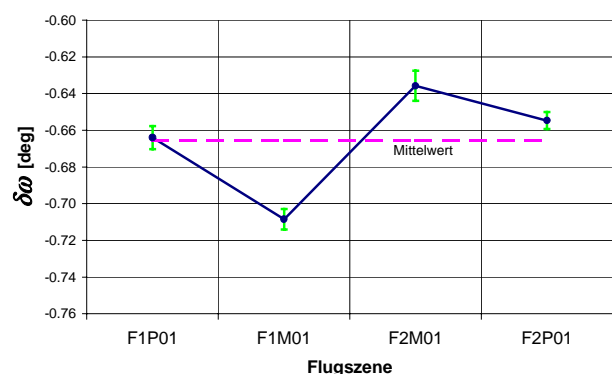


Abbildung 7.13: Variation von $\delta\omega$ aus dem Jahr 2002

7 Ergebnisse der Kalibrierung mit Realdaten

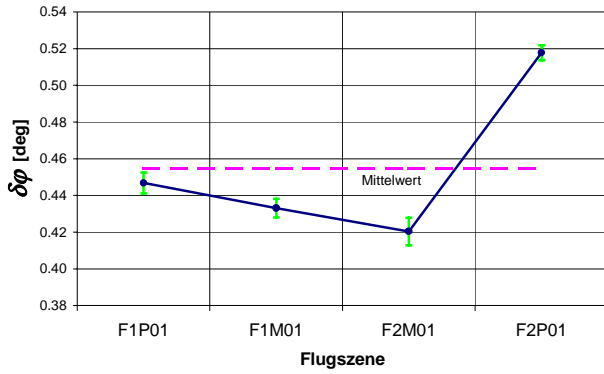


Abbildung 7.14: Variation von $\delta\varphi$ aus dem Jahr 2002

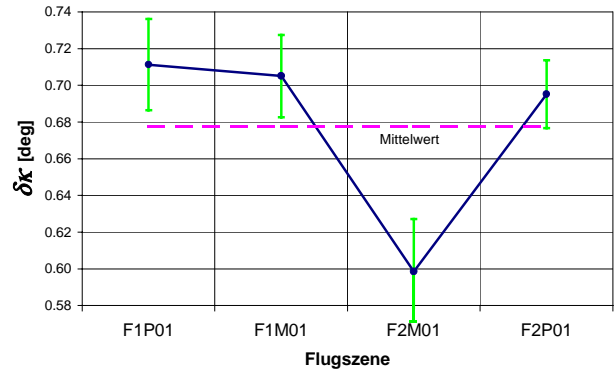


Abbildung 7.15: Variation von $\delta\kappa$ aus dem Jahr 2002

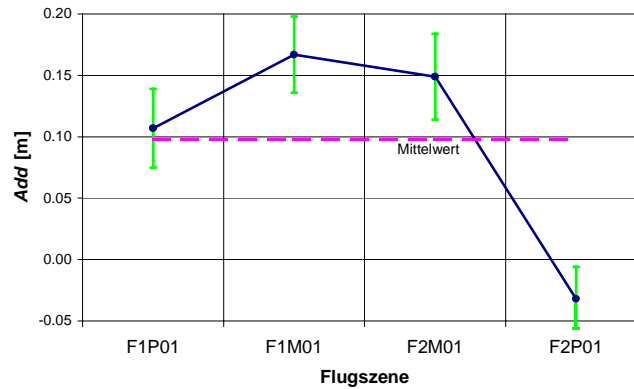


Abbildung 7.16: Variation von Add aus dem Jahr 2002

Es treten bei allen Zahlenreihen Ausreißer auf und ein Trend ist in keiner der Zeitreihen erkennbar. Zum Vergleich sind in Abbildung 7.12 bis Abbildung 7.16 die geschätzten Parametergenauigkeiten aus den individuellen Kalibrierungen nach Tabelle 7.7 als (grüne) Fehlerbalken eingezeichnet. Da die Kalibrierungsrechnung einer jeden einzelnen Flugszene in sich widerspruchsfrei ist, können diese Variationen durch die einzelnen Kalibrierungen selbst nicht begründet sein.

Nach Kapitel 4.1.2 ergibt sich bezüglich der Reproduzierbarkeit der Systemkalibrierung über einen längeren Zeitraum für die Flugszenen aus dem Jahre 2002 bei einer mittleren Flughöhe von 600 m eine theoretisch erforderliche Stabilität der geschätzten unbekannt Parameter von $\gamma_M=0.006^\circ$, für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ von 0.02° , von $\delta\kappa=0.05^\circ$ sowie von $Add=0.10$ m. In Tabelle 7.8 ist die tatsächliche Langzeitstabilität für jeden Parameter in Form von Mittelwert, Maximalabweichung, Standardabweichung des Einzelwerts und des Mittelwerts aus allen vier Flugszenen zusammengefasst.

	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add
Mittelwert	9.732°	-0.666°	0.454°	0.677°	0.098m
 Max-Min 	0.057°	0.073°	0.097°	0.113°	0.199m
σ_{Beob}	0.024°	0.031°	0.043°	0.053°	0.090m
σ_{Mittel}	0.012°	0.015°	0.022°	0.026°	0.045m

Tabelle 7.8: Langzeitstabilität der Ergebnisse aus 2002

In Anbetracht der erreichten hohen Parametergenauigkeit mit LASCAL nach Tabelle 7.7 und den hier auftretenden Abweichungen kann zusammengefasst werden, dass die Anforderungen an die Langzeitstabilität eines jeden Parameters nicht gewährleistet werden kann. Im Einzelnen treten bei den maximalen Abweichungen |Max-Min| nicht vernachlässigbare hohe Überschreitungen um den Faktor 2 bis 10 auf. Auch die Standardabweichung σ_{Beob} der in die Statistik einfließenden Einzelwerte erfüllt insbesondere für γ_M , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ nicht die erforderliche Genauigkeit. Würde für die Georeferenzierung aller Flugszenen ein einziger als arithmetischer Mittelwert aus allen vier Flugszenen berechneter Parametersatz verwendet werden, so wäre die Genauigkeit zumindest des Mittelwerts σ_{Mittel} für γ_M immer noch um den Faktor 2 zu ungenau. Im Extremfall müsste hier im Hinblick auf die Maximaldifferenzen stellenweise mit weit größeren Abweichungen in den Geländepunktkoordinaten gerechnet werden. Es kann unter diesen Bedingungen kein gemeinsamer Satz an Kalibrierparametern formuliert werden, der für alle vier Flugszenen gleichwertig die Bedingungen an die Individualgenauigkeit und Langzeitstabilität vollständig erfüllt. Weitere Ausführungen hierzu folgen in Kapitel 7.4.4.

7.4.2 Kalibrierergebnisse mit den Datensätzen aus dem Jahr 2003

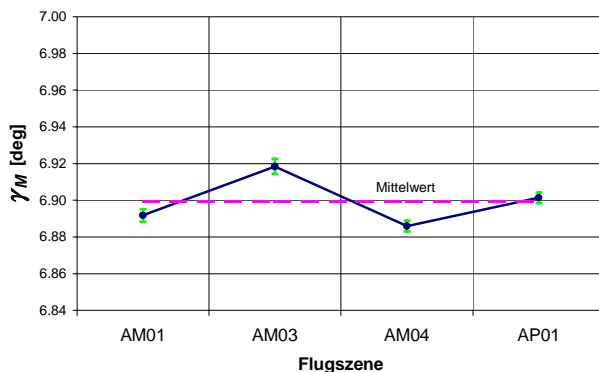
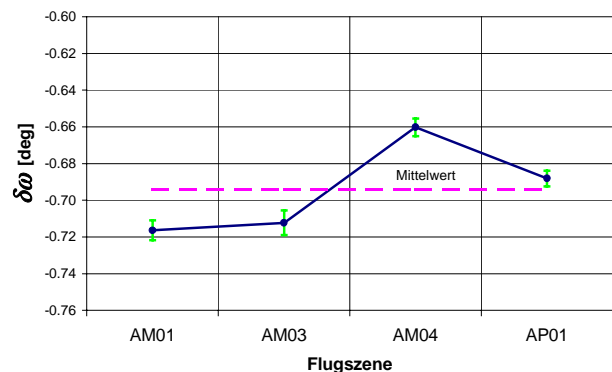
Die Ergebnisse der mit LASCAL ausgewerteten Flugszenen aus dem Jahre 2003 sind in der nachfolgenden Tabelle 7.9 zusammengefasst. Des Weiteren ist die Variation der einzelnen Werte für die geschätzten Unbekannten als Zeitreihe in Abbildung 7.17 bis Abbildung 7.21 gezeichnet. Auch hier konnte für jede einzelne Flugszene die Kalibrierung zuverlässig und mit untereinander vergleichbarer hoher Genauigkeit berechnet werden. Für die geschätzten Parameter aus dem Berechnungsmodell ergeben sich für alle ausgewerteten Szenen für den Parameter γ_M eine Genauigkeit im Bereich von 0.003° bis 0.004° , für $\delta\omega$ von 0.004° bis 0.007° , für $\delta\varphi$ von 0.004° bis 0.006° , für $\delta\kappa$ etwa 0.02° bis 0.03° und für Add etwa 0.03 m. Auch aus diesen Datensätzen mussten vereinzelt Kontrollflächen wegen Unterabtastung oder Datenlücken bei der intensitätsbasierten Zuordnung deaktiviert werden. Die verbleibende Verteilung der Verbesserungen an den einzelnen Kontrollflächen in Bezug zu deren Referenzkoordinaten liegen maximal im Bereich von ± 0.7 m in den Horizontalkomponenten und maximal im Bereich weniger Dezimeter in der vertikalen Komponente. Die geschätzten Verbesserungen sind im Anhang B in Abbildung A.5 bis Abbildung A.8 als Diagramm für jede Flugszene dargestellt.

Parameter	Szene AM01	Szene AM03	Szene AM04	Szene AP01
Allgemeines:				
Kontrollflächen,	18/17	18/12	18/17	18/18
davon eliminiert	N_2	S_1, S_2, S_3, SS5, Z_N, Z_S	S_2	-
Iterationen	4	4	5	5
σ_0	0.236m	0.307m	0.187m	0.230m
Redundanz	97	67	97	103
Max. Verb (l,q,v)	-0.58m..0.65m -0.55m..0.59m -0.27m..0.27m	-0.56m..0.50m -0.58m..0.57m -0.34m..0.38m	-0.49m..0.53m -0.52m..0.65m -0.24m..0.20m	-0.59m..0.59m -0.57m..0.53m -0.27m..0.20m
Unbekannte:				
γ_M	6.8918° \pm 0.0034°	6.9184° \pm 0.0041°	6.8859° \pm 0.0030°	6.9014° \pm 0.0029°
$\delta\omega$	-0.7164° \pm 0.0054°	-0.7123° \pm 0.0067°	-0.6602° \pm 0.0048°	-0.6881° \pm 0.0043°
$\delta\varphi$	0.4621° \pm 0.0051°	0.4900° \pm 0.0063°	0.4544° \pm 0.0044°	0.4315° \pm 0.0041°
$\delta\kappa$	0.2570° \pm 0.0288°	0.2557° \pm 0.0329°	0.3766° \pm 0.0262°	0.3481° \pm 0.0248°
Add	0.017m \pm 0.027m	0.111m \pm 0.036m	0.033m \pm 0.022m	0.079m \pm 0.022m

Tabelle 7.9: Ergebnisse der Kalibrierung aus dem Jahr 2003 mit koordinierten Kontrollflächen

Bei der Auswertung von Szene AM01 musste die Kontrollfläche N_2 aufgrund ungünstiger Intensitätsverteilung deaktiviert werden. Wegen der starken Flugbewegungen konnten bei Szene AM03 die nicht- oder nur unvollständig überflogenen sechs Kontrollflächen S_1, S_2, S_3, SS5, Z_N und Z_S nicht verwendet werden. Auch bei Szene AM04 konnte die Kontrollfläche S_2 aufgrund nicht geradliniger Flugführung und dadurch bedingter nicht vollständiger Erfassung zur Kalibrierung nicht verwendet werden. Bei der Auswertung von Szene AP01 konnten im Gegensatz zu allen anderen Flugszenen alle Kontrollflächen in die Kalibrierung mit einbezogen werden. Die Verteilung der geschätzten Verbesserungen erscheint bei allen ausgewerteten Flugszenen annähernd zufällig.

Im Folgenden ist wieder die Stabilität der erzielten Ergebnisse aus den vier zugrunde liegenden Flugszenen als Zeitreihe getrennt für jede geschätzte Unbekannte graphisch aufgetragen und mit statistischen Parametern in Tabelle 7.10 analysiert. Auch hier ist allen Zeitreihen ein unruhiger nicht konstanter Verlauf innerhalb bestimmter Bandbreiten gemein. Es treten bei allen Zahlenreihen Ausreißer auf und ein offensichtlicher Trend ist aus keiner der Zeitreihen zu entnehmen.

