



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
WIEN
Vienna University of Technology

GEOWISSENSCHAFTLICHE MITTEILUNGEN

Heft Nr. 88, 2011

Echtzeit Bahn- und Uhrberechnung der GPS- Satellitenkonstellation basierend auf Beobachtungsdaten des RTIGS-Stationsnetzwerkes

Gottfried Thaler

Veröffentlichung des Departments für Geodäsie und Geoinformation
ISSN 1811-8380

Schriftenreihe der Studienrichtung VERMESSUNG UND GEOINFORMATION



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
WIEN
Vienna University of Technology

GEOWISSENSCHAFTLICHE MITTEILUNGEN

Heft Nr. 88, 2011

Echtzeit Bahn- und Uhrberechnung der GPS- Satellitenkonstellation basierend auf Beobachtungsdaten des RTIGS-Stationsnetzwerkes

Gottfried Thaler

Veröffentlichung des Departments für Geodäsie und Geoinformation
ISSN 1811-8380

Schriftenreihe der Studienrichtung VERMESSUNG UND GEOINFORMATION

2011

Published by the Department of Geodesy and Geoinformation
of the Vienna University of Technology
Gußhausstraße 27-29
1040 Vienna, Austria

Responsible for this issue: Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Johannes Böhm
Printed by: Grafisches Zentrum HTU GmbH

The digital version of the full document with colored figures is available online at:
<http://repositum.tuwien.ac.at/obvutwoa/nav/classification/767707?max=200&s=date>

Die Kosten für den Druck wurden vom Department für Geodäsie und Geoinformation übernommen.

Diese Arbeit wurde an der Fakultät für Mathematik und Geoinformation der Technischen Universität Wien zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktors der technischen Wissenschaften eingereicht.

Begutachter:

Ao.Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Robert Weber
Institut für Geodäsie und Geophysik
Technischen Universität Wien
Gußhausstraße 27-29, 1040 Wien, Österreich

Prof. Dr. Leos Merwart
Department of Advanced Geodesy
CTU Prague
Thakurova 7, 166 29 Praha 6

Tag der mündlichen Prüfung: Juli 2011

Auflage: 10 Stück

ISSN 1811-8380



Dissertation

**Echtzeit Bahn- und Uhrberechnung der
GPS-Satellitenkonstellation basierend auf Beobachtungsdaten
des RTIGS-Stationsnetzwerks**

ausgeführt zum Zwecke der Erlangung des akademischen Grades eines
Doktors der technischen Wissenschaften
unter der Leitung von

Ao. Univ. Prof. Dipl.-Ing. Dr. techn. Robert Weber

Institut für Geodäsie und Geophysik, E 128

eingereicht an der
Technischen Universität Wien
Fakultät für Mathematik und Geoinformation

von

Dipl.-Ing. Gottfried Thaler

Rechte Bahnzeile 16
7202 Bad Sauerbrunn

Wien, im Juli 2011

Begutachter

Ao. Univ. Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Robert Weber
Institut für Geodäsie und Geophysik
der Technischen Universität Wien
Gußhausstraße 27-29, 1040 Wien, Österreich

Prof. Dr.Ing. Leoš Mervart
Department of Advanced Geodesy
CTU Prague
Thákurova 7, 166 29 Praha 6

Danksagung

Zu Beginn dieser Arbeit möchte ich mich ganz herzlich bei meinem Betreuer Prof. Dr. Robert Weber bedanken. Für seine stets produktiven und richtungsweisenden Ideen im Zusammenhang mit meiner Problemstellung und für die Chance, neben meiner Arbeit als Projektassistent genügend Zeit und Unterstützung für die Durchführung meiner Doktorarbeit zu bekommen.

Weiters bedanke ich mich bei Prof. Dr.Ing. Leoš Mervart für die Zweitbegutachtung meiner Arbeit.

Ein besonderer Dank geht an meine Kollegin Dr. Ana Karabatic für die Durchführung zahlreicher Testrechnungen im Rahmen meiner Arbeit und für ihre wertvollen Hinweise und Anregungen.

Ganz besonders bedanke ich mich natürlich auch bei meiner Mutter und Herrn Josef Schuh für die mentale und materielle Unterstützung während der Durchführung meiner Doktorarbeit.

Ganz herzlich bedanke ich mich bei meiner Freundin Michaela, die mir besonders in der Schlussphase meiner Bemühungen die nötige Kraft, Motivation und vor Allem auch Zeit zur Fertigstellung dieser Arbeit gegeben hat.

Kurzfassung

In den letzten Jahren zeigt sich auf dem Gebiet der Positionierung und Navigation mit Hilfe globaler Satellitennavigationssysteme (GNSS) immer mehr die Tendenz, Echtzeit-Beobachtungsdaten für die präzise Positionierung bzw. für die Erstellung neuer Produkte und Services einzusetzen. Zum Einen ermöglicht dies die weltweit immer bessere Vernetzung (Kommunikationsnetzwerke) von Beobachtungsstationen über das Internet, zum Anderen bieten Datenformatstandards wie z.B. RTCM (NTRIP), RTIGS-Format, usw. die Grundlage, GNSS-Beobachtungsdaten an diverse Nutzer sicher und einfach zu übertragen. In diesem Zusammenhang hat der internationale Dienst für GNSS (*International GNSS Service*, IGS) vor einigen Jahren mit dem Aufbau eines globalen Referenzstationsnetzwerks begonnen. Dessen Stationen (RTIGS-Stationen) übermitteln ihre Beobachtungsdaten in Echtzeit über das Internet an autorisierte Benutzer, um diesen die Entwicklung potentieller neuer Echtzeit-Dienste und Produkte zu ermöglichen. Zu diesem Zweck wurde vom IGS die *Real-Time Working Group* (RTWG) eingerichtet. Ein Beispiel für eine innerhalb der RTWG entwickelte Software ist die in dieser Arbeit beschriebene Echtzeit-Berechnungsroutine RTIGU-Control. RTIGU-Control erfüllt dabei 2 wesentliche Hauptaufgaben. Zum Einen werden die prädierten Bahn- und Uhrprodukte von IGS (IGU-Produkte) durch die Verwendung aktueller Beobachtungsdaten kontrolliert und auf Konsistenz geprüft. Zum Anderen werden, basierend auf den bereits qualitativ hochwertigen Bahnprädiktionen der IGU-Produkte, qualitativ höherwertige Uhrprodukte im Vergleich zu den IGU-Prädiktionen erzeugt.

Mit Hilfe phasen-geglätteter Code-Beobachtungen, die zusätzlich um die GNSS-Beobachtungen beeinflussenden Effekte korrigiert sind (wie z.B. Laufzeitverzögerung der Signale durch die Erdatmosphäre, relativistische Effekte, usw.), ermittelt RTIGU-Control basierend auf den IGU-Bahnprädiktionen in einem ersten Schritt präzise Werte für die Satelliten- und Stationsuhrkorrekturen. In einem zweiten Schritt werden die zuvor berechneten Uhrkorrekturen für die Kontrolle der prädierten IGU-Bahnen herangezogen (Kontrolle der Integrität). Für beide Berechnungsschritte hat sich das Verfahren der Kalman-Filterung als praktikabel erwiesen. Die von RTIGU-Control auf diese Weise ermittelten Echtzeit Bahn- und Uhrprodukte werden einerseits tageweise in standardisierten Produktdateien (Clock-RINEX, Orbit-SP3) archiviert, andererseits in Form eines kontinuierlichen Datenstroms für Positionierungsaufgaben in Echtzeit zur Verfügung gestellt.

Vergleiche der RTIGU-Control Produkte mit den präzisen Uhr- und Bahndaten des IGS zeigen die signifikante Steigerung der Qualität der von RTIGU-Control in Echtzeit berechneten Uhrprodukte im Vergleich zu den prädierten IGU-Uhrprodukten. Die Standardabweichung der in Echtzeit ermittelten Uhrkorrekturen liegt im Bereich von etwa 0.3–0.5 Nanosekunden, was aufgrund der Genauigkeit der verwendeten phasen-geglätteten Code-Beobachtungen von 1.5–2 dm durchaus realistisch erscheint. Ein Hauptanwendungsgebiet präziser Echtzeit Bahn- und Uhrprodukte liegt in der Verwendung für globale Positionierungs- und Navigationsaufgaben ohne Bildung von Basislinien zu umliegenden GNSS-Referenzstationen (*zero-difference*). Ein für diese Zwecke geeigneter Algorithmus ist jener des *Precise Point Positioning*, PPP. PPP benötigt dabei neben diversen Modellansätzen und Parametern zur Berücksichtigung der auf die GNSS-Beobachtungen wirkenden Einflüsse zusätzlich präzise Satellitenuhr- und Bahninformationen. Die Verwendung der in Echtzeit generierten Satellitenuhrkorrekturen von RTIGU-Control gemeinsam mit den prädierten IGU-Bahnen zeigt das enorme Potential dieser Echtzeit-Produkte für globale Positionierungsaufgaben mittels des Verfahrens des PPP (*Real-Time PPP*, RTPPP). Bei RTPPP Testmessungen mit Einbeziehung der RTIGU-Control Produkte konnten dabei Positionsgenauigkeiten von 0.2–0.3 Meter erzielt werden. Mit RTIGU-Control konnte ein erster Schritt in Richtung Erzeugung und Bereitstellung qualitativ hochwertiger GPS-Satellitenuhrkorrekturen und Bahnparameter in nahezu Echtzeit vollzogen werden.

