



Integrierte Navigationssysteme

Sensordatenfusion, GPS und
Inertiale Navigation

von

Dr. habil. Jan Wendel

2. überarbeitete Auflage

Oldenbourg Verlag München

Dr. habil. Jan Wendel promovierte nach dem Studium der Elektrotechnik an der Universität Karlsruhe (TH) über das Thema „Entwurfs- und Analysemethoden Integrierter Navigationssysteme“. 2006 folgte die Habilitation über „Sensorfusion in Integrierten Navigationssystemen“. Heute arbeitet Dr. habil. Jan Wendel bei EADS Astrium in München.

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

© 2011 Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH
Rosenheimer Straße 145, D-81671 München
Telefon: (089) 45051-0
www.oldenbourg-verlag.de

Das Werk einschließlich aller Abbildungen ist urheberrechtlich geschützt. Jede Verwertung außerhalb der Grenzen des Urheberrechtsgesetzes ist ohne Zustimmung des Verlages unzulässig und strafbar. Das gilt insbesondere für Vervielfältigungen, Übersetzungen, Mikroverfilmungen und die Einspeicherung und Bearbeitung in elektronischen Systemen.

Lektorat: Anton Schmid
Herstellung: Constanze Müller
Einbandgestaltung: hauser lacour
Gesamtherstellung: Grafik + Druck GmbH, München

Dieses Papier ist alterungsbeständig nach DIN/ISO 9706.

ISBN 978-3-486-70439-6

Vorwort

Thema dieses Buches sind integrierte Navigationssysteme, wobei der Schwerpunkt eindeutig auf der Kombination von inertialer Navigation mit Satellitennavigationssystemen liegt. Zum Einen sind diese Systeme weit verbreitet, zum Anderen können anhand dieser Thematik die meisten in der Navigation benötigten Techniken, Verfahren und Methoden behandelt werden. Dies umfasst eine detaillierte Beschreibung der eingesetzten Subsysteme und deren Sensoren sowie die Verarbeitung von Sensordaten mit Hilfe von stochastischen Filtern.

Mit der detaillierten Darstellung der Strapdown-Rechnung und den dafür benötigten Prinzipien wie Koordinatensystemstransformationen, Quaternionen und Eulerwinkeln wird in die Technik der inertialen Navigation eingeführt. Grundlegende Mechanismen wie die Schuler-Oszillationen oder die Instabilität des Höhenkanals werden ebenfalls herausgearbeitet.

Durch die Erläuterung der Signalverarbeitung in einem GPS-Empfänger wird ein Verständnis für die von einem GPS-Empfänger zur Verfügung gestellten Messgrößen vermittelt. Die angesprochenen Zusammenhänge dieser Messgrößen mit der Position und Geschwindigkeit des Empfängers ermöglichen die Entwicklung von Algorithmen zu deren Nutzung in einem integrierten Navigationssystem. Die Diskussion der in der Satellitennavigation relevanten Fehlerquellen vermittelt einen Eindruck von der zu erwartenden Genauigkeit der Navigationsinformationen.

Eine Einführung in die stochastische Filterung mit den Schwerpunkten Kalman-Filter und erweiterte sowie linearisierte Kalman-Filter vermittelt die theoretischen Kenntnisse, die für das Verständnis der Datenfusionsalgorithmen in einem integrierten Navigationssystem benötigt werden.

Dieses Buch richtet sich an Studierende der Luft- und Raumfahrt oder verwandter Gebiete, aber auch an den Systemingenieur, der zeiteffizient ein umfassendes Verständnis dieser Thematik entwickeln muss, um entscheidungsfähig zu sein. Großer Wert wurde darauf gelegt, den Bezug der erarbeiteten Theorie zur Praxis anhand von Beispielen darzulegen, die aus den Bereichen GPS/INS Integration, Transfer Alignment und Micro Aerial Vehicles gewählt wurden - nur wenn der praktische Nutzen der vermittelten Theorie erkennbar ist, kann diese vom Leser später gewinnbringend eingesetzt werden.