Abbildung 7.17: Variation von γ_M aus dem Jahr 2003Abbildung 7.18: Variation von $\delta\omega$ aus dem Jahr 2003

7 Ergebnisse der Kalibrierung mit Realdaten

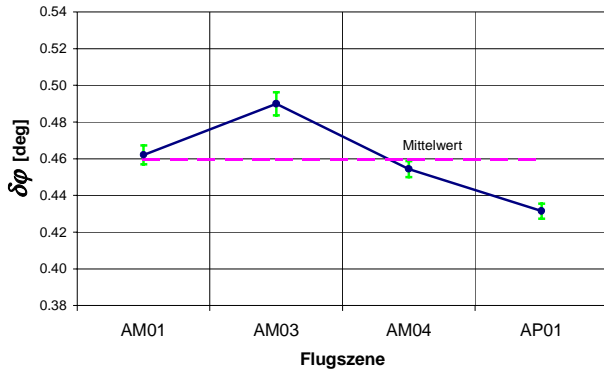


Abbildung 7.19: Variation von $\delta\varphi$ aus dem Jahr 2003

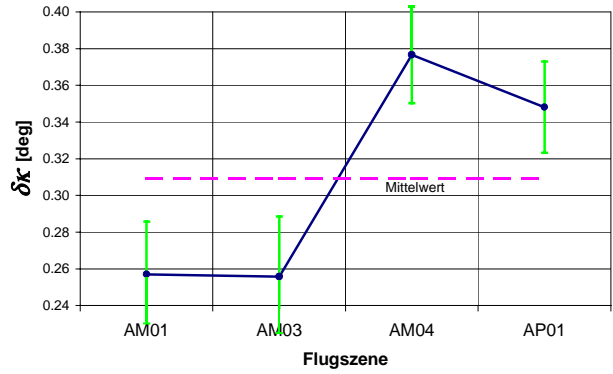


Abbildung 7.20: Variation von $\delta\kappa$ aus dem Jahr 2003

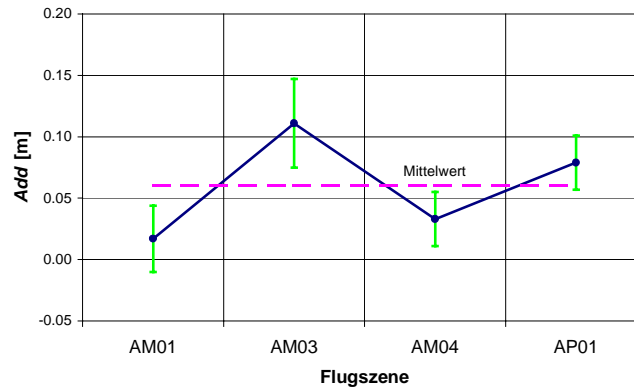


Abbildung 7.21: Variation von Add aus dem Jahr 2003

Auch hier treten bei allen Zeitreihen Ausreißer auf und ein Trend ist in keiner der Zeitreihen erkennbar. Zum Vergleich sind auch hier in Abbildung 7.17 bis Abbildung 7.21 die geschätzten Parametergenauigkeiten aus den individuellen Kalibrierungen nach Tabelle 7.9 als Fehlerbalken eingezeichnet. Zur Gewährleistung einer korrekten Georeferenzierung muss die Stabilität einer Systemkalibrierung auch über einen längeren Zeitraum sichergestellt sein. Nach Kapitel 4.1.2 gibt es hierfür Mindestanforderung für die geschätzten unbekannt Parameter bei einer mittlere Flughöhe von 600 m über Grund von $\gamma_M=0.006^\circ$, für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ von 0.02° , von $\delta\kappa=0.05^\circ$ sowie von $Add=0.10$ m. Die tatsächlich erreichte Langzeitstabilität für die Datensätze aus dem Jahre 2003 einschließlich deren Statistik ist in Tabelle 7.10 für alle vier Flugszenen zusammengefasst.

	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	Add
Mittelwert	6.899°	-0.694°	0.459°	0.309°	0.060m
 Max-Min 	0.032°	0.056°	0.058°	0.121°	0.094m
σ_{Beob}	0.014°	0.026°	0.024°	0.062°	0.043m
σ_{Mittel}	0.007°	0.013°	0.012°	0.031°	0.021m

Tabelle 7.10: Langzeitstabilität der Ergebnisse aus 2003

Im Gegensatz zu den hohen Parametergenauigkeiten, wie sie aus den einzelnen Systemkalibrierungen mit LASCAL resultieren entsprechen die hier auftretenden maximalen Abweichungen [Max-Min] nicht oder nur knapp der geforderten Langzeitstabilität. Mit Ausnahme der Additionskonstante wird die geforderte Stabilität hier um den Faktor 3 bis 5 überschritten. Die Standardabweichung σ_{Beob} der in diese Statistik eingehenden Parameterwerte liegt für $\delta\omega$, $\delta\varphi$ und $\delta\kappa$ ebenfalls nahe der oben genannten Mindestanforderung und der Taumelwinkel γ_M überschreitet bereits die erforderliche Mindeststabilität um den Faktor 2. Würde für die Georeferenzierung aller Flugszenen ein einziger Parametersatz als arithmetischer Mittelwert aus allen vier Flugszenen berechnet verwendet werden, so wäre die Standardabweichung des Mittelwerts σ_{Mittel} zumindest innerhalb der geforderten Spezifikationen. Im Extremfall müsste hier jedoch im Hinblick auf die Maximalabweichungen [Max-Min] stellenweise mit weit größeren Abweichungen in den Geländepunktkoordinaten gerechnet werden. Diese hier nachgewiesene Langzeitstabilität erscheint zwar etwas besser als die in Tabelle 7.8 gezeigte, jedoch kann auch unter diesen Bedingungen kein gemeinsamer Satz an Kalibrierparametern formuliert werden, der für alle vier Flugszenen aus dem Jahr 2003 gleichwertig die Bedingungen an die Individualgenauigkeit und Langzeitstabilität vollständig erfüllt. Weitere Ausführungen hierzu folgen in Kapitel 7.4.4.

7.4.3 Vergleich der Ergebnisse aus 2002 und 2003

Ein Vergleich der Genauigkeit und Stabilität einer Kalibrierung macht bei flugzeuggetragenen Fernerkundungssensoren generell nur Sinn, wenn die IMU zwischen den einzelnen Epochen nicht aus- und wieder eingebaut wurde. Selbst mit aufwendiger feinmechanischer Verstiftungstechnik der Kontaktflächen zwischen IMU und Ablenkeinheit kann eine Reproduktion der ursprünglichen Orientierung nur bedingt garantiert werden, da die dafür erforderlichen Genauigkeiten in einem äußerst aufwendigen Bereich von hundertstel bis tausendstel Grad liegen. Tabelle 7.11 zeigt die erreichte Langzeitstabilität für alle acht Datensätzen aus den Jahren 2002 und 2003 einschließlich deren Statistik.

	γ_M	$\delta\omega$	$\delta\varphi$	$\delta\kappa$	<i>Add</i>
Mittelwert	-	-0.680°	0.457°	0.493°	0.079m
 Max-Min 	-	0.081°	0.097°	0.456°	0.199m
σ_{Beob}	-	0.030°	0.033°	0.204°	0.068m
σ_{Mittel}	-	0.011°	0.012°	0.072°	0.024m

Tabelle 7.11: Langzeitstabilität der Ergebnisse zwischen 2002 und 2003

Da bei beiden Flugmissionen in etwa die selbe Flughöhe für die Flugplatzüberflüge verwendet wurde, gilt auch hier die theoretisch erforderliche Langzeitstabilität aus Kapitel 7.4.1 und 7.4.2. Aufgrund der verwendeten unterschiedlichen Spiegeleinsätze für den Taumelwinkel aus den beiden Flugmissionen – im Jahr 2002 wurde $\gamma_M=10^\circ$ und im Jahr 2003 wurde $\gamma_M=7^\circ$ verwendet – kann bezüglich der Stabilität des Taumelwinkels an dieser Stelle keine Aussage gemacht werden. Bezüglich der Einbaukorrekturwinkel muss hier noch vorweg genommen werden, dass zwischen den beiden Flugmissionen die IMU für andere Anwendungen gebraucht und dafür aus- und wieder in ScaLARS eingebaut wurde. Darüber hinaus wurde zwischen den beiden Flugmissionen die oben genannte Verstiftung mechanisch überarbeitet bzw. verbessert. Mögliche Instabilitäten in den Parameterwerten können daher nicht exakt einer einzigen Ursache zugeordnet werden. Bei diesem Vergleich liegen sämtliche maximalen Abweichungen |Max-Min| der Parameterwerte weit außerhalb der Mindestanforderung an die Langzeitstabilität. Eine Veränderung an der Verstiftung wirkt sich bei einer vertikal angeordneten IMU überwiegend auf den Parameter $\delta\kappa$ aus. Die große Abweichung von 0.456° in $\delta\kappa$ zwischen den beiden Flugmissionen deutet daher auf einen künftig neuen Parameterwert für $\delta\kappa$ hin. Dieser Offset ist beim Vergleich der beiden Abbildung 7.15 und Abbildung 7.20 visuell leicht erkennbar. Ein einziger gemeinsamer Parametersatz zur Georeferenzierung aller Szenen aus 2002 und 2003 kann nicht formuliert werden, da aufgrund der modifizierten Verstiftung der Einbaukorrekturwinkel $\delta\kappa$ deutlich unterschiedlich ist und die einzelnen Parameterwerte aus den Individualkalibrierungen teilweise stark untereinander streuen. Weitere Ausführungen hierzu folgen in Kapitel 7.4.4.

7.4.4 Diskussion der erreichten Genauigkeit und Langzeitstabilität

In diesem Kapitel erfolgt die abschließende Diskussion der in den Kapiteln 7.4.1, 7.4.2 und 7.4.3 gegenübergestellten Ergebnisse. Um die Qualität und Leistungsfähigkeit der Kalibrierung mit LASCAL abschließend und umfassend beurteilen zu können wurden die Ergebnisse in den oben genannten Kapiteln bereits kommentiert. Für die Datensätze aus dem Jahr 2002 mit einem Taumelwinkel von $\gamma_M=10^\circ$ gilt, dass eine Langzeitstabilität der Kalibrierparameter nicht gewährleistet werden kann. Unter diesen Bedingungen kann auch kein gemeinsamer Satz an Parametern formuliert werden, wie es für flugzeuggetragene Fernerkundungssensoren eigentlich typisch ist. Auch für die Datensätze aus dem Jahr 2003 mit einem Taumelwinkel von $\gamma_M=7^\circ$ ist die nachgewiesene Langzeitstabilität der Kalibrierparameter ebenfalls nicht ausreichend. Die Langzeitstabilität erweist sich zwar im Jahr 2003 als etwas besser, jedoch kann auch hier kein gemeinsamer Satz an Kalibrierparametern für alle Flugszenen gleichwertig formuliert werden. Der Vergleich zwischen den beiden Jahrgängen zeigt, dass sowohl aufgrund von Umbauarbeiten an der Verstiftung der IMU als auch aufgrund der Streuung der Kalibrierparameter ebenfalls keine Stabilität gemäß Mindestanforderung gewährleistet werden kann. Wie in Untersuchungen mit gemeinsamen Kalibrierparametern gezeigt werden konnte führen die Variationen der Kalibrierparameter schnell zu Fehlerbeträgen, die ein vorgegebenes Fehlerbudget übertreffen können. Eine einzige qualitativ ausreichende Kalibrierung kann unter den Bedingungen, wie sie bei den Flügen aus dem Jahr 2002 und 2003 vorliegen nicht für die gesamte Flugdauer garantiert werden. Diese Erkenntnis deckt sich auch mit den Erfahrungen, wie sie aus manuellen Kalibrierverfahren z.B. aus Quer- und Längshöhenprofilen bereits vorliegen.

Die Genauigkeit eines Multi-Sensorsystems zeichnet sich nicht nur durch die individuelle Genauigkeit im Kalibrierfeld selbst, sondern insbesondere in der erreichbaren Langzeitstabilität innerhalb eines gesamten Fluges, innerhalb mehrerer voneinander unabhängiger Flüge und innerhalb mehrerer Jahre an Messepochen aus. Im Unterschied zu den Systemkalibrierungen nach Kapitel 6 zeigt sich bei den hier erfolgten Realdaten, dass in jenem Datenmaterial darüber hinaus noch Effekte enthalten sind, welche bei simulierten Datensätzen in dieser Art nicht auftreten. Wie die Ergebnisse mit Realdaten zeigen werden diese Effekte vom Kalibriermodell nach Kapitel 2 nicht ausreichend berücksichtigt. Hier stellt sich die Frage nach dem Unterschied zwischen simulierten und Realdaten sowie nach der möglichen Ursache für die nicht ausreichende Langzeitstabilität.