Abstract

Due to the development of fast communication networks and improving computer technology more and more real-time applications and services are created and used in the field of precise positioning and navigation. Data formats like RTCM (NTRIP) or the RTIGS-format serve in this manner as basic tool to transmit real-time GNSS observation data to a field of users. To handle this trend towards real-time, the International GNSS Service (IGS) or more precisely the Real-Time Working Group (RTWG) of the IGS started to establish a global GNSS station network several years ago. These reference stations (RTIGS stations) transmit their observation data in real-time via the open internet to registered users to support the development of potential new real-time products and services. One example for such a new real-time application based on the observations of the RTIGS network is the software RTIGU-Control developed within this thesis. RTIGU-Control fulfils two main tasks. The first task is the monitoring (integrity) of the predicted IGS orbit and clock products (IGU products) using real-time observations from the station network. The second task deals with calculating satellite and station clock corrections more accurate than the clock predictions delivered by the IGU solutions.

In a first step RTIGU-Control calculates precise values for the satellite and station clock corrections based on the IGU orbit predictions together with phase-smoothed station observations. The phase-smoothed observations are corrected for several effects degrading GNSS observations (for example the delay of the signal propagation time due to the atmosphere, relativistic effects, etc.). The second calculation step deals with establishing satellite orbits by introducing the calculated clock solutions. These Real-Time orbits might again be used for online monitoring of the quality of the IGU orbit predictions. For both calculation steps the model of Kalman-Filtering is used. All calculated real-time clock corrections and orbit solutions are stored in standardised product files (clock-rinex, orbit-SP3) but are also transmitted in real-time within a continuous data stream to support real-time positioning applications.

Comparisons of the RTIGU-Control products with the predicted IGS clock corrections (IGU products) show the significant increase of quality of the RTIGU-Control real-time clock products with increasing prediction period. The standard deviation of the real-time clock values is about 0.3–0.5 nanoseconds. This value seems rather realistic using phase-smoothed observations with a standard deviation of 1.5–2 dm. One of the main applications of real-time orbit and clock products is the precise positioning of GNSS receivers without building baselines to adjacent GNSS reference stations (zero-difference). A suitable approach for doing this is the so called algorithm of Precise Point Positioning or PPP. PPP uses along with appropriate models accounting for a number of influences effecting the GNSS observations precise satellite orbit and clock information. Introducing the real-time clock correction terms of RTIGU-Control together with the predicted IGU orbit solutions the huge potential of applying this type of real-time products to global PPP solutions becomes visible (Real-Time PPP, RTPPP). Test measurements have proofed a positioning accuracy of a state of the art GPS receiver of 0.2–0.3 meters. The development of RTIGU-Control is the first step in the field of providing precise real-time satellite clock and orbit parameters.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Koordinatensysteme	3
2.1	Das geozentrische raumfeste Koordinatensystem, CRS	3
2.2	Das geozentrische erdgebundene Koordinatensystem, TRS	4
2.3	Das satellitenbezogene Koordinatensystem	5
2.4	Transformation	5
3	Das Satellitennavigationssystem GPS	9
4	International GNSS Service (IGS)	15
4.1	Entstehung, Motivation und Organisation des IGS	15
4.2	Stationsnetzwerk, Daten und Produkte des IGS	16
4.3	Real-Time Working Group	18
4.3.1	Real-Time Pilot Project (RT-PP)	21
5	Die Echtzeit-Berechnungssoftware RTIGU-Control	23
5.1	Internet-Modul - Externe Datenquellen	25
5.1.1	Bezug und Verwendung der IGU-Produkte	25
5.1.2	Bezug und Verwendung aktueller <i>Differential Code Bias</i> (DCB) Parameter	27
5.1.3	Bezug und Verwendung aktueller Erdorientierungsparameter (EOP)	27
5.1.4	Bezug und Verwendung aktueller VMF1-Gitterdaten	28
5.1.5	Weitere externe Datenquellen (Offline)	32
5.2	Beobachtungs-Modul - Aufbereitung der Beobachtungsdaten	33
5.2.1	Code-Glättung, Cycle-Slip-Kontrolle und ionosphärenfreie Linearkombination	34
5.2.2	Beobachtungskorrekturen	36
5.2.3	Erstellung der "Range Polynome" (RPs)	40
5.2.4	Genauigkeitsabschätzung der aufbereiteten Beobachtungsdaten	44
5.3	Parameter-Modul - Schätzung der Bahn- und Uhrparameter	45
5.3.1	Initialisierung des Gesamtsystems	46
5.3.2	Kalman-Filter zur Schätzung der Uhrparameter	48
5.3.3	Kalman-Filter zur Schätzung der Satellitenbahnen	56
5.4	Ausgabe-Modul - Verarbeitung der Ergebnisse	62
6	Vergleich und Interpretation der RTIGU-Control Produkte	67
6.1	Das Analyse-Tool RTIGU-Analyse	67
6.2	Produktvergleiche und Qualitätsanalyse	72
6.3	Statische/Kinematische präzise Punktbestimmung im Postprocessing, PPP	82
6.4	Statische/Kinematische präzise Punktbestimmung in Echtzeit, RT-PPP	87

7 Zusammenfassung und Ausblick	97
A Interpolation der Satellitenpositionen aus Orbit-SP3-Dateien	101
B Fortschreibung der Position mittels numerischer Integration	103
C Ermittlung der Satellitengeschwindigkeiten	107

Abbildungsverzeichnis

2.1	Definition des CRS	3
2.2	Definition des TRS	4
2.3	Definition des Satellitensystems	5
3.1	GPS-Satellitenkonstellation, September 2010	10
3.2	Struktur und künftige Signalverfügbarkeit (Quelle: Stansell Consulting)	11
3.3	Zusammenhang verschiedener Zeitskalen, [Seeber, 2003]	12
4.1	Komponenten des IGS	15
4.2	Globales IGS Stationsnetzwerk	17
4.3	RTIGS Echtzeit-Stationsnetzwerk 06/2010, Quelle: [RTWG]	19
5.1	Modularer Aufbau von RTIGU-Control	24
5.2	Ablaufschema des RTIGU-Control Internet-Moduls	25
5.3	IGU-Aktualisierungs-Schema	26
5.4	Spektrales Absorbtionsverhalten (Demtröder, 1999)	29
5.5	Aufbau der VMF1-Gitterwerte	30
5.6	Schema 2D-Interpolation	31
5.7	Ablaufschema des RTIGU-Control Beobachtungs-Moduls	33
5.8	<i>Pseudorange</i> -Residuen ohne und mit Glättung [Hofmann-Wellenhof, 2008]	34
5.9	Prinzip der GPS-Einzelpunktbestimmung	40
5.10	Satellitenposition zu unterschiedlichen Sendezeitpunkten	41
5.11	Umkehrung der Positionierungsaufgabe	41
5.12	Analyse der Beobachtungsresiduen für verschiedene Range-Polynome	43
5.13	Ablaufschema des RTIGU-Control Parameter-Moduls	45
5.14	Prinzip des <i>Extended</i> Kalman-Filters zur Bahnschätzung	57
5.15	Ablaufschema des Ausgabe-Moduls	63
5.16	Beispiel einer Ausgabe der Satellitenparameter am Bildschirm	65
6.1	GUI der Software RTIGU-Analyse	68
6.2	Graphische Darstellung der Uhrkorrekturen	69
6.3	Beispiel eines Uhrvergleichs mit RTIGU-Analyse	70
6.4	Beispielgraphiken einer Bahnanalyse (Vergleich Echtzeit- mit IGU-Bahnen)	71
6.5	Beispielgraphiken zur Bildung von Uhrdifferenzen	71
6.6	Zeitreihe der Uhrkorrekturen von PRN07 und PRN27 für Woche/Tag 1594/3	74
6.7	Differenzen der IGU und TUW Uhrkorrekturen zu IGR	75
6.8	Vergleich produktinterner TUW und IGU Uhrdifferenzen mit jenen aus IGR	76
6.9	Vergleich der Qualität der Datenströme aller RT-IGS Analysezentren	77
6.10	Verlauf der Parameter SatRMS und SatSig der Woche 1594	78