München

J. Wendel

Inhaltsverzeichnis

Vorwort	V
1 Einleitung	1
2 Lineare Systeme	5
2.1 Zustandsraumdarstellung linearer Systeme	7
2.2 Eigenwerte und Eigenvektoren	9
2.3 Lineare Systeme im Zeitdiskreten	15
2.4 Nichtlinearitäten	24
3 Inertiale Navigation	27
3.1 Koordinatensysteme	28
3.1.1 WGS84-Erdmodell	30
3.1.2 Transformationen	32
3.1.3 Nomenklatur	34
3.2 Lagedarstellungen	36
3.2.1 Eulerwinkel	37
3.2.2 Orientierungsvektor und Quaternion	39
3.2.3 Richtungskosinusmatrix	44
3.3 Strapdown-Rechnung	45
3.3.1 Lage	45
3.3.2 Geschwindigkeit	52
3.3.3 Position	60
3.4 Fehlercharakteristik eines Inertialnavigationssystems	61
3.4.1 Drehratensensoren	61
3.4.2 Beschleunigungsmesser	66
3.4.3 Generische Inertialsensorfehlermodelle	68
3.4.4 Kurzzeitcharakteristik	73
3.4.5 Langzeitcharakteristik	75
3.5 Initialisierung	77

4	Satellitennavigation	83
4.1	Navstar GPS Systemüberblick	83
4.2	Funktionsprinzip eines GPS-Empfängers	85
4.2.1	GPS-Signalstruktur	86
4.2.2	Akquisition	92
4.2.3	Tracking	95
4.3	GPS-Beobachtungsgrößen	100
4.3.1	Pseudorange	100
4.3.2	Trägerphasenmessung	104
4.3.3	Deltarange	107
4.3.4	Fehlerquellen	108
4.3.5	Differential GPS	109
4.4	GPS-Modernisierung	110
4.5	Galileo Systemüberblick	111
5	Grundlagen der Stochastik	117
5.1	Die Zufallsvariable	117
5.1.1	Wahrscheinlichkeitsdichte	117
5.1.2	Gaußverteilung	120
5.2	Stochastische Prozesse	123
5.2.1	Weißes Rauschen	124
5.2.2	Zeitkorreliertes Rauschen	125
6	Das Kalman-Filter	129
6.1	Kalman-Filter-Gleichungen	130
6.1.1	Herleitung über normalverteilte Zufallsvektoren	130
6.1.2	Herleitung über Minimierung einer Kostenfunktion	133
6.1.3	Diskussion der Filtergleichungen	136
6.2	Beobachtbarkeit	140
6.3	Übergang kontinuierlich - diskret	141
6.4	Nichtlineare System- und Messmodelle	143
6.4.1	Linearisiertes Kalman-Filter	143
6.4.2	Erweitertes Kalman-Filter	146
6.4.3	Sigma-Point-Kalman-Filter	147
6.4.4	Kalman-Filter 2. Ordnung	155
6.5	Filterung bei zeitkorreliertem Rauschen	156
6.5.1	Erweiterung des Zustandsvektors	157
6.5.2	Messwertdifferenzen	158

6.6	Covariance Intersection	159
6.6.1	Bekannte Kreuzkorrelationen	160
6.6.2	Unbekannte Kreuzkorrelationen	162
6.7	Adaptive Filterung	167
6.7.1	Interacting Multiple Model Filter: Problemformulierung	167
6.7.2	Herleitung der IMM-Filtergleichungen	168
7	Monte-Carlo-Methoden	177
7.1	Chapman-Kolmogorov-Gleichung	177
7.2	Berücksichtigung von Beobachtungen	179
7.3	Partikelfilter	180
7.3.1	Repräsentation der WDF	180
7.3.2	Propagationsschritt	181
7.3.3	Estimationsschritt	181
7.3.4	Resampling	182
7.3.5	Simulationsergebnisse	184
8	Anwendungsbeispiel GPS/INS-Integration	189
8.1	GPS/INS-Integrationsstrategien	190
8.1.1	Loosely Coupled System	190
8.1.2	Tightly Coupled System	191
8.1.3	Ultra-Tight Integration und Deep Integration	191
8.2	Entwurf eines Navigationsfilters	192
8.2.1	Systemmodell	192
8.2.2	Messmodelle	203
8.2.3	Korrektur der totalen Größen	210
8.2.4	Vergleich von Loosely Coupled und Tightly Coupled Systemen	212
8.3	Nutzung von Trägerphasenmessungen	215
8.3.1	Carrier Aided Smoothing	217
8.3.2	Festlegung der Trägerphasenmehrdeutigkeitswerte	218
8.3.3	Zeitlich differenzierte Trägerphasenmessungen	221
8.4	Verzögerte Verfügbarkeit von Messwerten	229
8.5	Integrity Monitoring	236
8.6	Sigma-Point-Kalman-Filter	237
8.6.1	Nichtlinearität eines Schätzproblems	237
8.6.2	Simulationsergebnisse	240
8.6.3	Theoretischer Vergleich mit Objektverfolgung	249
8.7	Fixed-Interval Smoother	251
8.7.1	Gleichungen des RTS-Smoother	251
8.7.2	Simulationsergebnisse	253