Die in dieser Arbeit verwendeten synthetischen Datensätze für Navigation, Laserdaten und Kontrollflächen sind sowohl geometrisch als auch radiometrisch fehlerfrei oder weisen exakt vorgegebene Fehlereffekte auf. Der einzige daraus resultierende Fehler kann ausschließlich durch die begrenzte horizontale Systemauflösung verursacht werden. Im Unterschied hierzu können Realdaten in allen beteiligten Komponenten grobe, systematische und zufällige Fehler aufweisen. In Kapitel 7.3 wurden aus diesem Grund die Eigenschaften der Navigationsdaten und der Kontrollflächeninformationen qualitativ klassifiziert. Auch bei der elektronischen Winkelmessung α_M am Absolutwinkelgeber und der Entfernungsmessung muss davon ausgegangen werden, dass sämtliche drei Fehlerarten auftreten können. Da aufgrund der nicht kompatiblen Sensordimensionen von ScaLARS keine kreiselstabilisierte Plattform verwendet werden konnte, war bei allen Flugszenen der Aufnahmesensor vollständig den Flugbewegungen des Trägerflugzeugs ausgesetzt. Die Aufgabe solcher Plattformen ist unter anderem unabhängig von den Bewegungen des Trägerflugzeugs die Anfangsausrichtung des Aufnahmesensors zur Geländeoberfläche in Bezug zum geodätisch-topozentrischen System zu halten – etwa zur Gewährleistung konstanter Querüberlappung. Es spricht einiges dafür, dass die aufgezeichneten Laserdaten aus den beiden Kampagnen mit den Auswirkungen der Flugbewegungen auf das mechanische Ablenkensystem korreliert sind.

7.5 Kalibrierung mit nicht koordinierten Kontrollflächen

Dieses Kapitel fasst die Ergebnisse der Systemkalibrierung mit LASCAL zusammen, die auf der Grundlage von nicht koordinierten Kontrollflächen und unter Verwendung von je zwei in entgegengesetzter Richtung geflogener Szenen für das Jahr 2002 und 2003 exemplarisch berechnet wurden. Die Kalibrierung ohne Referenzkoordinaten ist analog zu Kapitel 7.4 ein sequentieller Prozess, bei diesem ebenfalls sukzessiv die Laufparameter bis hin zur Akzeptanz der Ergebnisse optimiert werden müssen. Aufgrund der hier nicht vorhandenen Referenzinformationen bezüglich der Kontrollflächen ist dieses Verfahren zur Kalibrierung von ScaLARS etwas aufwendiger, insbesondere was die intensitätsbasierte Zuordnung und a priori Kontrollierbarkeit anbelangt. Wie bereits in Kapitel 6.3 mit synthetischen Datensätzen gezeigt lassen sich hieraus alle unbekanntes Winkelparameter schätzen, während die Schätzung der Additionskonstante auf dieser Datengrundlage nicht möglich ist (Kapitel 4.3.3). Deshalb muss bei dieser Art der Kalibrierung angenommen werden, dass die Entfernungsmessung in den verwendeten Datensätzen fehlerfrei ist. Im Gegensatz zu Kapitel 7.4 liegt das Gewicht bei den folgenden Ausführung weniger auf der Diskussion von Einzelergebnissen und der erzielten Langzeitstabilität, sondern eher auf dem Nachweis der Eignung des Kalibrierkonzepts für nicht koordinierte Kontrollflächen.

7.5.1 Kalibrierergebnisse mit Datensätzen aus dem Jahr 2002

Für die Berechnung der Kalibrierung mit LASCAL wurden die beiden Datensätze F2M01 (I) und F2P01 (II) verwendet, da sie ein Maximum an verwendbaren Kontrollflächen in beiden Szenen aufweisen. Die Laufparameter bezüglich der intensitätsbasierten Zuordnung waren nahezu identisch zu den verwendeten aus Kapitel 7.4.1. Bei diesem Programmablauf wurde das Abbruchkriterium nach insgesamt sechs Iterationsschritten und eine geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit von 0.456 m erreicht. Aufgrund des Modellansatzes ergeben sich hier geschätzte Verbesserungen bezüglich der Differenz aus Vor- und Rückblick für jede verwendete Flugszene sowie zwischen den beiden Flugszenen jeweils für den Vor- und Rückblick. Dabei betragen die maximalen Verbesserungen für Szene F2M01 -1.10 m bis +0.35 m längs, -0.98 m bis +0.86 m quer und -0.27 m bis +0.25 m vertikal sowie für die Szene F2P01 ±0.00 m bis +0.89 m, -0.70 m bis +0.80 m und ±0.00 m bis +0.70 m für längs, quer und vertikal.

Parameter	Szene F2M01	Szene F2P01
Allgemeines:		
Kontrollflächen,	18/16	18/17
davon eliminiert	N_6, S_7	S_8
Iterationen	6	
σ_0	0.456m	
Redundanz	185	
Max. Verb (l,q,v)	-1.10m..1.26m -0.98m..0.95m -0.45m..0.70m	
Unbekannte:		
γ_M	9.7288°	±0.0025°
$\delta\omega$	-0.6190°	±0.0048°
$\delta\varphi$	0.4694°	±0.0044°
$\delta\kappa$	0.7161°	±0.0145°
Add	-	-

Tabelle 7.12: Ergebnisse der Kalibrierung aus dem Jahr 2002 mit nicht koordinierten Kontrollflächen

Die maximalen Verbesserungen zwischen den beiden Szenen betragen längs -1.05 m bis +1.26 m, quer -0.91 m bis +0.95 m und vertikal -0.45 m bis +0.38 m für den Vor- und Rückblick. Alle geschätzten Verbesserungen sind im Anhang C in Abbildung A.9 als Säulendiagramme dargestellt.

Die Verteilung der geschätzten Verbesserungen zeigt im Gegensatz zu Kapitel 7.4.1 teilweise deutliche systematische Unterschiede zwischen den beiden verwendeten Szenen. Zum Beispiel sind in der Längskomponente die geschätzten Verbesserungen von Szene I eher negativ, während sie bei Szene II eher positiv sind (Anhang C, Abbildung A.9). Eine angestrebte zufälligerere Verteilung der Verbesserungen konnte hier durch eine erneute Überprüfung der Laufparameter nicht erreicht werden. Grund dafür könnte neben einem nicht ausreichend stabilen Ablenssystem auch der etwas unterschiedliche Punktabstand in Flugrichtung sein, da die beiden Szenen mit unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten von 77 m/s und 92 m/s geflogen wurden. In der Vertikalen weisen die Verbesserungen ein etwas höheres Beträgniveau auf als bei Verwendung von nur einer einzigen Flugszene und den koordinierten Kontrollflächen. Bedingt durch die größere Streuung der geschätzten Verbesserungen wird im Gegensatz zu Tabelle 7.7 eine schlechtere Standardabweichung der Gewichtseinheit verursacht. Dieser Effekt ist ebenso mit koordinierten Kontrollflächen und zwei Szenen nachweisbar. Bei Verwendung von zwei oder mehreren Flugszenen zur Kalibrierung zeigen sich in den geschätzten Verbesserungen besonders deutlich die etwas unterschiedlichen individuellen Eigenschaften der Laserdaten für jede einzelne Szene.

Dennoch lassen sich bei dieser Systemkalibrierung alle unbekannt Parameter mit guter Genauigkeit bestimmen. γ_M , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ im Bereich von tausendstel sowie $\delta\kappa$ im Bereich von hundertstel Grad. Die geschätzte Langzeitstabilität ist im Vergleich zu Tabelle 7.8 ebenfalls nicht ausreichend. Die Analyse der georeferenzierten Laserdaten beider Szenen zeigt, dass der gemeinsam geschätzte Satz an Kalibrierparametern nicht ausreichend die individuellen Eigenschaften einer jeden Flugszene berücksichtigen. Dies kann in Extremfällen zu Höhenvariationen in der Größenordnung von bis zu 1 m führen. Unter der Voraussetzung, dass das stochastische und funktionale Modell den tatsächlichen Eigenschaften der Laserdaten entspricht sollten sich im Idealfall identische Kalibrierergebnisse für alle Flugszenen ergeben. Im Fall kleiner Parametervariationen sollten gemeinsam ermittelte Parameterwerte zumindest zwischen den einzeln ermittelten liegen. Dies ist hier jedoch nur bei den Parametern γ_M und $\delta\varphi$ der Fall, siehe Abbildung 7.12 bis Abbildung 7.15.

7.5.2 Kalibrierergebnisse mit Datensätzen aus dem Jahr 2003

Für die Berechnung der Kalibrierung mit nicht koordinierte Kontrollflächen wurden die beiden Datensätze AM01 (I) und AP01 (II) verwendet, da sie ein Maximum an gemeinsamen Kontrollflächen in beiden Flugszenen aufweisen. Für den Programmablauf konnten die Laufparameter nahezu identisch aus jenen in Kapitel 7.4.2 übernommen werden. Das Abbruchkriterium wurde nach insgesamt fünf Iterationsschritten erreicht, wobei eine geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit von 0.318 m erzielt wurde. Die maximalen geschätzten Verbesserungen betragen dabei für Szene I -0.58 m bis +0.73 m längs, -0.64 m bis +0.87 m quer und -0.53 m bis +0.32 m vertikal sowie für Szene II -0.86 m bis +0.75 m, -0.68 m bis +0.54 m und -0.28 m bis +0.40 m für längs, quer und vertikal. Die maximalen Verbesserungen zwischen beiden Szenen bewegen sich längs zwischen -0.91 m und +0.72 m, quer zwischen -0.76 m und +0.37 m sowie vertikal zwischen -0.27 m und +0.38 m für den Vor- und Rückblick. Die Verteilung der geschätzten Verbesserungen auf die aktivierten Kontrollflächen aus diesem Programmablauf sind im Anhang C in Abbildung A.10 wieder als Säulendiagramme zusammengestellt.

Parameter	Szene AM01	Szene AP01
Allgemeines:		
Kontrollflächen,	18/17	18/17
davon eliminiert	N_2	-
Iterationen	5	
σ_0	0.318m	
Redundanz	200	
Max. Verb (l,q,v)	-0.91m..0.75m -0.76m..0.87m -0.53m..0.40m	
Unbekannte:		
γ_M	6.8986°	±0.0017°
$\delta\omega$	-0.7024°	±0.0033°
$\delta\varphi$	0.4472°	±0.0031°
$\delta\kappa$	0.3148°	±0.0137°
Add	-	-

Tabelle 7.13: Ergebnisse der Kalibrierung aus dem Jahr 2003 mit nicht koordinierten Kontrollflächen

Eine weitere Minimierung der geschätzten Verbesserungen, insbesondere in der Vertikalen konnte durch eine erneute Überprüfung der Laufparameter nicht erreicht werden. Die Verteilung der geschätzten Verbesserungen erscheint hier im Gegensatz zu Kapitel 7.5.1 viel eher zufälliger Natur und eine Systematik ist nicht offensichtlich erkennbar. Die Größenordnung der geschätzten Verbesserungen liegt etwas höher wie in Tabelle 7.9 gezeigt, wodurch auch die etwas schlechtere geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit begründet ist.

Generell konnten mit diesem Kalibrierverfahren und den verwendeten Datensätzen alle unbekanntes Winkelparameter mit hoher Individualgenauigkeit geschätzt werden. Für γ_M , $\delta\omega$ und $\delta\varphi$ wurde der Bereich tausendstel und für $\delta\kappa$ der Bereich hundertstel Grad erreicht. Die Stabilität der Systemkalibrierung ist im Vergleich zu Tabelle 7.10 ebenso nicht ausreichend. Eine Analyse der mit den gemeinsam ermittelten Kalibrierparametern georeferenzierten Laserdaten zeigte, dass damit die individuellen Messeigenschaften der verwendeten Flugszenen nicht ausreichend berücksichtigt werden können. Dies führt in Extremfällen zu unerwünschten Höhenvariationen von bis zu 1 m. Die gemeinsam ermittelten Kalibrierparameter liegen hier im Gegensatz zu Kapitel 7.5.1 in ihrer Größenordnung erwartungsgemäß alle zwischen den Werten von AM01 und AP01 der Einzelszenenkalibrierung (vgl. Abbildung 7.17 bis Abbildung 7.20).

7.5.3 Diskussion der erzielten Ergebnisse

Grundsätzlich ist an dieser Stelle festzustellen, dass nach dem in dieser Arbeit vorgestellten Kalibrierverfahren eine Schätzung der vier Winkelparameter γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$ sowie $\delta\kappa$ auch ohne extern eingemessene Kontrollflächen möglich ist. Das Abbruchkriterium wurde bei den Programmläufen nach insgesamt fünf bis sechs Iterationen erreicht und weist somit ein ähnliches günstiges Konvergenzverhalten auf wie mit koordinierten Kontrollflächen. Unter Voraussetzung einer bekannten Additionskonstante (vgl. hierzu Kapitel 4.3.3) kann auf diese Weise die Systemkalibrierung vollständig und mit hoher Genauigkeit abgeleitet werden. Dieses Verfahren ohne externe Referenzinformationen eignet sich daher besonders für Fernerkundungsmissionen, bei denen eine örtliche Einmessung der Kontrollflächen aus unterschiedlichen Gründen nicht verfügbar ist.

Basierend auf dem in dieser Arbeit analysierten Datenmaterial kann keine eindeutige Aussage über die Notwendigkeit der Schätzung einer Additionskonstanten einschließlich deren Linearität getroffen werden. Zur umfassenden Klärung dieses Sachverhalts ist die Untersuchung weiterer Flugmissionen mit exakt vorgegebenen Randbedingungen wie etwa das Flugmuster, Flughöhen oder Fluggeschwindigkeiten erforderlich. Die geschätzten Parameterwerte für die einzelnen Additionskonstanten liegen gemäß Tabelle 7.7 und Tabelle 7.9 im Bereich von etwa 0.0 m bis 0.2 m. Wegen der hohen Korrelation zwischen Additionskonstante und Taumelwinkel γ_M wird der Einfluss bei dieser Art der Systemkalibrierung von diesem kompensiert.