6.11 Mittelwert, Maximalwert, RMS und Sig der Differenzen zu IGR, PRN07 (beachte unterschiedliche Skalierung der y-Achse)	79
6.12 Stationsuhrfehler BRUS, VILL und HOFN der Woche 1594	80
6.13 TUW Bahnvergleiche für PRN27, Woche 1594	82
6.14 Lage- und Höhenresiduen der statischen PPP-Lösungen	84
6.15 Lagerresiduen der kinematischen PPP-Lösungen	85
6.16 Höhenresiduen der kinematischen PPP-Lösungen	86
6.17 Realisierung von RT-PPP innerhalb des Testszenarios	87
6.18 GUI der Programme BNS und BNC	89
6.19 Messanordnung des RT-PPP Szenarios	90
6.20 Messausrüstung der RT-PPP Tests	91
6.21 Konvergenzverhalten der RT-PPP Lösung	92
6.22 LGO, RT-PPP und NRCAN-PPP Lösung für PKT3	93
6.23 ZTD und RCE des Punktes PKT3 aus RT-PPP und NRCAN	94
6.24 Lage- und Höhenergebnisse des Testszenarios "Schleife"	95
6.25 Differenzgraphik des TUW-Monitor Szenarios des BKGs	96
A.1 Beispiel einer Langrange-Interpolation	102

Tabellenverzeichnis

4.1	IGS Datenpakete	18
4.2	IGS Bahn- und Uhrenprodukte	19
4.3	Struktur des RTIGS Message Headers	20
4.4	Struktur der Typ 200 Beobachtungsnachricht	21
5.1	Typische Rauschlevel einzelner Beobachtungsgrößen	34
5.2	A priori Standardabweichungen der geschätzten Parameter	47
5.3	Standardabweichung der Störgrößen des Kalman-Filters der Uhren	52
5.4	Standardabweichung der Störgrößen des Kalman-Filters der Satellitenbahnen	58
6.1	Lineares Driftverhalten der GPS-Satellitenuhren, Woche 1594	73
6.2	Referenzkoordinaten der IGS-Station Graz, ITRF2005 Ep. 2010.6	83
6.3	Messablauf und Auswertergebnisse der RT-PPP Testmessungen	92

Abkürzungen

AC	Analysis Center
ACC	Analysis Center Coordinator
BINEX	Binary Exchange Format
BKG	Bundesamt für Kartographie und Geodäsie
BNC	BKG Ntrip Client
BNS	BKG Ntrip State Space Server
C/A	Coarse Acquisition
CB	Central Bureau
CBIS	Central Bureau Information System
CDDIS	Crustal Dynamics Data Information System
CEP	Conventional Ephemeris Pole
CIO	Conventional International Origin
CODE	Center for Orbit Determination in Europe
CRS	Celestial Reference System
DC	Data Center
DCB	Differential Code Bias
DoD	Department of Defense
ECMWF	European Center for Medium range Weather Forecast
EOP	Erdorientierungsparameter
ESOC	European Space Operations Center
GB	Governing Board
GFZ	Geoforschungszentrum Potsdam
GLONASS	Globalnaja Nawigazionnaja Sputnikowaja Sistema
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GUI	Graphical User Interface
IAG	International Association of Geodesy
ICRF	International Celestial Reference Frame
ICRS	International Celestial Reference System
IERS	International Earth Rotation and Reference Systems Service
IGG	Institut für Geodäsie und Geophysik
IGN	Institut Géographique National
IGS	International GNSS Service
ITRF	International Terrestrial Reference Frame
ITRS	International Terrestrial Reference System
JPL	Jet Propulsion Laboratory
JPO	Joint Program Office
LEO	Low Earth Orbiter
LLR	Lunar Laser Ranging
MJD	Modifiziertes Julianisches Datum
NAVSTAR	Navigation System with Timing and Ranging
NRCAN	National Resources Canada
NTRIP	Networked Transport of RTCM via Internet Protocol
PDOP	Position Dilution Of Precision
PPP	Precise Point Positioning
PRN	Pseudo Random Noise
RINEX	Receiver Independent Exchange Format
RMS	Root Mean Square
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
RTCM	Radio Technical Commission for Maritime Services

RTIGS	Real-Time IGS
RTIGSMR	RTIGS Multicast Receive
RT-PP	Real-Time Pilot Project
RTWG	Real-Time Working Group
SLR	Satellite Laser Ranging
SOPAC	Scripps Orbit and Permanent Array Center
SP3	Standard Product 3
TCP	Transmission Control Protocol
TRS	Terrestrial Reference System
UDP	User Datagram Protocol
USNO	United States Naval Observatory
VLBI	Very Long Baseline Interferometry
VMF1	Vienna Mapping Function 1
WGS84	World Geodetic System 1984
ZHD	Zenith Hydrostatic Delay
ZTD	Zenith Total Delay
ZWD	Zenith Wet Delay

1 Einleitung

Betrachtet man die Entwicklungen der letzten Jahre auf dem Gebiet der Positionierung und Navigation mit Hilfe globaler Satellitennavigationssysteme (GNSS), wie beispielsweise GPS, kann eindeutig die Tendenz in Richtung präziser Ortsbestimmung in Echtzeit ausgemacht werden. Datenformatstandards (z.B. RTCM, RTCA) und Datenübertragungsprotokolle, wie NTRIP, bieten dabei die Grundlage, GNSS-Beobachtungsdaten einzelner Referenzstationen bzw. Korrekturen über dafür vorgesehene Übertragungsmedien (Funk, GSM, Internetdatenstrom) in Echtzeit an Auswerte- und Analysezentren, aber auch an die Endnutzer weiterzuleiten. Heute bereits realisierte Echtzeitpositionierungssysteme reichen dabei von lokalen/regionalen Referenzstationsnetzen für Positionierungs- und Vermessungsarbeiten im Genauigkeitsbereich weniger Zentimeter bis hin zu kontinentalen/globalen Systemen zur Unterstützung von GNSS-Navigationsaufgaben durch die Bereitstellung von Code-Korrekturen. Zweitere werden daher auch als sogenannte *Augmentation Systems* bezeichnet. Als Beispiel kann hier das für Europa aufgebaute *European Geostationary Navigation and Overlay System*, EGNOS genannt werden.

Auch der internationale Dienst für GNSS (*International GNSS Service*, IGS) hat die Zeichen der Zeit erkannt und daher vor einigen Jahren mit der Etablierung eigener Echtzeitdienste und Produkte begonnen. Die dafür eingerichtete Arbeitsgruppe (*Real-Time Working Group*, RTWG) nützt dabei ein im Laufe der letzten Jahre aufgebautes globales IGS-Stationsnetzwerk, bestehend aus zum Teil komplett neu eingerichteten Stationen bzw. bereits vorhandenen IGS-Stationen, welche ihre Beobachtungsdaten über das Internet in Echtzeit an autorisierte Nutzer zur Erzeugung potentieller neuer Services und Produkte weiterleiten. Zu den Kernprodukten zählen, wie auch im Falle der präzisen IGS Postprocessing Produkte, in Echtzeit generierte Bahn- und Uhrprodukte der GPS-Satellitenkonstellation. Speziell auf die Generierung der Uhrprodukte basierend auf aktuellen Beobachtungen des Stationsnetzwerks wird aufgrund der zur Zeit für Echtzeit-Anwendungen verfügbaren, qualitativ nicht zufriedenstellenden Uhrprädiktionen besonderes Augenmerk gelegt.

Die über das Internet verteilten Echtzeit-Beobachtungsdaten der IGS-Stationen bilden die Datengrundlage für die vorliegende Arbeit. Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Software RTIGU-Control (basierend auf der IGS-Entwicklungsumgebung RTIGSMR) erfüllt dabei zwei Hauptaufgaben. Zum Einen sollen, wie bereits der Name RTIGU-Control ausdrückt, die prädizierten Bahn- und Uhrprodukte von IGS (IGU-Produkte) durch die Verwendung aktueller Beobachtungsdaten kontrolliert und auf Konsistenz geprüft werden. Die zweite Aufgabe besteht darin, basierend auf den bereits qualitativ hochwertigen Bahnprädiktionen der IGUs, qualitativ höherwertige Uhrprodukte im Vergleich zu den IGU-Prädiktionen zu erzeugen. Diese können dann in weiterer Folge direkt für (Quasi)Echtzeit-Positionierungsalgorithmen zielführend eingesetzt werden, bzw. für Vergleichszwecke archiviert werden.

Ein Hauptanwendungsgebiet präziser Echtzeit- Bahn- und Uhrprodukte liegt in der Verwendung für globale Positionierungs- und Navigationsaufgaben ohne Bildung von Basislinien zu umliegenden GNSS-Referenzstationen (*zero-difference*). Ein für diese Zwecke geeigneter Algorithmus ist jener des *Precise Point Positioning*, PPP. PPP benötigt neben diversen Modellansätzen und Parametern zur Berücksichtigung der auf die GNSS-Beobachtungen wirkenden Einflüsse zusätzlich präzise Satellitenuhr- und Bahninformationen, um daraus die unbekannt Parameter der Position und des Uhrfehlers des Empfängers, sowie troposphärische Einflüsse schätzen zu können. Die bis vor Kurzem ausschließlich verfügbaren prädizierten Uhrprodukte waren durch den mit der Zeit rasch wachsenden Prädiktionsfehler nicht für PPP geeignet, wogegen unter Zuhilfenahme in Echtzeit generierter, auf tatsächlichen Beobachtungen basierender Uhrprodukte bereits ausgezeichnete Ergebnisse erzielt wurden.