9	Anwendungsbeispiel Transfer Alignment	255
9.1	Konventionelle Transfer-Alignment-Verfahren	255
9.2	Rapid Transfer Alignment	256
9.3	Effiziente Berücksichtigung von Zeitkorrelationen	259
9.3.1	Propagationsschritt	261
9.3.2	Messwertverarbeitung	262
9.3.3	Diskussion der Filtergleichungen	263
9.4	Numerische Simulation	264
9.4.1	Erzeugung von Inertialsensordaten	265
9.4.2	Ergebnisse	266
9.5	Adaptive Schätzung der Rauschprozessmodelle	269
9.5.1	Identifikation anhand von Messwertdifferenzen	270
9.5.2	Ergebnisse	273
10	Anwendungsbeispiel unbemanntes Fluggerät	277
10.1	Beobachtbarkeit des Yaw-Winkels	279
10.1.1	Stützung mit Erdmagnetfeldmessungen	281
10.2	Stabilisierung bei GPS-Ausfall	283
10.2.1	Systemmodell des Lagefilters	284
10.2.2	Stützung mit Beschleunigungsmessungen	284
10.3	Systemsimulation	285
10.3.1	Funktionsprinzip des Fluggeräts	287
10.3.2	Mathematisches Modell	287
10.3.3	Einfluss der Trajektoriendynamik	292
10.3.4	Schätzung von Modellparametern	293
10.3.5	Ergebnisse der Gesamtsystemsimulation	297
10.4	Experimentelle Verifikation	298
10.4.1	Kalibration der Beschleunigungsmesser	300
10.4.2	Ergebnisse	303
A	Sherman-Morrison-Woodbury-Formel	307
B	Differentiation von Spuren von Matrizen	311
C	MATLAB-Code zum Beispiel Abschnitt 7.3.5	313
	Symbolverzeichnis	316
	Literaturverzeichnis	323
	Index	333

1 Einleitung

Navigationenformationen werden bei einer Vielzahl von Anwendungen benötigt. Vor allem in der Seefahrt war man schon zu frühesten Zeiten darauf angewiesen, Position und Kurs zu kennen; fehlerhafte Navigationsinformationen führten zum Verlust unzähliger Schiffe. Eines der bekanntesten Beispiele hierfür ist der Untergang von vier englischen Kriegsschiffen am 22. Oktober 1707, die sich nach siegreicher Schlacht bei Gibraltar auf der Rückfahrt nach England befanden und aufgrund eines fehlerhaft berechneten Längengrades mit den Scilly-Inseln kollidierten, was zweitausend Menschen das Leben kostete [116]. Zur damaligen Zeit war man noch auf eine frühe Form der Koppelnavigation angewiesen, die zurückgelegte Strecke wurde mit dem Log und der Kurs mit dem Kompass bestimmt. Da sich hierbei die Fehler mit der Zeit aufsummierten, wurden Stützinformationen benötigt; so konnte beispielsweise der Breitengrad mit einem Sextant anhand des Sonnenstandes ermittelt werden, die Bestimmung des Längengrades, also die Unfallursache in der Nacht vom 22. Oktober 1707, blieb jedoch in Ermangelung genauer Uhren oder einfach durchführbarer astronomischer Beobachtungen noch lange Zeit ein Problem.