Unter der Voraussetzung, dass das verwendete stochastische und funktionale Modell den tatsächlichen Eigenschaften der Laserdaten entspricht, sollte die Verwendung multipler Flugszenen zur Kalibrierung von ScaLARS aufgrund der höheren Redundanz eine Steigerung der Systemgenauigkeit zur Folge haben. Tatsächlich zeigt sich jedoch mit den hier zugrunde liegenden Datensätzen, dass sich z.B. die geschätzte Standardabweichung der Gewichtseinheit bei allen untersuchten Kombinationen verschlechtert. Für das Jahr 2002 wurde nach Tabelle 7.7 für die Flugszenen F2M01 und F2P01 als Standardabweichung der Gewichtseinheit durchschnittlich 0.260 m und nach Tabelle 7.12 „nur“ 0.456 m erreicht. Ebenso ist eine Verschlechterung für das Jahr 2003 von durchschnittlich 0.233 m nach Tabelle 7.9 auf 0.318 m nach Tabelle 7.13 zu beobachten. Das entspricht in etwa einem Faktor von 1.7 für 2002 und einem Faktor 1.4 für 2003. Dieses Verhalten ist auch bei Kalibrierungen unter Verwendung multipler Flugszenen und ausschließlich koordinierten Kontrollflächen zu beobachten. Die Ursache hierfür ist, dass die individuellen Eigenschaften der einzelnen Flugszenen nicht ausreichend vom Funktionalmodell berücksichtigt werden (können). Bei den beiden vorliegenden Flugkampagnen muss im Fall von geforderten Systemgenauigkeiten nach Kapitel 4.1.2 pro Szene ein individueller Satz an Kalibrierparametern berechnet und bei der Georeferenzierung verwendet werden. Dadurch kann die Langzeitstabilität nicht oder nur eingeschränkt sichergestellt werden. Weitere Ausführungen hierzu folgen in Kapitel 7.6.

Die Ergebnisse aus Kapitel 7.5.1 und 7.5.2 weisen eine hohe Individualgenauigkeit der Winkelparameter auf, die eine ausreichend genaue Georeferenzierung zumindest bei den zur Kalibrierung verwendeten Flugszenen gewährleistet. Bei einigen wenigen Geländepunkten kommt es jedoch zwischen den Einzelmessungen (Peak-To-Peak) zu offensichtlich fehlerhaften Höhenvariationen bis zu Größenordnungen von 1 m. Aus dem Jahre 2003 sind die erzielten Kalibrierergebnisse einschließlich deren Langzeitstabilität etwas besser als jene aus dem Jahr 2002. Bezüglich den erzielten Ergebnissen mit koordinierten Kontrollflächen nach Kapitel 7.4.2 erscheinen die hier erzielten Ergebnisse aus dem Jahr 2003 generell etwas besser als aus dem Jahr 2002.

7.6 Diskussion der nachgewiesenen Langzeitstabilität

Grundsätzlich gilt, dass eine Kalibrierung mit Realdaten ungleich aufwendiger ist als die Simulation einer Kalibrierung auf der Grundlage fehlerfrei simulierter Datensätze. Im Rahmen dieser Arbeiten wurden verschiedene Diagnoseroutinen erstellt, die eine effiziente Analyse und Verarbeitung problembehafteter Datensätze erlauben. Für die vorausgegangene Berechnung der Flugtrajektorien mit POSpac aus den Jahren 2002 und 2003 ergab sich in allen Fällen eine ausreichend genaue und stabile Lösung der Positionen und Orientierungswinkel, die im Rahmen der Arbeiten mehrfach überprüft und bestätigt wurde. Dieses hohe mit POS/AV 510 erzielbare Potential wird auch durch verschiedene Publikationen wie etwa von [Cramer 2001a], [Schiele et al. 2002] oder [Sujew et al. 2002] bestätigt. Es gibt bei der hier zugrunde liegenden Flugtrajektorie keinen offensichtlichen Anlass, dieser hinsichtlich Genauigkeit und Zuverlässigkeit zu misstrauen. Auch die Referenzkoordinaten der Kontrollflächen können als hinreichend genau und zuverlässig angesehen werden, da die Aufnahme und Auswertung der GPS Punkte unter kontrollierten Bedingungen durchgeführt wurde. Eine Überprüfung der Winkelmessung α_M kann im Rahmen der am Institut zur Verfügung stehenden Mittel nur während der Datenaufbereitung in Form einer relativen Kontrolle durchgeführt werden. Es zeigt sich auch hier ein sehr konsistentes und zuverlässiges Verhalten. Die Entfernungsmesseinheit wurde im Vorfeld der Flugmissionen verschiedenen Eichmessungen unterzogen, bei diesen Parameter zur Nullpunkts-, Maßstabs-, Intensitäts- und Übersprechkorrektur bestimmt wurden. Die Ergebnisse hierzu zeigen auch unter künstlich erschwerten Messbedingungen eine Leistungscharakteristik, die eine gute Genauigkeit und Zuverlässigkeit erwarten lässt. Der Einfluss ungenauer meteorologischer Daten auf die Entfernungsmessung kann bei ScaLARS nach Kapitel 5.7.1.1 bei einer mittleren Flughöhe von 600 m mit einer Größenordnung von maximal 0.02 m angegeben werden. Ebenso wird durch die atmosphärische Refraktion nach Kapitel 5.7.1.2 ein horizontaler Positionsfehler in etwa der selben Größenordnung verursacht. Wie bereits in Kapitel 6.4 gezeigt, wirkt sich mittelwertfreies normalverteiltes Messrauschen in der Entfernungsmessung bei diesem Ansatz und einer ausreichenden Anzahl an Lasermessungen pro Kontrollfläche nicht wesentlich auf die Schätzwerte der Kalibrierparameter aus. Es existieren nach Kapitel 4.2.3 im funktionalen Modell auch keine hohen Korrelationen zwischen den geschätzten Unbekannten, die ein gegenseitiges Kompensieren von Fehlereffekten verursachen könnten. Auch die Verwendung einer unterschiedlichen Anzahl oder Auswahl an Kontrollflächen zur Kalibrierung hat keinerlei Auswirkung in dieser Art gezeigt. Alle in diesem Abschnitt genannten Einflussgrößen scheiden als (Haupt-)Ursache für die nachgewiesene nicht ausreichende Langzeitstabilität der Systemkalibrierung nach Tabelle 7.8 und Tabelle 7.10 sehr wahrscheinlich aus.

Das bei LASCAL implementierte Auswertemodell zur Kalibrierung kann als statisch oder auch als steif angesehen werden. Es sieht aufgrund des invarianten Anspruchs an die Kalibrierparameter eine gleichzeitige Schätzung der zeitlichen Veränderung der Kalibrierparameter nicht vor. Darüber hinaus werden die Auswirkungen zeitvarianter Einflussgrößen auf das mechanische Ablenksystem wie etwa Flugzeugbewegungen weder empirisch berücksichtigt noch als Unbekannte geschätzt. Eventuell im Datenmaterial noch enthaltene und nicht modellierte Effekte dieser Art können je nach Einflussgröße das Ergebnis einer Kalibrierung nachhaltig beeinflussen. Wie bereits in Kapitel 5.7.3 gezeigt, kann das Ablenksystem von ScaLARS im Gegensatz zum Kalibriermodell insgesamt als nicht steif angesehen werden, da bei Rotation z.B. eine Verbiegung der Antriebswelle oder Spiegelhalterung durch die nach außen gerichteten Kräfte experimentell nachgewiesen werden konnte. Auch die elastische Verformung des Dämmmaterials zwischen Laserspiegel und Spiegelträger führt zu Veränderungen im Taumelwinkel im Bereich von mehreren hundertstel Grad. Diese Deformation wird während der Betriebszeit aufgebaut und erreicht erst wieder nach ein bis zwei Tagen Stillstand den Ausgangszustand. Nähere Untersuchungen bezüglich Auf- und Abbau der elastischen Deformation des Dämmmaterials wurden nicht durchgeführt. In Abhängigkeit von der Drehgeschwindigkeit des Spiegels führt die Summe dieser Effekte zu einer nicht vernachlässigbaren Verkleinerung des Taumelwinkels.

Darüber hinaus wird vermutet, dass aufgrund der Massenträgheit die am Ablenksystem angreifenden Kräfte aus den unvermeidbaren Bewegungen des Trägerflugzeugs während der Befliegung ebenfalls ein nicht zu vernachlässigendes Einflusspotential bergen. Es besteht vermutlich ein nicht zu vernachlässigender Zusammenhang zwischen der eingeschränkten Langzeitstabilität von ScaLARS und den in diesem Kapitel genannten nicht ausreichenden mechanischen Stabilitätseigenschaften des Ablenksystems. Der Einfluss von Bewegungen des Trägerflugzeugs auf das Ablenksystem wurde vor den Optimierungsarbeiten an ScaLARS (vgl. Einleitung) auch von [Hug 1996] und [Favey 2001] vermutet, wobei zu jener Zeit ein größerer Ablenkspiegel mit einer höheren Masse verwendet wurde.

Aufgrund der komplexen Auswirkung des vermutlich mechanisch nicht ausreichend stabilen Ablenksystems auf die Georeferenzierung kann im Rahmen dieser Arbeit nur auf potentielle Schwachstellen hingewiesen werden, welche bei einer Neudimensionierung von ScaLARS unbedingt Berücksichtigung finden müssen. Eine mechanische Überarbeitung der Ablenkeinheit oder die Berücksichtigung zeitvarianter Einflussgrößen im Kalibriermodell waren nicht Bestandteil dieser Arbeit. Aus diesen Untersuchungen geht jedoch hervor, dass bei einem künftigen Ablenksystem ein verstärktes Augenmerk auf dessen mechanische Stabilität gelegt werden muss.

8 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein neues Verfahren zur Systemkalibrierung von flugzeuggetragenen Laserscannern am Beispiel von ScaLARS entwickelt und sowohl unter synthetischen als auch unter operationellen Bedingungen analysiert und bewertet. Es basiert auf den mittels GPS und IMU direkt gemessenen Elementen der äußeren Orientierung, den Sensorexzentrizitäten (Hebelarme), den Lasermessungen sowie den Referenzflächen innerhalb aufgenommener Flugszenen. Beim Modellansatz wird davon ausgegangen, dass die äußere Orientierung, die Sensorexzentrizitäten sowie ggf. die örtlich eingemessenen Referenzflächen fehlerfrei sind und auftretende Widersprüche durch den Aufnahmesensor ScaLARS selbst verursacht werden. Eine möglichst genaue Kenntnis der Systemkalibrierung ist für eine fehlerfreie Georeferenzierung von Fluglaserdaten von essentieller Wichtigkeit. Referenzinformationen in Form von texturreichen ebenen Kontrollflächen innerhalb der Szenen bieten ideale Voraussetzungen zur Schätzung und Kontrolle der Systemkalibrierung. Dabei fließen bei dem vorgestellten Kalibrierverfahren sowohl die horizontalen als auch die vertikalen Komponenten als Beobachtungen in die Berechnung ein. Nach aktuellem Stand der Recherchen existieren im operationellen Bereich auch andere Kalibrierverfahren, die aber als Datengrundlage überwiegend nur die Höheninformationen zur Kalibrierung nutzen. Außerdem hat sich gezeigt, dass - bis auf wenige Ausnahmen - die kommerziellen Nutzer solcher Systeme sich mit detaillierten Informationen zur Kalibrierung ihrer Systeme äußerst bedeckt halten. Die Adaption des Kalibrierverfahrens an ScaLARS Laserdaten hat den Vorteil, dass neben der Verwendung multipler Flugszenen zur Systemkalibrierung auch der Vor- und Rückblick genutzt werden kann. Dies verbessert im Gegensatz zu nur einer Blickrichtung die Zuverlässigkeit der Systemkalibrierung enorm. Auf dieser Datengrundlage wurde ein Kalibriermodell entwickelt das sich alternativ auf externe Referenzinformationen, auf radiometrische Texturinformationen ohne externe Referenzinformationen oder einer Kombination aus beiden stützt. Diese Datengrundlage kann generell aus allen Flugszenen erhoben werden, welche geeignete radiometrisch separierbare Objekte enthalten. In dieser Arbeit wurden hierfür exemplarisch die Start- und Landebahnmarkierungen eines Flughafens verwendet.

Die vorliegende Ausarbeitung gliedert sich in sieben Bereiche: In der Einleitung wird zunächst die Problemstellung erläutert, welche zu dieser Arbeit motivierte. Des weiteren werden der Stand der Wissenschaft und die maßgeblichen Hardwarekomponenten aus dieser Arbeit vorgestellt. Außerdem ist hier ein Überblick an Publikationen aufgelistet, welche mit dem Ziel dieser Arbeit in Verbindung stehen. Nach der Zusammenstellung aller relevanten Grundlagen in Kapitel Theoretische Grundlagen sowie Ausgleichungsansatz und partielle Ableitungen folgt die Simulation der Parameterschätzung, welche eine prinzipielle Vorgehensweise zum Kapitel Dreidimensionaler Modellansatz liefert. Zum Nachweis der prinzipiellen Eignung des hier vorgestellten Kalibrierverfahrens folgen zunächst Simulationen auf der Grundlage synthetischer Datensätze, die als Vorstufe zur Realdatenverarbeitung wichtige Erkenntnisse hervorheben. In Kapitel Ergebnisse der Kalibrierung mit Realdaten sind die Resultate auf der Grundlage realer Datensätzen aus verschiedenen Systemkalibrierungen mit unterschiedlichen Bestimmungskonstellationen zusammengestellt.