Die vorliegende Arbeit beschreibt nach den Grundlagen zu Koordinatensystemen, GPS und dem IGS den Aufbau und die Funktionsweise von RTIGU-Control, angefangen von der Datenaufbereitung über die eigentliche Schätzung der Uhr- und Bahnparameter, bis hin zur abschließenden Produkterzeugung und deren Qualitätsanalyse in Form von Vergleichen mit IGS Referenzprodukten und Anwendung für PPP-Algorithmen.

Kapitel 2, *Koordinatensysteme*, behandelt die grundlegenden Definitionen und Realisierungen der im Rahmen dieser Arbeit benötigten Koordinatensysteme, sowie die Transformation zwischen diesen Koordinatensystemen.

Kapitel 3, *Das Satellitennavigationssystem GPS*, gibt einen Überblick über das System. Dabei folgt nach einem kurzen geschichtlichen Rückblick auf die Etablierung des Systems, der aktuelle Stand des Systems im Jahre 2010, sowie eine Behandlung der beiden fundamentalen Beobachtungsgleichungen für Code- und Phasenmessungen.

Kapitel 4, *International GNSS Service IGS*, beschließt den allgemeinen Teil dieser Arbeit und gibt einen kurzen Überblick über den internationalen GNSS Dienst IGS. Ebenfalls beginnend mit einem geschichtlichen Rückblick, folgt eine Beschreibung der Organisationsstruktur, des Stationsnetzwerks, sowie der aktuell verfügbaren Produkte und Services des IGS. In weiterer Folge wird dann besonders auf die Aktivitäten der *Real-Time Working Group* (RTWG), sowie auf das Real-Time Pilot Project (RT-PP) näher eingegangen. Auf diese Weise wird der Bogen zum eigentlichen Inhalt dieser Arbeit, der Erstellung der Echtzeit-Berechnungssoftware RTIGU-Control und der Analyse und Verwendung der erzeugten Echtzeit-Produkte gespannt.

Kapitel 5, *Die Echtzeit-Berechnungssoftware RTIGU-Control*, beginnt mit der Beschreibung des modularen Aufbaus der Software. Das erste Modul oder "Internet-Modul" ist für den Bezug sämtlicher benötigter externer Daten wie z.B. die prädierten IGU-Produkte verantwortlich. Im zweiten Modul, dem "Beobachtungs-Modul" werden die von den Stationen eingehenden rohen Beobachtungsdaten aufbereitet, um für die Parameterschätzung im dritten Modul, dem "Parameter-Modul" verwendet werden zu können. In diesem erfolgt dann die eigentliche Parameterschätzung der Satellitenuhrfehler und Bahnen. Das "Ausgabe-Modul" erstellt schließlich aus den ermittelten Uhr- und Bahnparametern diverse standardisierte und proprietäre Ausgabedateien für weiterführende Produktanalysen und Echtzeit-Positionierungsalgorithmen.

Kapitel 6, *Vergleich und Interpretation der RTIGU-Control Produkte*, behandelt Qualitätsanalysen der in Echtzeit erzeugten RTIGU-Control Produkte (TUW-Produkte), zum Einen durch Vergleiche mit den präzisen *Postprocessing* Produkten des IGS (IGR-Produkte), zum Anderen durch Vergleiche mit den Echtzeit-Lösungen anderer Institutionen. Die anschließenden Ausführungen über die Verwendung der TUW-Produkte für PPP-Algorithmen zeigen das Potential der erzeugten Echtzeitprodukte für Echtzeit- bzw. Quasi-Echtzeit Positionierungsaufgaben.

Kapitel 7, *Zusammenfassung und Ausblick*, zieht ein Resümee über die Ergebnisse dieser Arbeit, und gibt einen kurzen Ausblick über mögliche Ansätze für Verbesserungen der Berechnungen in RTIGU-Control und weitere zukünftige Entwicklungen.

2 Koordinatensysteme

Für die Lösung von Positionierungs- und Navigationsaufgaben mittels globaler Satellitenpositionierungssysteme, wie beispielsweise GPS (siehe Abschnitt 3), ist es erforderlich, mit Hilfe der Messgrößen (Strecken), den Bezug zwischen den Satellitenpositionen und der Position des zu bestimmenden Ortes darzustellen. Dies erfordert die Definition und Realisierung geeigneter Koordinatensysteme [Xu, 2003]. Als praktikabel haben sich hierfür globale kartesische rechts-drehende Koordinatensysteme mit Ursprung im Geozentrum erwiesen. Je nach Anwendungsfall werden diese im Raum fixiert (quasi inertial) X_i^0 oder fest an den Erdkörper gebunden (Berücksichtigung der Erdrotation) X_i , mit $i = 1, 2, 3$ für die drei Koordinatenrichtungen. Diese Systeme werden auch als *Conventional Celestial Reference System*, CRS bzw. *Conventional Terrestrial Reference System*, TRS bezeichnet. Ein drittes innerhalb dieser Arbeit benötigtes Koordinatensystem ist das so genannte Satellitensystem mit Ursprung im Massenschwerpunkt des Satelliten. Solche Systeme werden beispielsweise für die Beschreibung von auf den Satelliten wirkenden Störbeschleunigungen, oder für den Vergleich verschiedener Bahnlösungen verwendet [Seeber, 1989]. Schlussendlich besteht damit auch die Notwendigkeit zwischen einzelnen Koordinatensystemen zu transformieren.

2.1 Das geozentrische raumfeste Koordinatensystem, CRS

Zur Beschreibung der Bewegungen von Raumflugkörpern im erdnahen Raum, wie beispielsweise künstliche Erdsatelliten, wird ein Koordinatensystem benötigt, in dem die Gesetze der Newton'schen Mechanik uneingeschränkt gültig sind. Ein derartiges Koordinatensystem wird auch als Inertialsystem bezeichnet, welches sich dadurch auszeichnet, dass es sich im Zustand der Ruhe befindet, oder sich mit gleichbleibender Geschwindigkeit (unbeschleunigt) bewegt. Ein diesen Anforderungen genügendes Koordinatensystem bildet das zuvor angesprochene CRS. Der Ursprung des Koordinatensystems liegt dabei im Massenschwerpunkt der Erde, die X_3^0 -Achse wird durch die Position der Drehimpulsachse der Erde, bezogen auf den inertialen Raum (*Celestial Ephemeris Pole*, CEP), zur Standarddepoche J2000.0 definiert. Die X_1^0 -Achse verläuft durch den der Standarddepoche zugeordneten Frühlingspunkt und resultiert aus der Schnittlinie der Äquatorebene mit der Ekliptikebene. Die X_2^0 -Achse komplettiert das rechtsdrehende System (Abbildung 2.1).

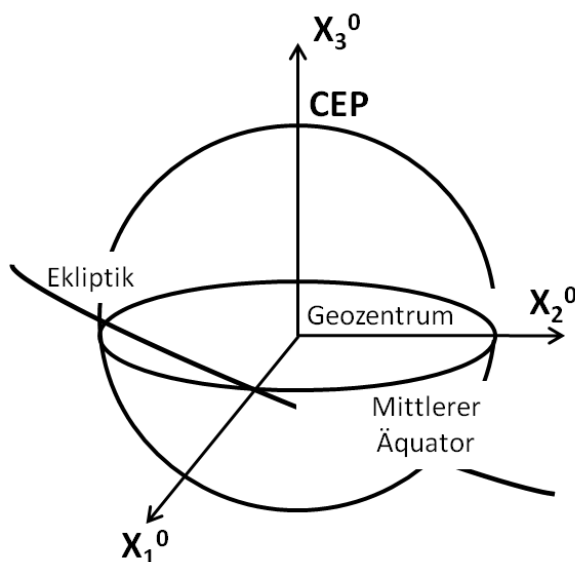


Abbildung 2.1: Definition des CRS

Aufgrund der beschleunigten Bewegung der Erde auf ihrem Weg um die Sonne ist die Forderung eines inertialen Koordinatensystems nicht streng erfüllt. Es wird daher auch oft von einem "quasi

inertialen" System gesprochen. Als Beispiel einer Realisierung (CRF, *Celestial Reference Frame*) des CRS kann das vom internationalen Dienst für Erdrotation (IERS) bereitgestellte *International Celestial Reference Frame*, ICRF genannt werden, welches durch die Angabe präziser sphärischer Koordinaten (Rektaszension und Deklination) extragalaktischer Radioquellen realisiert wird.