Heutzutage werden vielfach integrierte Navigationssysteme eingesetzt, die dadurch gekennzeichnet sind, dass die verschiedensten Navigationsverfahren und Sensoren kombiniert werden. Ziel ist hierbei, durch die Vorteile des einen Navigationsverfahrens die Nachteile eines anderen Navigationsverfahrens zu kompensieren und wenn möglich eine gewisse Redundanz zu schaffen. Der Grundgedanke dieser Navigationssysteme ähnelt aber häufig immer noch in erstaunlicher Weise der Koppelnavigation der Seefahrer früherer Jahrhunderte: Extrapolation der Position anhand der zurückgelegten Strecke und der Bewegungsrichtung sowie Korrektur der Navigationslösung durch Einbeziehung zusätzlicher Messungen. Die Extrapolation der Position kann heute durch ein Inertialnavigationssystem (INS), das auch als Trägheitsnavigationssystem bezeichnet wird, erfolgen. Für die Korrektur der Navigationslösung können Messungen eines GPS-Empfängers herangezogen werden. Die Leistungsfähigkeit eines solchen integrierten GPS/INS-Systems ist durchaus beeindruckend. Allerdings steigen auch ständig die Anforderungen, die an ein Navigationssystem bezüglich Genauigkeit, Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit der Navigationsinformationen gestellt werden, dies gilt insbesondere in der Luftfahrt. Hierbei dienen Navigationsinformationen häufig als Eingangsgrößen der Flugregelung, so dass neben Positions- und Geschwindigkeitsinformationen auch Lageinformationen von besonderem Interesse sind.

Ziel dieses Buches ist es, eine umfassende Einführung in die Sensorik und Algorithmik integrierter Navigationssysteme zu geben.

In einem Inertialnavigationssystem kommen Beschleunigungssensoren und Drehratensensoren zum Einsatz. Anhand der Drehratensensoren kann die Lage in der Zeit pro-

pagiert werden. Die so gewonnenen Lageinformationen erlauben es, die gemessenen Beschleunigungen so umzurechnen, dass die Bestimmung von Geschwindigkeits- und Positionsänderungen gegenüber der Erde möglich wird. Die dabei eingesetzten Inertialsensoren nutzen unterschiedliche physikalische Effekte, die letztendlich auch die Güte der Sensoren und damit des Inertialnavigationssystems bestimmen. Neben den in der inertialen Navigation benötigten mathematischen Zusammenhängen werden daher auch die eingesetzten Sensoren und die Fehlercharakteristiken eines Inertialnavigationssystems beschrieben.

Schließlich wird auf das Navstar Global Positioning System, kurz GPS, eingegangen, das eine Stützung der Inertialnavigation ermöglicht. Hierbei werden die prinzipielle Funktionsweise eines GPS-Empfängers und die gelieferten Beobachtungsgrößen beschrieben. Eine Diskussion der Fehlerquellen bei der Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung mittels GPS sowie ein kurzer Ausblick auf das europäische Satellitennavigationssystem Galileo schließen dieses Kapitel ab.

Einen wesentlicher Teil dieses Buches ist der stochastischen Filterung gewidmet. Prinzipiell können stochastische Filter dazu genutzt werden, den Zustand eines vorzugsweise linearen Systems anhand von vorliegenden Messungen zu schätzen. Neben einer Einführung in die Theorie linearer Systeme und einer Übersicht über einige stochastische Grundlagen wird das am häufigsten eingesetzte stochastische Filter, das Kalman-Filter, ausführlich diskutiert. Hierbei wird auch auf das erweiterte Kalman-Filter und das linearisierte Kalman-Filter eingegangen, die bei schwach nichtlinearen Systemen oder schwach nichtlinearen Zusammenhängen zwischen Messwerten und Systemzustand eingesetzt werden können. Darüber hinaus wird die Klasse der Sigma-Point-Kalman-Filter angesprochen, die bei vorliegenden Nichtlinearitäten bessere Ergebnisse als z.B. ein erweitertes Kalman-Filter liefern können. Eine Diskussion der Filterung bei zeitkorreliertem System- oder Messrauschen schließt dieses Kapitel ab.