Das hier zugrunde liegende Modell zur Systemkalibrierung und Georeferenzierung der Laserdaten umfasst insgesamt 13 zunächst unbekannte Systemparameter, deren genaue Kenntnis sich auf die Qualität der Geländepunktkoordinaten stark auswirkt. Das von [Hug 1996] verwendete Modell zur Georeferenzierung stellt dabei einen vereinfachten Sonderfall bezüglich dem in dieser Arbeit verwendeten Modellansatz dar. Aufgrund einer vorausgehenden Korrelations- und Sensitivitätsanalysen konnte herausgefunden werden, dass von den Systemparametern auf der Grundlage von Laserdaten und koordinierten Kontrollflächen ausschließlich der Taumelwinkel γ_M , die Einbaukorrekturwinkel in Roll-, Nick- und Kursrichtung $\delta\omega$, $\delta\varphi$, $\delta\kappa$ und die Additionskonstante Add schätzbar sind (Kapitel 4.2.3). Alle restlichen Unbekannten sind im Rahmen der Schätzung von den hier genannten entweder linear abhängig, hoch korreliert oder gehen aufgrund von Labormessungen als bekannt in die Kalibrierung ein. Durch die hohen Korrelationen wird ein Großteil des Einflusses der nicht explizit bestimmbar Parameter durch die schätzbaren Systemparameter indirekt kompensiert. Bei Verwendung von ausschließlich nicht koordinierten Kontrollflächen sind lediglich die Parameter γ_M , $\delta\omega$, $\delta\varphi$ sowie $\delta\kappa$ bestimmbar (Kapitel 4.3.3). Die bei jedem Verfahren noch verbleibenden unbekannt Kalibrierparameter lassen sich voneinander nahezu entkoppelt berechnen.

Nach abwägen zwischen einer möglichst günstigen Bestimmungsgeometrie und dem minimalen Risiko unvollständig erfasster Kontrollflächen hat sich herausgestellt, dass Kontrollflächen in der Art angefliegen werden sollten, dass diese entlang der Nadirlinie der künftigen Flugszene angeordnet werden. Theoretisch ist eine einzige koordinierte Kontrollfläche in einer Flugszene zur vollständigen Ableitung der Systemkalibrierung ausreichend. Im Fall von ausschließlich nicht koordinierten Kontrollflächen ist ebenfalls eine einzige in zwei Flugszenen (für $\delta\omega$) enthaltene Kontrollfläche ausreichend. Jedoch müssen insbesondere wegen der horizontalen Diskretisierung zur Steigerung von Genauigkeit und Zuverlässigkeit deutlich mehr Kontrollflächen verwendet werden. Untersuchungen haben gezeigt, dass mindestens acht Kontrollflächen möglichst entlang der gesamten Flugszene verteilt verwendet werden sollten.

Der Einfluss der atmosphärischen Refraktion auf eine mit ScaLARS gemessene Entfernung wird aktuell durch ein Standardmodell berücksichtigt. Vom Standardmodell abweichende Wetterdaten verursachen im exemplarischen Fall einen Maximalfehler von etwa 30 ppm, welcher im Hinblick auf die aktuelle Systemgenauigkeit und maximalen Flughöhen tolerierbar ist (Kapitel 5.7.1.1). Der durch die atmosphärische Refraktion verursachte horizontale Positionsfehler liegt

bei der gegenwärtig maximal genutzten Flughöhe von 1000 m bei weniger als 0.05 m und ist daher vernachlässigbar (Kapitel 5.7.1.2). Jedoch müssen beide Einflüsse bei künftigen Weiterentwicklungen in der Genauigkeit und Reichweite des Sensors beachtet werden.

Ergebnisse mit synthetischen Datensätzen Das Potential des entwickelten Verfahrens zur Systemkalibrierung wurde im Rahmen dieser Arbeit unter vielseitigen und realitätsnahen Bedingungen ausführlich getestet und ist repräsentativ in Kapitel 6 dokumentiert. Für alle hier untersuchten Datensätze konnte nach diesem Ansatz die Systemkalibrierung mit hoher Absolutgenauigkeit rekonstruiert werden. Eventuell noch verbleibende Restfehler in den geschätzten Systemparametern verursachen in den georeferenzierten Laserdaten einen maximalen Höhenfehler im Bereich weniger Zentimeter. Im Hinblick auf die untersuchten Datensätze hängt die Durchführbarkeit und Genauigkeit einer Systemkalibrierung von den nachfolgenden Faktoren ab:

- Von der Flughöhe und Fluggeschwindigkeit des Trägerflugzeugs über Grund
- Von der Grundfläche und Form der Kontrollflächen
- Von der Anzahl an effektiv nutzbaren Kontrollflächen
- Von der Qualität der radiometrischen Intensitätswerte
- Vom verwendeten Taumelwinkel γ_M

Mit allen hier untersuchten simulierten Datensätzen konnten hohe Kalibrierengenauigkeiten erzielt werden, welche die geforderten Mindestgenauigkeit nach Kapitel 4.1.2 übertreffen. In den dokumentierten Beispielen konnten im Einzelnen Parametergenauigkeiten von etwa 0.003° für γ_M , 0.005° für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$, 0.026° für $\delta\kappa$ sowie 0.03 m für Add erzielt werden (Mittelwerte). Die ermittelte Langzeitstabilität liegt für diese Parameter jeweils in der selben Größenordnung. Die noch verbleibenden Restfehler können vollständig auf die horizontale Diskretisierung (Punktabstand) zurückgeführt werden. Je mehr Kontrollflächen in eine Kalibrierung mit einbezogen werden, desto höher ist die erzielbare Parametergenauigkeit und desto geringer ist der noch verbleibende Einfluss der Diskretisierung auf die Schätzwerte. Selbst ohne jegliche externe Referenzinformation kann eine Systemkalibrierung mit Ausnahme der Additionskonstanten ausschließlich aus Laserdaten mit ähnlich hoher Qualität berechnet werden. Normalverteiltes mittelwertfreies Rauschen in der Entfernungsmessung und in realistischen Größenordnungen hat bei diesem Modellansatz nahezu keinen Einfluss auf die Schätzwerte, da durch die vorausgehende Ableitung des Flächenschwerpunkts eine Tiefpassfilterung erfolgt. Allerdings ist hierfür eine statistisch ausreichende Anzahl an Lasermessungen für jede verwendete Kontrollfläche erforderlich.

Die horizontale Auflösung von ScaLARS ist in der momentanen Version abhängig von der Fluggeschwindigkeit, Flughöhe und dem verwendeten Taumelwinkel (Kapitel 6.7). Sie umfasst im Normalfall bei einer Fluggeschwindigkeit von 60 m/s einen Punktabstand in Flugrichtung von etwa 3 m und quer zur Flugrichtung in Abhängigkeit von Flughöhe und Taumelwinkel einen variablen Punktabstand. Kontrollflächen sollten daher so ausgewählt und szenenmittig angefliegen werden, dass sie pro Blickrichtung von 16 oder mehr Lasermessungen getroffen werden können. Die Geschwindigkeit des Trägerflugzeugs über Grund sollte während den Kalibrierflügen möglichst niedrig gehalten werden. Bei der gegenwärtigen Sensorleistung von ScaLARS werden für Kalibrierflüge maximal 60 m/s bis 70 m/s empfohlen. Die Flughöhe im Kalibriergebiet sollte in etwa der Flughöhe im Aufnahmegebiet entsprechen.

Das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Verfahren zur Systemkalibrierung weist ein günstiges Konvergenzverhalten auf. Aufgrund der großen Datenmengen und dem hohem Rechenaufwand wurden spezielle Programmroutinen implementiert, welche einen schnellen und automatischen Programmablauf ermöglichen. Die erforderliche Rechenzeit für einen kompletten Programmablauf auf einem zeitgemäßen Computersystem liegt im Minutenbereich und ist abhängig von der Anzahl der zu georeferenzierenden Lasermessungen pro Flugszene, der Anzahl an aktivierten Kontrollflächen und der notwendigen Anzahl an Iterationsschritten bis hin zur Lösungskonvergenz (Kapitel 6.8). Der Zeitaufwand für eine vollständige Systemkalibrierung durch einen fachkundigen Bearbeiter liegt bei etwa 2 bis 3 Stunden.

Mit Ausnahme der Angaben zur Systemgenauigkeit und Langzeitstabilität sind die Erkenntnisse aus den Simulationsberechnungen ebenso auf reale Datensätze übertragbar.

Ergebnisse mit realen Datensätzen Basierend auf den Erkenntnissen, wie sie im Zuge der Voruntersuchungen auf der Grundlage von synthetischen Datensätzen erarbeitet wurden, wurde das Potential des entwickelten Kalibrierverfahrens mit Datensätzen aus zwei realen Fernerkundungsmissionen aus den Jahren 2002 und 2003 in Kapitel 7 untersucht. Die dafür verwendeten Datensätze zeichnen sich teilweise durch unruhige Flugführung, Datenlücken und unvollständige Abdeckung des Aufnahmegebietes bzw. der Kontrollflächen sowie durch Flughöhen von 555 m bis 610 m und Fluggeschwindigkeiten von 69 m/s bis 92 m/s aus. Die daraus extrahierten Kontrollflächen weisen teilweise fast zu wenig Lasermessungen, schlechte radiometrische Separierbarkeit zwischen Objekt und Hintergrund sowie geometrische Nähe zu benachbarten Objekten auf und liegen dadurch in einigen Fällen an der Grenze der Verwendbarkeit. Trotz die-

ser nicht ganz optimalen aber realistischen Bedingungen konnten bei den Systemkalibrierungen für jede einzelne Szene beider Jahrgänge auf der Grundlage koordinierter Kontrollflächen ähnlich hohe Parametergenauigkeiten erzielt werden wie mit den vorab beschriebenen synthetischen Datensätzen. Für die in dieser Arbeit dokumentierten Kalibrierungen konnten für das Jahr 2002 ($\gamma_M=10^\circ$) Individualgenauigkeiten von etwa 0.004° für γ_M , 0.006° für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$, 0.024° für $\delta\kappa$ sowie 0.03 m für Add erzielt werden (Mittelwert). Für die Datensätze aus dem Jahr 2003 ($\gamma_M=7^\circ$) konnten ebenfalls hohe Parametergenauigkeiten von etwa 0.003° für γ_M , 0.005° für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$, 0.028° für $\delta\kappa$ sowie 0.03 m für Add erzielt werden (Mittelwert). Die in den Schätzwerten noch enthaltenen Restfehler verursachen an den Kontrollflächen einen Lagefehler von maximal 0.7 m und einen maximalen Höhenfehler im Bereich weniger Dezimeter. Die Genauigkeit der aus Laserdaten abgeleiteten Flächenschwerpunkte bezüglich der koordinierten Kontrollflächen wurde als Mittelwert mit 0.32 m horizontal und 0.13 m vertikal geschätzt (absolut).

Die mit synthetischen Datensätzen erzielte Langzeitstabilität der Systemkalibrierung konnte mit den realen Datensätzen nicht vollständig bestätigt werden (Kapitel 7.4.1 und 7.4.2). Ursache hierfür müssen nach aktuellem Stand der Untersuchungen mechanische Instabilitäten im Ablensystem sein wie z.B. in Kapitel 5.7.3 beschrieben. Es wird vermutet, dass sich die Bewegung des Trägerflugzeugs auf das mit etwa 20 Hz rotierende Ablensystem auswirkt und dadurch die tatsächliche Blickrichtung des Laserscanners vom rechnerischen Wert zeitvariant abweicht. Dieser Effekt wird durch die Annahmen im Kalibriermodell nicht berücksichtigt. Eine exakte Fehlerdiagnose kann aufgrund der komplexen Auswirkungen auf die Laserdaten mit den zur Verfügung stehenden Datensätzen nicht durchgeführt werden. Hierfür wären spezielle Kalibrierflüge mit exakt vorgegebenen Flugbewegungen und Flugmustern erforderlich, welche mehrfach zum Nachweise der Reproduzierbarkeit durchgeführt werden müssten. Als Kriterium an die Langzeitstabilität gilt hier die Kompatibilität eines einzigen Parametersatzes für verschiedene nacheinander geflogene Szenen einer Mission. Die als nicht ausreichend nachgewiesene Langzeitstabilität kann für die Datensätze aus dem Jahr 2002 mit etwa 0.06° für γ_M , 0.07° für $\delta\omega$, 0.10° für $\delta\varphi$, 0.11° für $\delta\kappa$ sowie 0.20 m für Add angegeben werden. Für die Datensätze aus dem Jahr 2003 kann eine etwas bessere aber ebenfalls nicht ausreichende Langzeitstabilität mit etwa 0.03° für γ_M , 0.06° für $\delta\omega$ und $\delta\varphi$, 0.12° für $\delta\kappa$ sowie 0.09 m für Add angegeben werden. Die dadurch verursachten Fehler können in ungünstigen Fällen in den berechneten Geländepunktkoordinaten zu nicht tolerierbaren Widersprüchen horizontal im Bereich von 1 m bis 2 m und vertikal bis zu knapp 0.8 m führen. Dadurch muss bei der momentanen Sensorleistung von ScaLARS die Systemkalibrierung fortlaufend überprüft und ggf. aktualisiert werden. Diese Erkenntnis wird auch durch die Erfahrung aus den Kalibrierungen nach dem manuellen Verfahren bestätigt. Ein Vergleich der Langzeitstabilität zwischen 2002 und 2003 ist nicht repräsentativ, da zwischen den beiden Messepochen Umbauarbeiten an der Verstiftung zwischen IMU und Ablenkeinheit durchgeführt wurden.