2.2 Das geozentrische erdgebundene Koordinatensystem, TRS

Zur Beschreibung statischer Punktkoordinaten (Stationskoordinaten, Festpunkte, usw.), aber auch kinematischer Objekttrajektorien, ist es sinnvoll ein Koordinatensystem zu definieren, welches die Erdrotation berücksichtigt, d.h. fest mit der Erde verbunden ist. Dafür zweckmäßig hat sich das zuvor angesprochene TRS erwiesen. Der Ursprung dieses Systems liegt definitionsgemäß im Massenzentrum der Erde, die X_3 -Achse wird durch die mittlere Lage des Erdrotationsvektors (mittlere Pollage) der Jahre 1900–1905 bezogen auf den Erdkörper, dem sogenannten *Conventional International Origin* (CIO) gebildet und verläuft in positiver Richtung nach Norden, die positive X_1 -Achse führt durch den Schnittpunkt des mittleren Meridians von Greenwich mit dem mittleren Äquator und die X_2 -Achse komplettiert das rechtsdrehende Koordinatensystem (Abbildung 2.2).

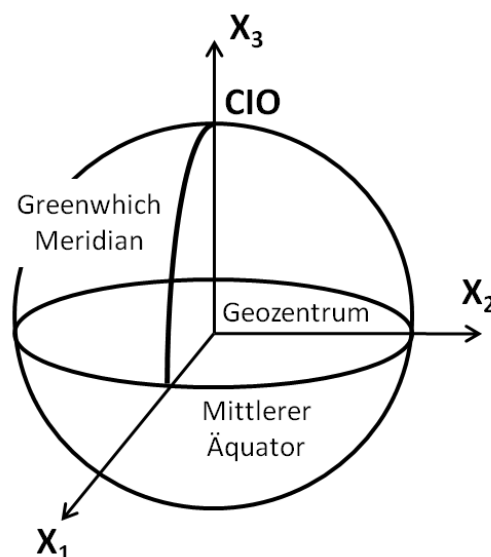


Abbildung 2.2: Definition des TRS

Die Realisierung (TRF, *Terrestrial Reference Frame*) eines solchen Systems erfolgt durch die Koordinaten global verteilter Beobachtungsstationen moderner, geodätischer Weltraumverfahren (*Very Long Baseline Interferometry* (VLBI), *Satellite/Lunar Laser Ranging* (SLR, LLR), GNSS, DORIS). Diese Stationskoordinaten sind hoch genau bekannt, wobei auch gleichförmige Änderungen (Stationsgeschwindigkeiten aufgrund der kontinentalen Plattenverschiebung) mit berücksichtigt werden. Beispiele globaler erdfester Koordinatenrahmen (TRFs) sind die diversen Realisierungen des *International Terrestrial Reference Systems*, *ITRS*. Diese Realisierungen werden als *International Terrestrial Reference Frame ITRF* bezeichnet und werden mehr oder weniger periodisch (ITRF2000, ITRF2005, ...) neu berechnet und veröffentlicht [Altamimi et al., 2007]. Ein weiteres Beispiel eines globalen erdfesten Koordinatensystems ist das WGS84, welches als Navigationsbezugssystem von GPS fungiert. WGS84 stellt demnach das geodätische Datum der Monitorstationen des GPS-Bodensegments und folglich auch der daraus ermittelten Satellitenephemeriden dar (*Broadcast-Ephemeriden*, siehe Abschnitt 3).

2.3 Das satellitenbezogene Koordinatensystem

Für Aufgaben der Bahn- und Störungsrechnung (Gauß'sche Störungsgleichungen) ist es oft praktikabler, anstatt eines geozentrischen Koordinatensystems, ein sogenanntes satelliten-eigenes System (od. Satellitenkoordinatensystem) zu verwenden. Die Definition dieses Systems legt den Ursprung in den Massenschwerpunkt des Satelliten (Raumflugkörper). Um wieder ein rechtsdrehendes kartesisches Koordinatensystem zu erhalten, wird die Achse K1 orthogonal auf die Bahnebene des Satelliten positiv nach Norden gelegt, K2 zeigt in Bewegungsrichtung orthogonal zum Radiusvektor und K3 zeigt in Richtung des Radiusvektors positiv in Richtung wachsender Entfernung [Seeber, 1989]. Die Definition dieses Satellitensystems ist in Abbildung 2.3 graphisch dargestellt.

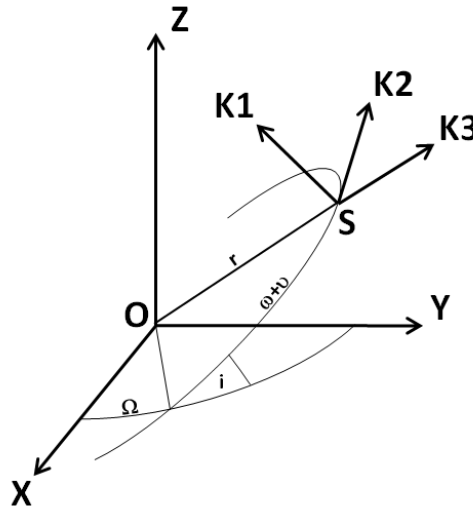


Abbildung 2.3: Definition des Satellitensystems

Satellitenkoordinatensysteme dieser Art werden neben der Modellierung verschiedener auf den Raumflugkörper wirkender Störkräfte auch für die Darstellung und Analyse der Abweichungen einer Bahnlösung von der Sollbahn (Referenzbahn) eingesetzt. Zu diesem Zwecke werden beide Bahnlösungen aus dem TRF (TRS) in das Satellitensystem transformiert (siehe Kapitel 2.4) und die Koordinatendifferenzen in den 3 Koordinatenrichtungen gebildet. Die somit berechneten Abweichungen werden in radialer Richtung (K3) *Radial*, in Bewegungsrichtung (K2) *Along Track* und in Richtung normal auf die Bahnebene (K1) *Out of Plane* bezeichnet.

Eine weitere Definition eines Satellitensystems legt den Ursprung erneut in den Massenschwerpunkt des Satelliten. Die K3-Achse verläuft dabei in radialer Richtung positiv zur Erde zeigend, die K2-Achse verläuft parallel zur Achse der Solarpanele des Satelliten, im Regelfall normal zum Vektor Satellit-Sonne und die K1-Achse komplettiert das rechtsdrehende Koordinatensystem. Solch ein Koordinatensystem wird beispielsweise bei GPS zur Beschreibung des Offsetvektors zwischen Phasenzentrum der Sendeantenne und Massenzentrum des Satelliten verwendet (siehe Abschnitt 5.2.2).

2.4 Transformation

Für eine Vielzahl von Anwendungen der Geodäsie und Navigation ist es notwendig, Punktkoordinaten, die in einem rechtsdrehenden kartesischen Koordinatensystem vorliegen, in ein anderes rechtsdrehendes Koordinatensystem zu transformieren. Im Allgemeinen besteht eine solche Transformation aus einer Verschiebung des Ursprungs einer Verdrehung um die Koordinatenachsen und einer Skalierung (Maßstabsänderung) des Ausgangskordinatensystems (Formel (2.1)).

$$\vec{X}_n = \vec{X}_0 + m * R * \vec{X}_a \quad (2.1)$$

Dabei bezeichnet X_n die Koordinaten des Punktes im Zielsystem, X_0 ist der Verschiebungsvektor des Ursprungs zwischen Ausgangs- und Zielsystem, X_a sind die Punktkoordinaten im Ausgangssystem und m bezeichnet den Maßstab. Die Drehmatrix R setzt sich aus den drei Einzeldrehungen

$$R_1(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$R_2(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

$$R_3(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

um die Koordinatenachsen zusammen. Fallen die Ursprünge von Ausgangs- und Zielsystem zusammen, werden zum Übergang nur die Drehungen und gegebenenfalls eine Maßstabsunbekannte benötigt.