Im verbleibenden Teil dieses Buches werden Anwendungsbeispiele integrierter Navigationssysteme detailliert betrachtet. So wird auf unterschiedliche Systemarchitekturen bei der GPS/INS-Integration eingegangen, die unter den Begriffen Loosely Coupled System und Tightly Coupled System bekannt sind. Dazu werden der systematische Entwurf entsprechender Navigationsfilter beschrieben und anhand von numerischen Simulationen die unterschiedlichen Charakteristiken dieser Integrationsansätze herausgearbeitet, die anschließend experimentell verifiziert werden. Schließlich wird auf ein Verfahren eingegangen, mit dem die Leistungsfähigkeit eines Tightly Coupled Systems durch die Verarbeitung zeitlicher Differenzen von Trägerphasenmessungen deutlich gesteigert werden kann, ohne dass wie normalerweise bei der Verarbeitung von Trägerphasenmessungen eine Differential GPS Base Station benötigt wird. Schließlich wird aufgezeigt, dass obwohl GPS/INS-Integration formal ein nichtlineares Filterproblem darstellt, der Einsatz von Sigma-Point-Kalman-Filtern hier zu keiner Steigerung von Genauigkeit oder Integrität der Navigationslösung führen kann. Die Berücksichtigung der Zeitdifferenz zwischen Gültigkeit und Verfügbarkeit von Stützinformationen wird ebenfalls thematisiert.

Als weiteres Anwendungsbeispiel wird Transfer Alignment betrachtet. Darunter versteht man die Bestimmung der initialen Navigationslösung eines Inertialnavigationssystems oder eines integrierten GPS/INS-Systems unter Verwendung der Navigationslösung eines zweiten, meist deutlich hochwertigeren Navigationssystems. Die unterschiedlichen

Ansätze zur Bestimmung einer solchen initialen Navigationslösung werden erläutert, bevor auf den Einfluss von Vibrationen eingegangen wird. Vibrationen zeigen sich als zusätzliches, zeitkorreliertes Rauschen der Inertialsensoren. Schließlich wird ein Verfahren vorgestellt, das die Berücksichtigung dieses zeitkorrelierten Rauschens erlaubt, ohne dass der Zustandsvektor des Filters erweitert werden muss. Dies ist im Hinblick auf den Rechenaufwand und die numerische Robustheit des Filters von Vorteil.

Abschließend wird noch auf ein unbemanntes, schwebefähiges Fluggerät eingegangen, bei dem bezüglich des Navigationssystementwurfs einige Besonderheiten zu beachten sind: Zum Einen ist im ortsfesten Schwebeflug und im geradlinigen, gleichförmigen Flug der Yaw-Winkel, also der Winkel gegenüber der Nordrichtung, bei einem GPS/INS-System unbeobachtbar. Daher wurde zusätzlich ein Magnetometer, das Messungen des Erdmagnetfeldvektors liefert, in das Navigationssystem integriert. Zum Anderen ist aufgrund der geringen Güte der aus Platz- und Gewichtsgründen eingesetzten MEMS-Inertialsensoren die übliche Vorgehensweise der Überbrückung von GPS-Ausfällen anhand der Inertialnavigation nicht möglich, da die Lagefehler zu schnell mit der Zeit anwachsen und somit eine Stabilisierung des Fluggeräts unmöglich machen würden. Daher wird während GPS-Ausfällen ein Lagefilter verwendet, das die Langzeitgenauigkeit der Lageinformationen dadurch erzielt, dass Beschleunigungsmessungen und Magnetometerdaten als Stützinformationen verarbeitet werden. Hierbei wird ausgenutzt, dass die Messungen der Beschleunigungssensoren von der Schwerebeschleunigung dominiert sind. Auch hier wird die Leistungsfähigkeit der entwickelten Algorithmik anhand von numerischen Simulationen und den Ergebnissen von Flugversuchen aufgezeigt.