Die Eignung von nicht koordinierten Kontrollflächen zur Systemkalibrierung wurde in Kapitel 7.5 exemplarisch nachgewiesen. Jedoch weisen diese Ergebnisse ebenfalls Auswirkungen der nicht ausreichenden Langzeitstabilität auf und sind daher nur eingeschränkt verwendbar. Weil die individuellen Eigenschaften eines jeden Datensatzes bei der Kalibrierung durch das verwendete Funktionalmodell nicht berücksichtigt werden kommt es auch hier zu Widersprüchen, die eine schlechtere Systemgenauigkeit zur Folge haben.

8.1 Ziele der Weiterentwicklung

Im Rahmen der Untersuchungen konnte mit dem Kalibrierverfahren auf der Grundlage von synthetischen und realen Datensätzen nachgewiesen werden, dass das entwickelte Konzept prinzipiell zum Ziel führt. Aufgrund der guten Ergebnisse konnte durch diese Arbeit auch auf offensichtliche Defizite beim ScaLARS System hingewiesen werden, welche bereits behoben oder zunächst die vorrangige Richtung der Forschung und Weiterentwicklung bestimmen. Forciert durch die nachgewiesene nicht ausreichende Langzeitstabilität von ScaLARS ist eine sukzessive mechanische Stabilisierung der kompletten Ablenkeinheit erforderlich und ist auch bereits Schwerpunkt momentaner Arbeiten. Zum Nachweis einer erfolgreichen Produktverbesserungen muss im Anschluss nochmals ein Testflug unter exakt vorgegebenen Bedingungen redundant durchgeführt und analysiert werden. Im Bereich der Kontrollflächen zur Systemkalibrierung wären noch weitergehende Untersuchungen zur Ausdehnung des Konzepts auf beliebige Referenzflächen zweckmäßig. Als weitere notwendige Innovation steht die Adaption an existierende Industriestandards an, wie etwa die Anpassung der ScaLARS Gehäusedimensionen zur direkten Nutzung vorgegebener Einbaurahmen bei kreiselstabilisierten Plattformen oder standardisierten Kameraöffnungen in Vermessungsflugzeugen. Auch hinsichtlich der Reichweite der Entfernungsmessung und Messgeschwindigkeit besteht ein aktueller Entwicklungsbedarf. Durch das zu erwartende Potential könnten künftig die Eindringtiefen des Lasermessstrahls in Geländeoberflächen (z.B. für Eis und Schnee) in die wissenschaftlichen Untersuchungen mit einbezogen werden. Darüber hinaus sollte die Flexibilität der LASCAL Kalibriersoftware durch Implementierung weiterer Sensormodelle nachgewiesen werden. Ein naheliegender Sensor wäre z.B. ein Laserscanner mit Push-Broom Faseroptik, der keine beweglichen Teile vor der Sende- und Empfangsapertur besitzt. Kann dieser Nachweis erbracht werden, so hätte dieser Ansatz zur Systemkalibrierung das Potential ein Standard für die Kalibrierung, Genauigkeitsanalyse und Qualitätssicherung bei Laserscannern zu werden.

Literaturverzeichnis

- [Applanix 1997] Applanix Corporation (1997)
PosProc User Manual. Version 2.1
- [Applanix 2003] Applanix Corporation (2003)
POSPac User Manual. PUBS-MAN-000031, Revision 1
- [AEEC 1982] Airlines Electronic Engineering Committee (1982)
ARINC Characteristic 705 - Attitude and Heading Reference System. Aeronautical Radio INC., Annapolis, Maryland
- [Baumann 1998] Baumann, E. (1998)
Vermessungskunde: Punktbestimmung nach Höhe und Lage. Dümmler Verlag, Bonn, ISBN 3-427-79056-8
- [Bronštein, Semendjajew 1991] Bronštein, I. N.; Semendjajew, K. A. (1991)
Taschenbuch der Mathematik. B.G. Teubner Verlagsgesellschaft, Stuttgart – Leipzig und Verlag Nauka, Moskau, ISBN 3-87144-492-8.
- [Burghardt 2001] Burghardt, M. (2001)
Parallele Netzgenerierung für ebene und räumliche Problemstellungen aus dem Bauwesen. Ph.D Thesis, Technische Universität Darmstadt
- [Butsch 2001] Butsch, F. (2001)
Untersuchungen zur elektromagnetischen Interferenz bei GPS. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Schriftenreihe der Institute des Studiengangs Geodäsie und Geoinformatik, Stuttgart, ISSN 0933-2839
- [Cramer 2001a] Cramer, M. (2001)
Genauigkeitsuntersuchungen zur GPS/INS-Integration in der Aerophotogrammetrie. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-9576-6
- [Cramer 2001b] Cramer, M. (2001)
Performance of GPS/Inertial Solutions in Photogrammetry. In: D. Fritsch and R. Spiller (Eds.) *Photogrammetric Week 01'*, Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg
- [Delaunay 1934] Delaunay, B. (1934)
Sur la sphère vide. Bulletin of Academy of Sciences of the USSR, S. 793-800
- [Denker 1989] Denker, H. (1989)
A new gravimetric quasigeoid for the Federal Republic of Germany. Ph.D Thesis, Universität Hannover, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-8576-8
- [Dinter 2002] Dinter, G. (2002)
Generalisierte Orthogonalzerlegungen in der Ausgleichsrechnung. Ph.D Thesis, Universität Karlsruhe, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-9598-4
- [Favey et al. 2000] Favey, E.; Pateraki, M.; Baltssavias, E.P.; Bauder, A.; Bösch, H. (2000)
Surface Modelling for Alpine Glacier Monitoring by Airborne Laser Scanning and Digital Photogrammetry. IAPRS, Volume XXXIII, Amsterdam
- [Favey 2001] Favey, E. (2001)
Investigation and improvement of airborne laser scanning technique for monitoring surface elevation changes of glaciers. Ph.D Thesis, ETH Zürich,
- [Favey et al. 2002] Favey, E.; Wehr, A.; Geiger, A.; Kahle, H.-G.; (2002)
Some examples of European activities in airborne laser techniques and an application in glaciology. Journal of Geodynamics 34, pp. 347-355
- [Fritsch 1995] Fritsch, D. (1995)
Ausgleichsrechnung und Statistik I. Unveröffentlichtes Vorlesungsskript, Universität Stuttgart, Institut für Photogrammetrie

- [Heck 2003] Heck, B. (2003)
Rechenverfahren und Auswertemodelle der Landesvermessung. Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg
- [Heipke et al. 2001] Heipke, C.; Jacobsen, K.; Wegmann, H. (2001)
The OEEPE test on integrated sensor orientation – results of Phase I. In: D. Fritsch and R. Spiller (Eds.), *Photogrammetric Week 01*, Herbert Wichmann Verlag, Heidelberg
- [Hug 1996] Hug, C. (1996)
Entwicklung und Erprobung eines abbildenden Laseraltimeters für den Flugeinsatz unter Verwendung des Mehrfrequenz-Phasenvergleichsverfahrens. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-9500-3.
- [Hug 1997] Hug, C. (1997)
ScaLARS offers Advanced Data Processing Possibilities. Bulletin of the European Association of Remote Sensing Laboratories, EARSel Newsletter, Number 32
- [Hug, Wehr 1997] Hug, C.; Wehr, A. (1997)
Applications of Imaging Laser Sensors in Close-Range Metrology and Remote Sensing. Paper presented to the 4. conference on optical 3D measurement techniques 29.09.-02.10.1997, ETH Zürich
- [Hug, Wehr 1999] Hug, C.; Wehr, A. (1999)
Topographische Geländeaufnahme mit ScaLARS. ZPF-Supplement, GIS, 2/99, Jahrgang 12, Vol. 12
- [Inertial Science 2004] Inertial Science Incorporation (2004)
Digital Miniature Attitude Reference System DMARS-I. Product Description and Specifications.
- [Joeckel, Stober 1999] Joeckel, R.; Stober, M. (1999)
Elektronische Entfernung- und Richtungsmessung. Verlag Konrad Wittwer, Stuttgart, ISBN 3-87919-266-9
- [Jordan et al. 1956] Jordan, W.; Eggert, Kneissl, M. (1956)
Handbuch der Vermessungskunde. Band I-IV, Metzlersche Verlagsbuchhandlung, Stuttgart
- [Kleusberg et al. 2003] Kleusberg, A.; Schiele, O.; Patan, F. (2003)
Airborne sensor positioning and orientation: Data rate requirements. GNSS 2003 conference proceedings
- [Kraus 1990] Kraus, K. (1990)
Photogrammetrie, Grundlagen und Standardverfahren. Dümmler Verlag, Bonn, ISBN 3-427-78643-9
- [Kruck 2003] Kruck, E. J. (2003)
Drehungen des Raumes und Koordinatentransformationen. Deutsche Gesellschaft für Photogrammetrie, Fernerkundung und Geoinformation, Stuttgart 4/2003
- [Lindenberger 1993] Lindenberger, J. (1993)
Laser-Profilmessungen zur topographischen Geländeaufnahme. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-9445-7.
- [Lindner 1992] Lindner, H. (1992)
Physik für Ingenieure. Fachbuchverlag Leipzig GmbH, Hannover, ISBN 3-343-00772-2
- [Merziger, Wirth 1991] Merziger, G.; Wirth, T. (1991)
Repetitorium der höheren Mathematik. Feldmann Verlag, Springe, ISBN 3-923 923-33-3
- [Mirante, Weingarten 1982] Mirante, A.; Weingarten, N. (1982)
The radial sweep algorithm for constructing triangulate irregular networks. IEEE Computer Graphics and Applications 2, S. 11-21
- [Patan 2003] Patan, F. (2003)
Analyse zweier GPS/INS Systeme zur direkten Georeferenzierung von Fernerkundungsdaten. Diplomarbeit (unveröffentlicht), Universität Stuttgart, Institut für Navigation
- [Press et al. 1992] Press, W. H.; Teukolsky, S. A.; Vetterling, W. T.; Flannery, B. P. (1992)
Numerical Recipes in C – The Art of Scientific Computing. Cambridge University Press, Cambridge, UK.

- [Schade 2001] Schade, H. (2001)
Neigungsbestimmung mit GPS für die Photogrammetrie. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Schriftenreihe der Institute des Studiengangs Geodäsie und Geoinformatik, Stuttgart, ISBN 3-00-009949-2.
- [Schenk 2001] Schenk, T. (2001)
Modelling and Recovering Systematic Errors in Airborne Laser Scanners. Proceedings of OEEPE Workshop on Airborne Laserscanning and Interferometric SAR for Detailed Digital Elevation Modells, Stockholm/Sweden
- [Schiele 1999] Schiele, O. (1999)
Direct geocoding of ScaLARS laserscanner data using positioning and orientation system Applanix POS/AV. Presentation given at ISPRS workshop on „Direct versus indirect methods of sensor orientation“, 25-26. November, 1999, Barcelona, Spain, ISBN
- [Schiele et al. 2002] Schiele, O.; Kleusberg, A.; Horn, R. (2002)
A comparison of two integrated airborne positioning and orientation systems. Proceedings of the 9th Saint Petersburg international conference on integrated navigation systems, 27-29. May, 2002, Russia, ISBN
- [Seeber 1989] Seeber, G. (1989)
Satellitengeodäsie – Grundlagen, Methoden und Anwendungen. Walter de Gruyter Verlag, Berlin, New York, ISBN 3-11-010082-7
- [Sujew et al. 2002] Sujew, S.; Scholten, F.; Wewl, F.; Pischel, R. (2002)
GPS/INS-Systeme im Einsatz mit der HRSC – Vergleich der Systeme Applanix POS/AV 510 und IGI AEROcontrol-II. DGPF/E. Schweizerbart'sche Verlagsbuchhandlung, Stuttgart
- [Stark 1984] Stark, W. (1984)
Untersuchungen zur Lösung und Inversion schwach besetzter großer geodätischer Normalgleichungen. Ph.D Thesis, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, München, ISBN 3-7696-9351-5.
- [Thiel, Wehr 1999a] Thiel, K.-H.; Wehr, A. (1999)
Operational Data Processing for Imaging Laser Altimeter Data. Proceedings of the 4th International Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition. 21st Canadian Symposium on Remote Sensing, Ottawa, Ontario, Canada, 21-24 June 1999; p. I-320 I-327
- [Thiel, Wehr 1999b] Thiel, K.-H.; Wehr, A. (1999)
Calibration procedures of the imaging laser altimeter and data processing. Presentation given at ISPRS workshop on „Sensor and mapping from space“,
- [Thiel, Wehr 1999c] Thiel, K.-H.; Wehr, A. (1999)
Advanced processing capabilities with imaging laser altimeter ScaLARS. Session 1 in Laser Radar Technology and Applications. IV Proceedings of SPIE, Orlando, Florida, Vol. 3707, pp. 46-56
- [Thiel, Wehr 2001] Thiel, K.-H.; Wehr, A. (2001)
Operational Production of DTMs Using ScaLARS. Proceedings of OEEPE workshop on Airborne Laserscanning and Interferometric SAR for Detailed Digital Elevation Models 1-3 March, Stockholm
- [Torge 2003] Torge, W. (2003)
Geodäsie. Walter de Gruyter Verlag, Berlin, New York, ISBN 3-11-017545-2
- [Wehr, Hug 1997] Wehr, A.; Hug, C. (1997)
Detecting and Identifying Topographic Objects in Imaging Laser Altimeter Data. Joint ISPRS Commission III/IV Workshop "3D Reconstruction and Modelling of Topographic Objects", 17.-19.09.1997, Stuttgart
- [Wehr, Lohr 1999] Wehr, A.; Lohr, U. (1999)
Airborne laser scanning - an introduction and overview. ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing Volume 54, Issues 2-3, pp. 68-82
- [Zurmühl 1961] Zurmühl, R. (1961)
Matrizen und ihre technischen Anwendungen. Springer-Verlag Berlin, Göttingen, Heidelberg