Für die Überführung des geozentrisch-raumfesten Systems (CRF) in das geozentrisch-erdfeste System (TRF) muss eine Abfolge einzelner Drehungen durchgeführt werden. Diese Drehungen beinhalten die Parameter der Präzession, Nutation, Polbewegung und auch der Erdrotation (Sternzeit von Greenwich). Hauptsächlich aufgrund gravitativer Einflüsse von Sonne und Mond auf den Erdkörper kommt es zu Änderungen des Erdrotationsvektors $\vec{\omega}_e$, sowohl in seiner Orientierung $\vec{\omega}$ als auch in seinem Betrag ω_e . Diese Änderungen, bezogen auf den inertialen Raum (CRS), werden zur einfacheren Beschreibung und Modellierung in einen säkularen Teil, der Präzession und in einen periodischen Teil, der Nutation aufgespalten. Änderungen von $\vec{\omega}$ bezogen auf den Erdkörper (TRS) bezeichnet man als Polbewegung. Die Präzessions-, Nutations- und Polbewegungsparameter werden auch unter dem Begriff Erdorientierungsparameter zusammengefasst. Formel (2.5) zeigt die allgemeine Darstellung dieser Transformation.

$$\vec{X}_{TRF} = R_M R_S R_N R_P \vec{X}_{CRF} \quad (2.5)$$

R_P	Präzessionsmatrix
R_N	Nutationsmatrix
R_S	Erdrotationsmatrix
R_M	Polbewegungsmatrix

Alle angeführten Rotationsmatrizen können wieder als Folge einzelner Rotationen aufgefasst werden, welche als Argumente die Präzessionswinkel, die Summe der Nutationswellen bzw. die Polkoordinaten x_p, y_p beinhalten. Ausführlichere Informationen hierzu findet man beispielsweise bei [Hofmann-Wellenhof, 2008], [Xu, 2003] oder [Seeber, 1989]. Als erster Schritt wird der Positionsvektor \vec{X}_{CRF} im CRF zur Epoche J2000.0 mit Hilfe der Parameter der Präzession und Nutation in das aktuelle System (aktueller CEP) der Beobachtungsepoche transformiert. Durch Rotation um die Z-Achse um den Winkel der aktuellen Sternzeit von Greenwich wird als nächstes die Erdrotation berücksichtigt. Abschließend erfolgt die Drehung des CEP in den CIO durch Anwendung der Polbewegungsmatrix. Die umgekehrte Transformation erfolgt durch die inverse Abfolge der einzelnen Matrizen der Erdorientierungsparameter.

Die Transformation vom geozentrisch-raumfesten System in das Satellitenkoordinatensystem zur Beschreibung von Bahndifferenzen erfolgt mittels einer Verschiebung des Ursprungs und einer Rotation, wobei sich letztere wieder aus drei Einzelrotationen um die Koordinatenachsen ergibt. Die

Verschiebung ist nichts anderes als der Radiusvektor des Satelliten, dargestellt im geozentrischen System. Formel (2.6) zeigt die Transformation vom CRF in dieses Satellitenkoordinatensystem.

$$\vec{X}_{Sat} = R_3(u)R_1(i)R_3(\Omega)\vec{X}_{CRF} \quad \begin{array}{l} \Omega \text{ Rektaszension des aufsteigenden Knotens} \\ i \text{ Bahnneigung, Inklination} \\ u \text{ Argument der Breite} \end{array} \quad (2.6)$$

Dabei ist jedoch zu beachten, dass die hier enthaltenen Keplerelemente Ω , i und u im Inertialsystem (\vec{X}_{CRF}) gegeben sein müssen und hier keinesfalls z.B. jene Keplerelemente aus den *Broadcast*-Ephemeriden eingesetzt werden dürfen, da sich diese ja bereits auf das mit der Erde mitrotierende Koordinatensystem (\vec{X}_{TRF}) beziehen. Nähere Informationen dazu entnehme man beispielsweise bei [Seeber, 1989].

3 Das Satellitennavigationssystem GPS

Im Jahre 1973 erging vom US-Verteidigungsministerium (*Department of Defense*, DoD) der Auftrag an das *Joint Program Office* (JPO), ein weltraumbezogenes (Satelliten)Navigationssystem zum Zwecke der globalen Positionierung, Navigation und Zeitübertragung zu entwickeln und umzusetzen. Das heutige jedermann bekannte *Navigation System with Timing and Ranging* (NAVSTAR) *Global Positioning System* (GPS) bildet das Ergebnis dieses ursprünglichen Auftrages und wurde basierend auf dem damaligen Dopplermesssystem TRANSIT aufgebaut. Aufgrund der Tatsache, dass GPS vom DoD initiiert wurde, waren die ursprünglichen Ziele für dessen Nutzung ausschließlich von militärischem Charakter. Der Gedanke der reinen militärischen Nutzung wurde jedoch relativ schnell verworfen, wodurch ab dem Jahre 1983 GPS auch für zivile Nutzer, jedoch mit diversen Einschränkungen, freigegeben wurde. Das Konzept von GPS sieht vor, die unbekannte Position eines Empfängers auf dem Land, zu Wasser oder in der Luft durch Messung von Strecken (*Ranging-System*) zu Satelliten mit bekannter Position im erdnahen Raum zu bestimmen. Die Streckenmessung wird dabei durch die Messung der Laufzeit elektromagnetischer Signale im Frequenzbereich der Mikrowellen vom Satelliten zum Empfänger realisiert [Hofmann-Wellenhof, 2008].

Wie der obige Absatz bereits erahnen lässt, besteht das System aus zwei wesentlichen Komponenten. Zum Einen aus dem sogenannten Raumsegment, bestehend aus den signalaussendenden Satelliten der GPS-Satellitenkonstellation, zum Anderen wird ein bodengestütztes Stationssegment (Bodensegment) benötigt, welches durchgehend die Satellitensignale empfängt, um daraus die benötigten satellitenspezifischen Parameter (Position und Uhrfehler) ermitteln zu können. Diese satellitenspezifischen Informationen werden dann zum Raumsegment hochgeladen und von den einzelnen Satelliten gemeinsam mit dem Ranging-Signal an die Nutzerempfänger gesendet (*Broadcast-Ephemeriden*).

Im Laufe der Jahre und Modernisierung des Raumsegments kam und kommt es immer wieder zu Änderungen der Anzahl, aber auch der Typen der in der Konstellation befindlichen Satelliten. Grundsätzlich sind die einzelnen Satelliten des Raumsegments auf 6 verschiedene Bahnebenen mit einer Inklination von ca. 55° aufgeteilt. Die Bahnhöhe beträgt im Mittel 20200 km, was in einer Umlaufperiode von etwa 11h 58min resultiert. Demnach umkreist jeder GPS-Satellit zweimal pro Tag die Erde (2:1 Resonanz). Der ursprüngliche Vollausbau des Raumsegments mit 21 aktiven und 3 Reservesatelliten soll dabei Positionierungen mit globaler Überdeckung rund um die Uhr durch die Verfügbarkeit von 4–8 sichtbaren Satelliten über einem Elevationswinkel von 15° ermöglichen [Hofmann-Wellenhof, 2008]. Heutzutage sind jedoch meist zwischen 28–32 Satelliten unterschiedlicher Bauart in der Konstellation verfügbar. Abbildung 3.1 zeigt die im September 2010 vorherrschende Situation.

Die ursprüngliche Signalstruktur von GPS besteht aus den Signalen L1 und L2 im Frequenzbereich der Mikrowellen. Abgeleitet werden beide Frequenzen aus der Grundfrequenz $f_0 = 10.23$ MHz der an Bord der Satelliten befindlichen Atomuhren (Cäsium- oder Rubidium - Frequenzstandards) durch Multiplikation mit festgelegten Integer-Werten.

$$L1 = 1575.42 \text{ MHz} = 154 * f_0 \quad (3.1)$$

$$L2 = 1227.60 \text{ MHz} = 120 * f_0 \quad (3.2)$$

Die Wellenlänge des Signals auf L1 ergibt sich damit zu etwa 19 cm, jene auf L2 zu etwa 24 cm. Beobachtungen auf 2 Frequenzen sind besonders im Hinblick auf die Elimination der ionosphärischen Laufzeitverzögerung der Signale durch geeignete Linearkombinationen interessant (siehe Abschnitt 5.2.1). Beiden Frequenzen sind binäre *Ranging-Codes*, sogenannte *pseudorandom noise* (PRN) codes aufmoduliert. Die erste Funktion dieser Codes ist die Satellitenidentifikation. Jeder Satellit besitzt eine eigens für ihn festgelegte Codestructur, die vom GPS-Empfänger dazu verwendet wird, um die empfangenen Signale eindeutig einem Satelliten zuordnen zu können. Die zweite Funktion betrifft