Anhang

A Resultate mit koordinierten Kontrollflächen für 2002

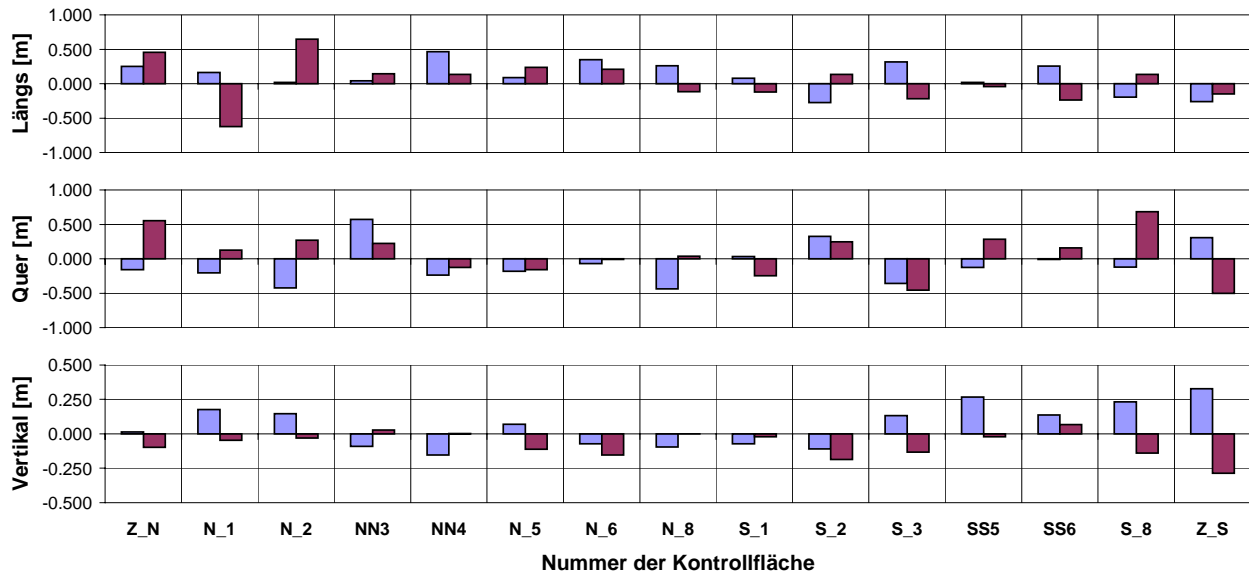


Abbildung A.1: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene F1P01

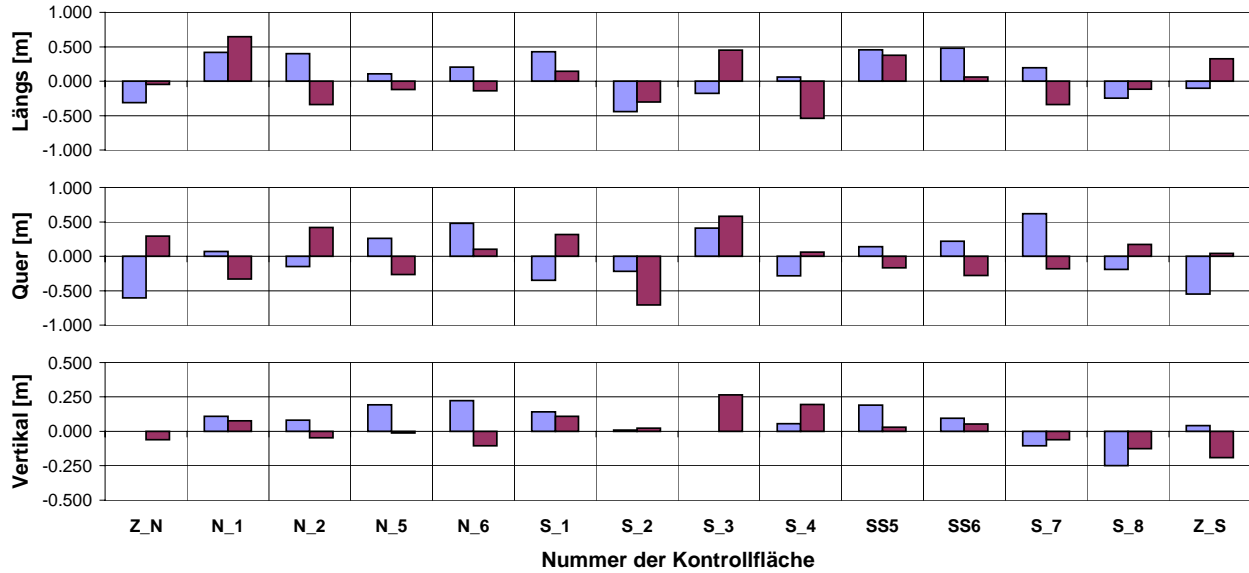


Abbildung A.2: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene F1M01

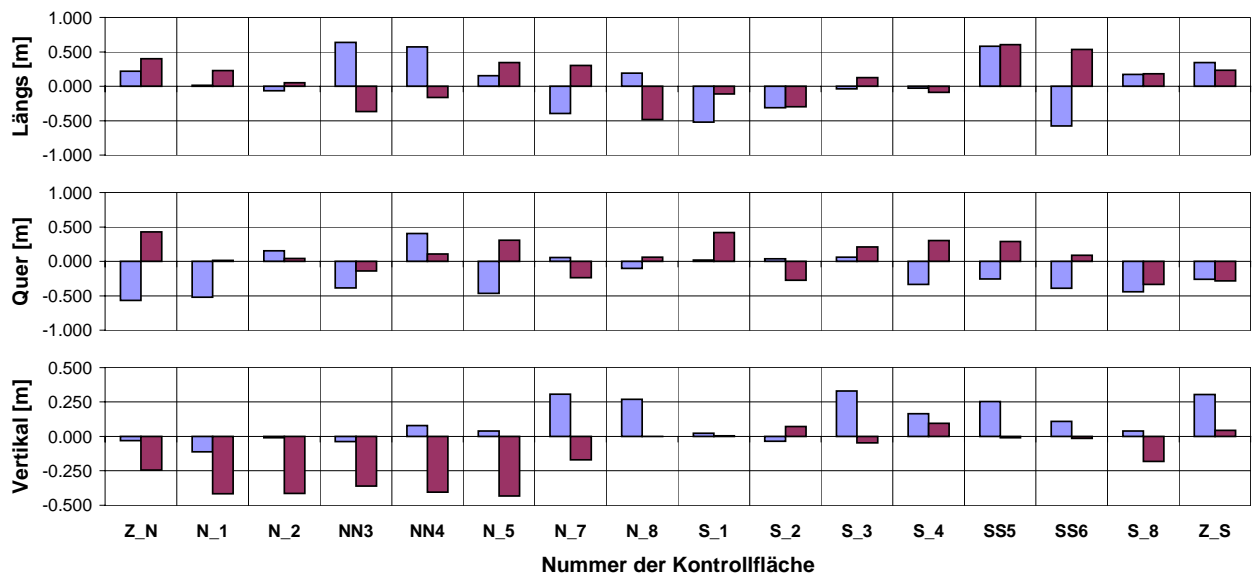


Abbildung A.3: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene F2M01

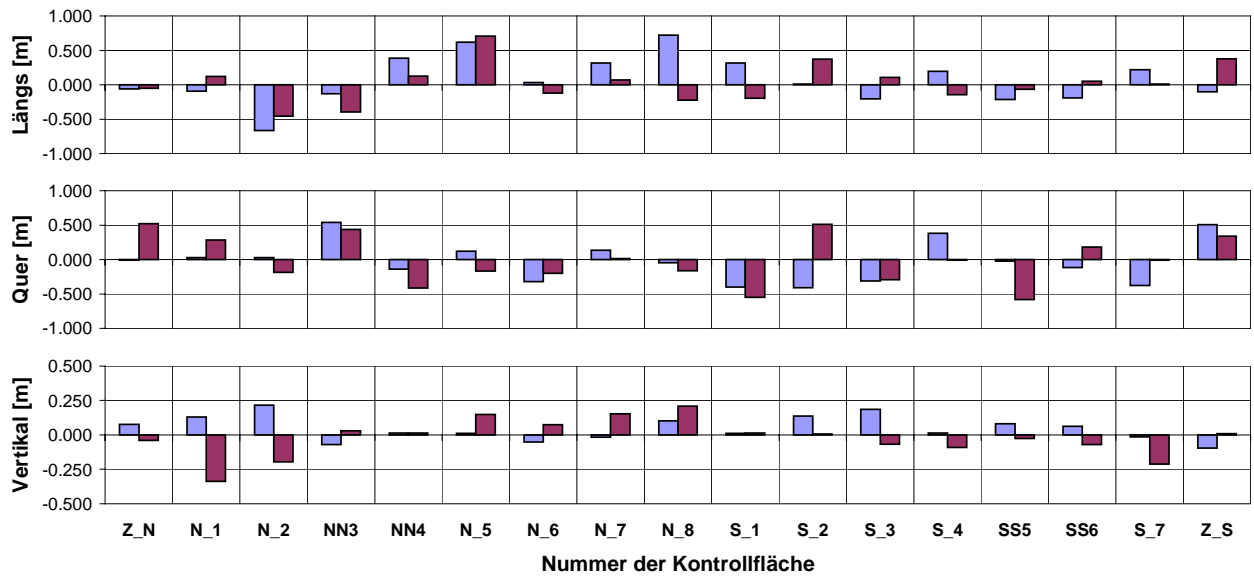


Abbildung A.4: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene F2P01

B Resultate mit koordinierten Kontrollflächen für 2003

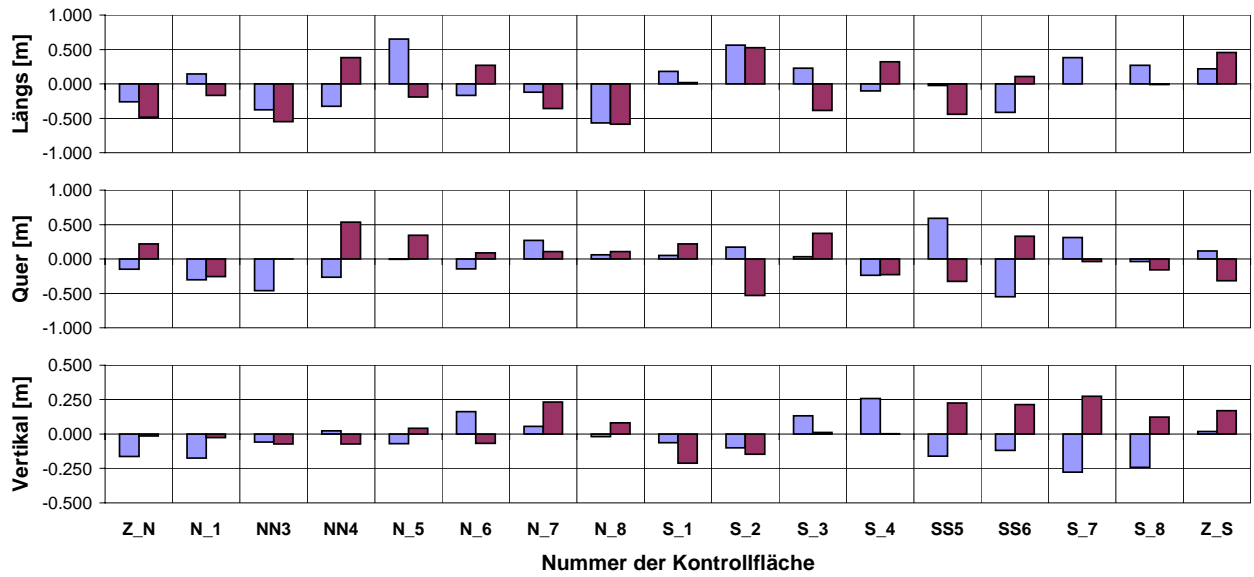


Abbildung A.5: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene AM01

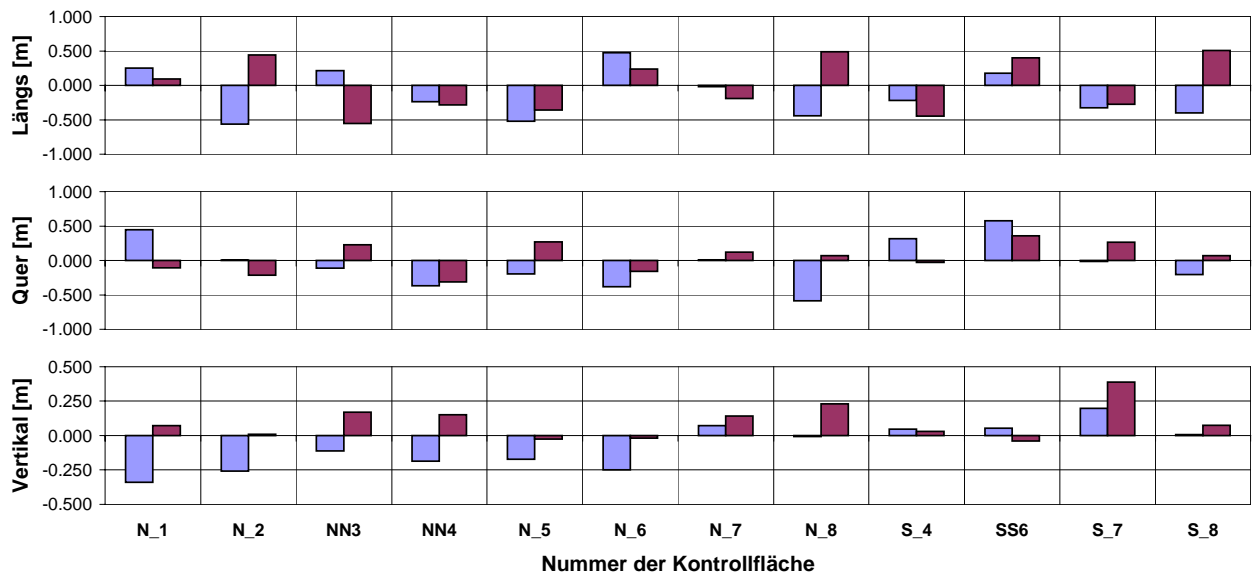


Abbildung A.6: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene AM03

+++

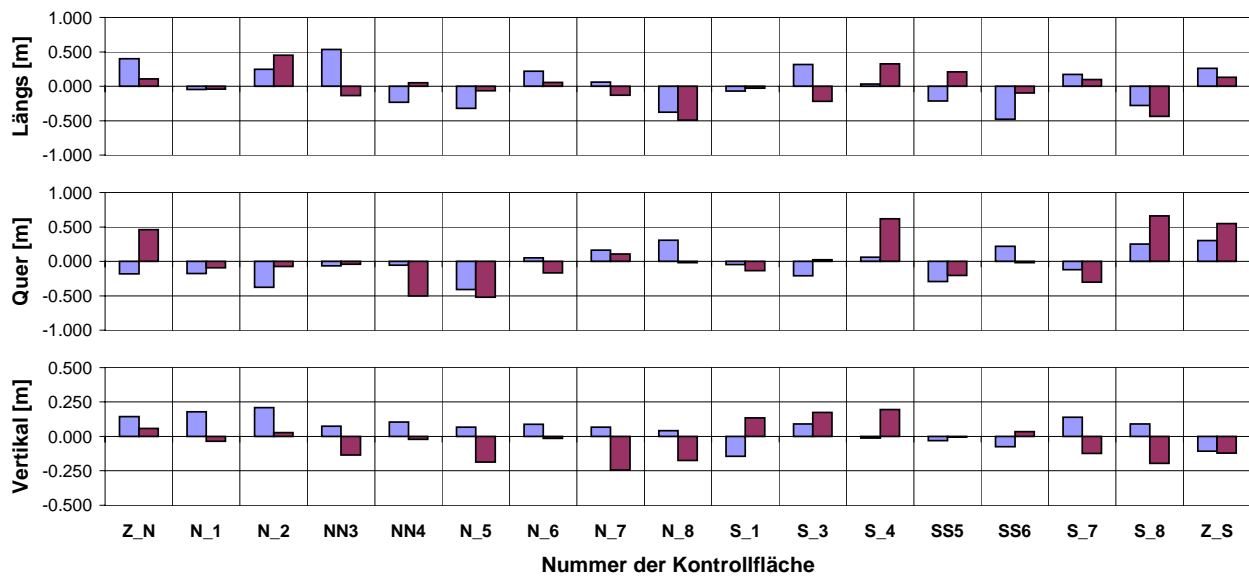


Abbildung A.7: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene AM04

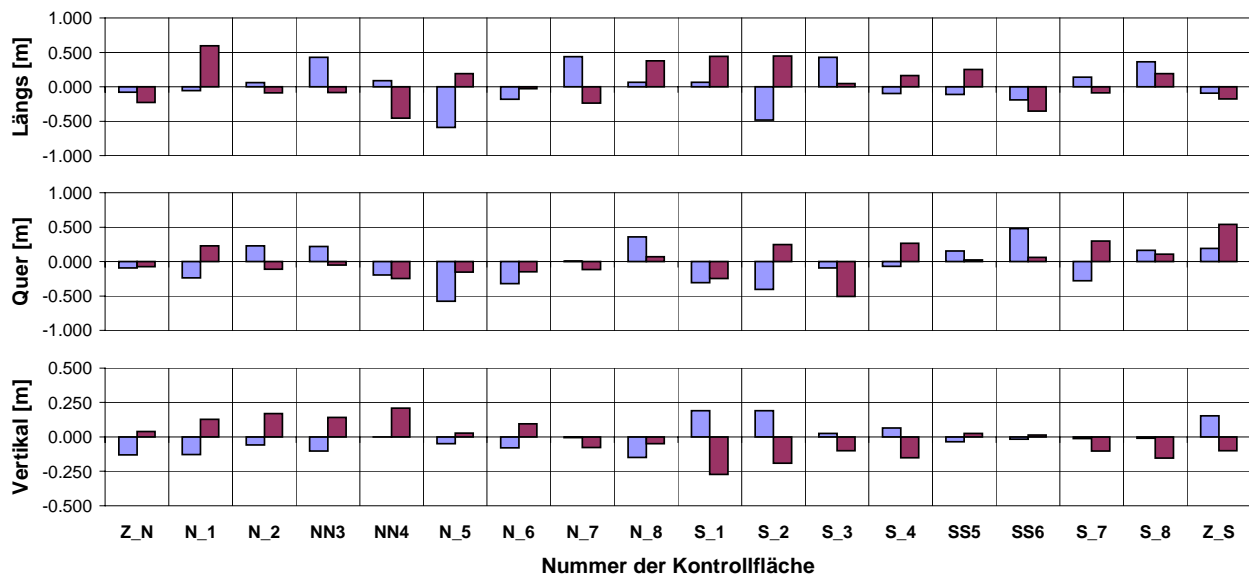


Abbildung A.8: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten koordinierten Kontrollflächen aus Flugszene AP01

C Resultate mit nicht koordinierten Kontrollflächen für 2002 und 2003

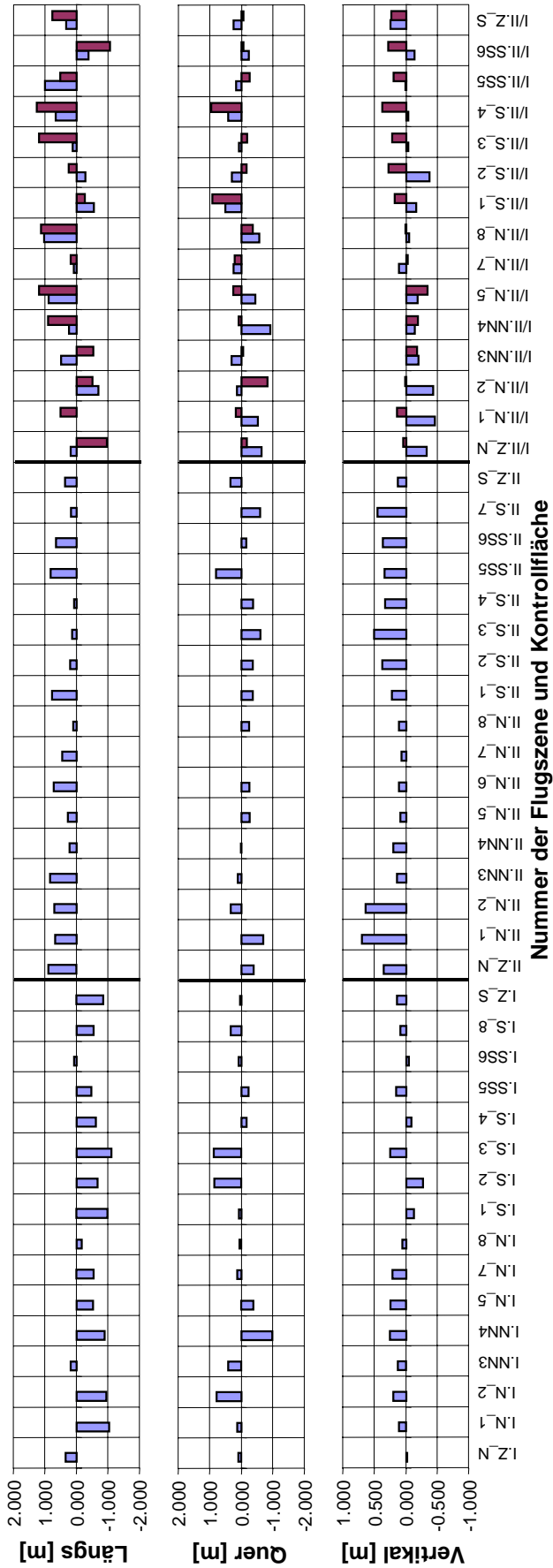


Abbildung A.9: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten nicht koordinierten Kontrollflächen aus den Flugszenen F2M01 und F2P01

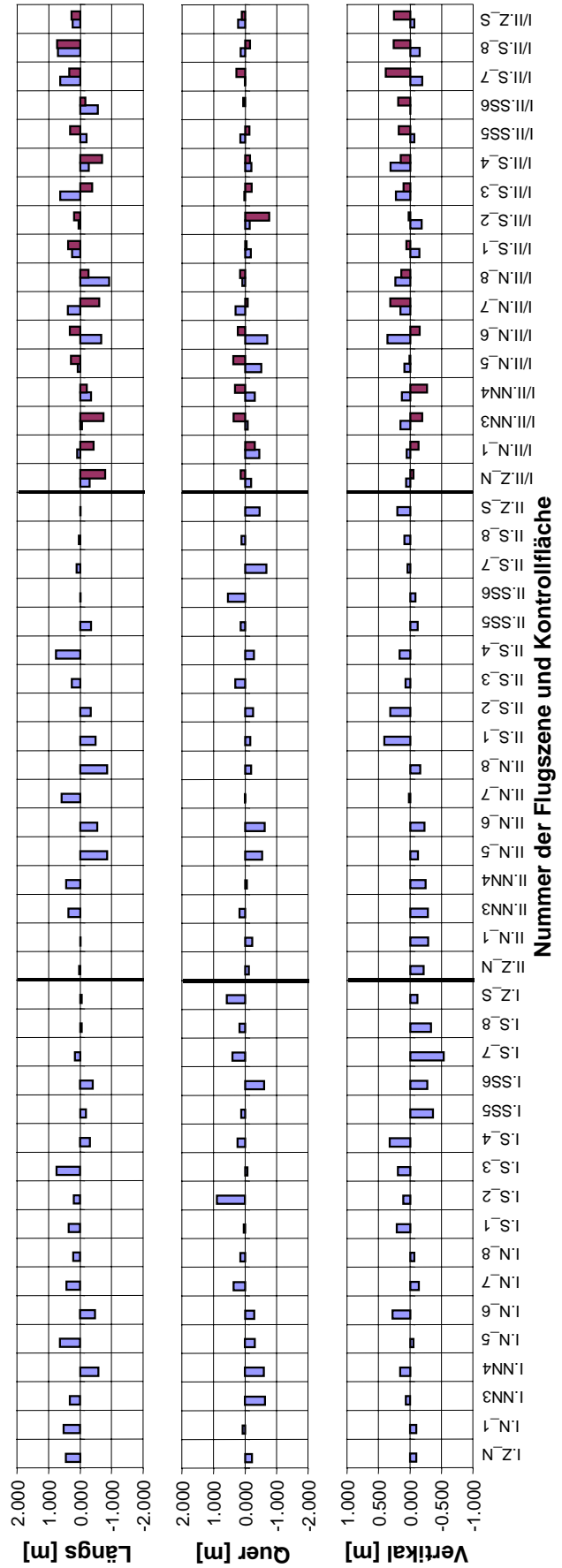


Abbildung A.10: Geschätzte Verbesserungen bezüglich der verwendeten nicht koordinierten Kontrollflächen aus den Flugszenen AM01 und AP01