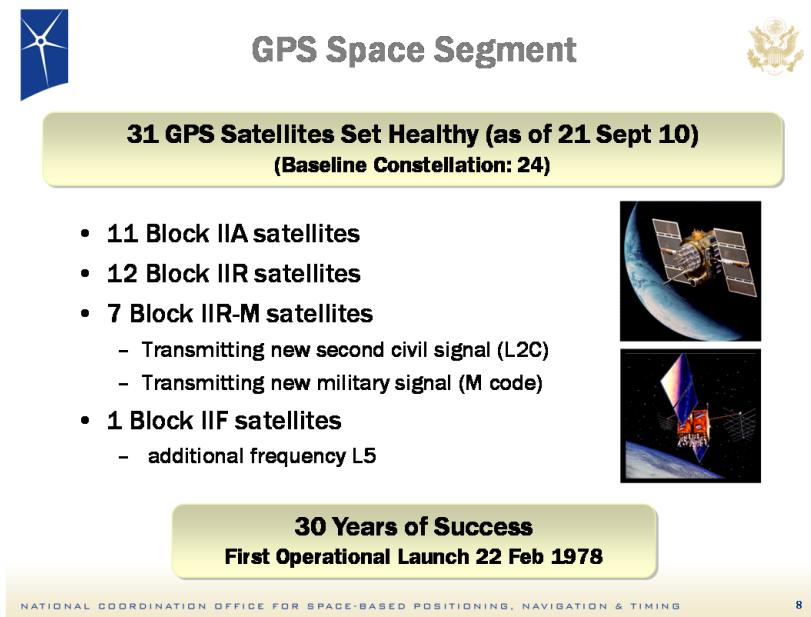


Abbildung 3.1: GPS-Satellitenkonstellation, September 2010

die eigentliche Laufzeitmessung der Signale vom Satelliten zum Empfänger durch Korrelation des um die Laufzeit verschobenen Codes vom Satelliten zum Referenzcode im Empfänger. Zusätzlich ist auf beide Trägersignale (sowohl L1 als auch L2) das Daten- oder Navigationssignal aufmoduliert, welches die *Broadcast*-Ephemeriden und Satellitenuhrfehler enthält. Es werden zwei Typen von Codes unterschieden. Der für zivile Nutzung freigegebene *Coarse/Aquisition* (C/A) Code mit einer Wiederholungsrate (Frequenz) von 1.023 MHz (Wellenlänge von 300 m) ist nur der Frequenz L1 aufmoduliert. Hingegen ist der verschlüsselte, militärischen Nutzern vorbehaltene P(Y) Code (Anti-Spoofing) mit einer Frequenz von 10.23 MHz auf beiden Trägersignalen L1 und L2 integriert.

Diese hier in aller Kürze beschriebene ursprüngliche Signalstruktur von GPS entspricht dem Signalumfang welcher immer noch durch die Mehrheit der GPS-Satelliten (Block IIA und Block IIR Satelliten, siehe Abbildung 3.1) an die Nutzer ausgesendet wird. Die Block IIA und Block IIR-Satelliten (A steht dabei für *advanced*, R für *replenish*) wurden zwischen den Jahren 1990–2004 in die GPS-Konstellation gebracht und dienten hauptsächlich der Erhaltung des Systems bis 2012. Im Rahmen der GPS-Modernisierung wurde ab 2005 mit dem Start eines neuen Satellitentyps, des Block IIR-M begonnen. Das “M” steht dabei für *modernized*. Dieser Satellitentyp besitzt zum ersten Mal eine von der ursprünglichen Signal- und Codestruktur abweichende Konfiguration in Form eines zusätzlichen zivilen Codes auf der Frequenz L2 namens L2C und einen neuen militärischen Code (M-Code) auf beiden Frequenzen. Ein weiterer Satellitentyp, die Block IIF (*Follow on*) Satelliten, wird ab 2010 in die Konstellation integriert. Dieser Satellitentyp sendet zum ersten Mal neben den Signalen auf den Frequenzen L1 und L2 eine dritte Frequenz, L5 an die Nutzer aus. Dies kann besonders im Hinblick auf diverse Linearkombinationen der einzelnen Signale, z.B. die ionosphärenfreie Linearkombination L1 mit L5 (siehe Abschnitt 5.2.1) oder die Bildung der *Widelane*-Linearkombination zur Lösung von Mehrdeutigkeiten mit L2 und L5, erhebliche Vorteile bieten. Schließlich soll der zur Zeit noch in Planung befindliche Satellitentyp Block III, der zusätzlich zur Signalstruktur des Block IIF Satelliten ein ziviles Signal L1C auf der Frequenz L1 aussenden soll die GPS-Satellitenkonstellation bis etwa 2030 erhalten. Abbildung 3.2 zeigt die aktuelle (zukünftige) Signal- und Codestruktur von GPS bzw. die in den kommenden Jahren prognostizierte Signal- und Codeverfügbarkeit der neuen GPS Signale L2C, L5 und L1C.

Für eine praktische Nutzung der neuen Codes (Signale) für Positionierungs- und Navigationsaufgaben sollten lt. [Weber, 2008] mindestens 12 Satelliten mit einigermaßen regelmäßiger Verteilung innerhalb der Satellitenkonstellation das jeweilige neue Signal (Code) aussenden. Betrachtet man die

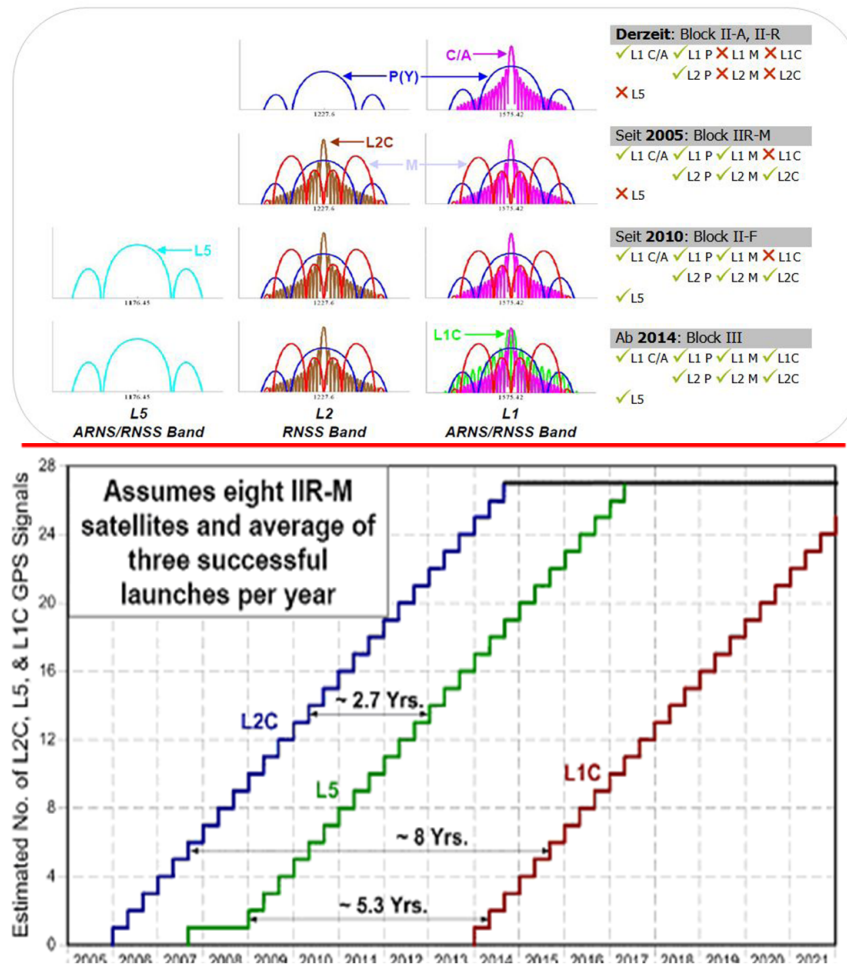


Abbildung 3.2: Struktur und künftige Signalverfügbarkeit (Quelle: Stansell Consulting)

prognostizierte Entwicklung der Anzahl der verfügbaren L5 bzw. L1C Signale in Abbildung 3.2, so kann daran abgelesen werden, dass dies im Falle der L5 Signale frühestens ab etwa 2013 der Fall sein wird, im Falle der neuen L1C Codes sogar erst frühestens ab etwa 2017.

Wie schon zu Beginn des Kapitels erwähnt, beruht die Messung der Strecke zwischen Satellit und Empfänger auf der Bestimmung der Laufzeit des Signals zwischen dem Signalsendezeitpunkt t^s beim Satelliten und dem Empfangszeitpunkt t_r am Empfänger. Da jedoch weder die hochgenauen Atomuhren der einzelnen Satelliten und schon gar nicht jene in den Empfängern perfekt die GPS-Systemzeit realisieren, müssen diese sogenannten Satelliten- und Empfängeruhrfehler (SCE und RCE) bei der Auswertung berücksichtigt werden. Schätzwerte der einzelnen Satellitenuhrfehler sind dabei bereits im Navigationssignal von GPS enthalten, der Fehler der Empfängeruhr muss gemeinsam mit den drei Koordinatenunbekannten der Position als vierte Unbekannte mitgeschätzt werden. Dies ist auch der Grund, warum für eine Positionierung mittels GPS Messungen zu mindestens vier Satelliten simultan durchgeführt werden müssen. Aus obigen Überlegungen ergibt sich damit eine erste Form der Beobachtungsgleichung für Code-Messungen zu

$$PR = [(t_r + RCE) - (t^s + SCE)] * c = [(t_r - t^s) + (RCE - SCE)] * c, \quad (3.3)$$

mit c als Lichtgeschwindigkeit. Setzt man die Differenz zwischen Empfangszeitpunkt und Sendezeitpunkt $t_r - t^s = \Delta t$ und die Differenz der beiden Uhrfehler $RCE - SCE = \Delta\delta$, bzw. die metrische Strecke zwischen Satellit und Empfänger $\rho_r^s = \Delta t * c$ so folgt für die Beobachtungsgleichung

$$PR = [\Delta t + \Delta \delta] * c = \rho_r^s + c * \Delta \delta. \quad (3.4)$$

Als GPS-Systemzeit (kurz GPS-Zeit) wurde definitionsgemäß die koordinierte Weltzeit UTC zum Zeitpunkt des 6. Jänners 1980 festgelegt. Die koordinierte Weltzeit UTC stellt zwar definitionsgemäß eine Atomzeit dar, wird jedoch, um im Bereich ± 1 Sekunde zur Weltzeit UT1 synchron zu bleiben, bei Bedarf durch Einführung von sogenannten Schaltsekunden angepasst. Da GPS-Zeit keine Schaltsekunden berücksichtigt, kommt es seit deren Einführung im Jahre 1980 zu einem immer größer werdenden Offset zwischen GPS-Zeit und UTC. Zum Zeitpunkt dieser Arbeit (2010) beträgt der Offset bereits 15 Sekunden. Dies, sowie der Zusammenhang zwischen GPS-Zeit und diversen anderen Zeitskalen ist in Abbildung 3.3 graphisch dargestellt. Nähere Details zu, für das Arbeitsgebiet der Satellitennavigation benötigten Zeitskalen, können z.B. [Seeber, 2003, Hofmann-Wellenhof, 2008] entnommen werden.

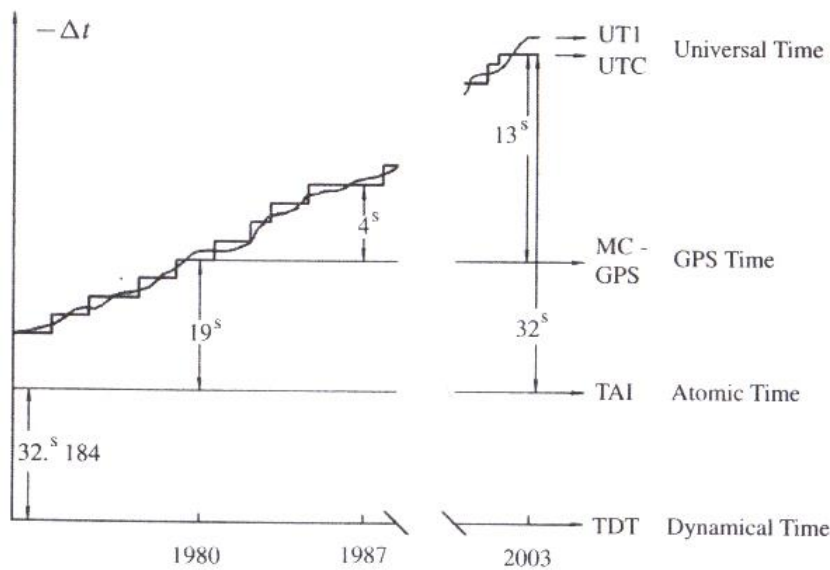


Abbildung 3.3: Zusammenhang verschiedener Zeitskalen, [Seeber, 2003]

Neben der Bestimmung der Laufzeit aus Codemessungen, kann des Weiteren die Phasenlage der empfangenen Trägersignale (L1, L2, L5) vom Empfänger ermittelt werden. Diese sogenannten Phasenmessungen haben gegenüber den Codemessungen den Vorteil, dass die Phasenlage (der Bruchteil einer vollen Wellenlänge) der eingehenden Signale vom Empfänger sehr genau ermittelt werden kann und somit einen sehr viel geringeren Rauschlevel aufweisen (siehe Tabelle 5.1). Die Problematik der Streckenmessung mit Hilfe von Phasenbeobachtungen ist jedoch die unbekannt Anzahl der vollen Wellenzüge, die auf dem Weg vom Satelliten zum Empfänger zurückgelegt wurden. Der Empfänger selbst misst ja nur die aktuelle Phasenlage beim Empfang des Signals, hat jedoch keine Information über die Anzahl der vollen Wellenzüge zwischen Sende- und Empfangsantenne. Sowohl die vom Empfänger aufgezeichneten Code- als auch Phasenmessungen werden durch eine Vielzahl unterschiedlich wirkender Einflußgrößen beeinträchtigt (z.B. die Verzögerung der Laufzeit durch die Atmosphäre), die vor und bei der Auswertung der Position berücksichtigt werden müssen. Unter Berücksichtigung der wichtigsten Einflussgrößen können, aus der in Formel (3.4) angegebenen allgemeinen Form der Code-Beobachtungsgleichung, die Beobachtungsgleichungen für Code- und Phasenmessungen wie folgt angeschrieben werden:

$$PR_{r,i}^s + v_{r,i}^s = \rho_r^s + \Delta \rho_{r,ion,i}^s + \Delta \rho_{r,trop}^s + \Delta \rho_{r,rel}^s + c * \Delta t_r - c * \Delta t^s + \epsilon \quad (3.5)$$

$$L_{r,i}^s + v_{r,i}^s = \rho_r^s - \Delta \rho_{r,ion,i}^s + \Delta \rho_{r,trop}^s + \Delta \rho_{r,rel}^s + c * \Delta t_r - c * \Delta t^s + \lambda_i * N_{r,i}^s + \epsilon \quad (3.6)$$

Hierbei steht $PR_{r,i}^s$ und $L_{r,i}^s$ für die Code- und Phasenbeobachtung auf der i -ten Frequenz mit deren Messrauschen $v_{r,i}^s$, ρ_r^s ist die geometrische Distanz zwischen Satellit s und Empfänger r , $\Delta\rho_{r,ion,i}^s$ und $\Delta\rho_{r,trop}^s$ ist die Laufzeitverzögerung des Signals durch die Iono- bzw. Troposphäre, $\Delta\rho_{r,rel}^s$ beschreibt den relativistischen Effekt aufgrund der endlichen Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals und ϵ ist die Summe der weiteren auf die Beobachtungen einwirkenden Einflüsse, wie instrumentelle Fehlerquellen, *Phase-Windup*, *Multipath*, etc., welche hier nicht explizit angeführt wurden. Der Ausdruck $N_{r,i}^s$ in der Phasen-Beobachtungsgleichung beschreibt die unbekannte Anzahl der vollen Wellenzüge (Mehrdeutigkeit, *Ambiguity*) auf dem Weg vom Satelliten zum Empfänger, welche durch Multiplikation mit der Wellenlänge λ_i in eine metrische Größe übergeführt wird. Die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten ist keineswegs trivial und wird auch im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt. Es sei daher an dieser Stelle auf diverse dafür entwickelte Algorithmen, welche beispielsweise bei [Mervart, 1995, Teunissen, 1994, Xu, 2003] beschrieben sind, verwiesen.

4 International GNSS Service (IGS)

4.1 Entstehung, Motivation und Organisation des IGS

Der internationale Dienst für globale Satellitennavigationssysteme *International GNSS Service*, IGS wird von über 200 weltweit verteilten Organisationen gebildet, welche ihre Ressourcen und GNSS Stationsdaten unentgeltlich auf freiwilliger Basis zur Verfügung stellen. Ziel ist es, für die Forschungsbereiche der Erdwissenschaften, aber auch für praktische Positionierungs- und Navigationsanwendungen Daten und Produkte auf höchstem Qualitätsniveau zu generieren und bereit zu stellen. Aktuell werden die beiden Satellitennavigationssysteme GPS (siehe Kapitel 3) und das russische System GLONASS unterstützt. Beispiele für die Anwendung der präzisen IGS Produkte in der Geodäsie sind unter anderem die Verbesserung und Verdichtung des *International Terrestrial Reference Frame* (ITRF), aber auch die Bahnbestimmung niedrig fliegender Erdsatelliten (LEO) und die Beobachtung der Erdatmosphäre [IGS, 2010].

Die Entstehung des IGS geht bis in die späten 80er des vorigen Jahrhunderts zurück. Aufgrund der zunehmenden Bedeutung des amerikanischen globalen Positionierungssystems GPS im Bereich globaler und regionaler Beobachtungen der Erde, wurde damit begonnen, allgemein gültige Standards im Bereich der Datenaquisition und Auswertung zu definieren. Im Rahmen dieser Bemühungen wurde 1993 von der *International Association of Geodesy* (IAG) der *International GPS Service for Geodynamics*, IGS gegründet, welcher mit 1. Jänner 1994 operationell wurde. Neben der Festlegung diverser Standards (RINEX, SP3, etc.), liefert IGS auch eine Vielfalt an Produkten basierend auf GNSS-Beobachtungsdaten wie z.B. präzise Bahnen und Uhrenkorrekturen der GPS-Satellitenkonstellation, Erdorientierungsparameter, usw. (siehe Abschnitt 4.2).

Der reibungsfreie Betrieb des IGS wird durch eine strikte Organisationsstruktur gewährleistet und aufrecht erhalten. Abbildung 4.1 gibt einen Überblick über die einzelnen Komponenten des IGS. Eine detaillierte Beschreibung der IGS-Organisationsstruktur findet man ebenfalls bei [IGS, 2010].

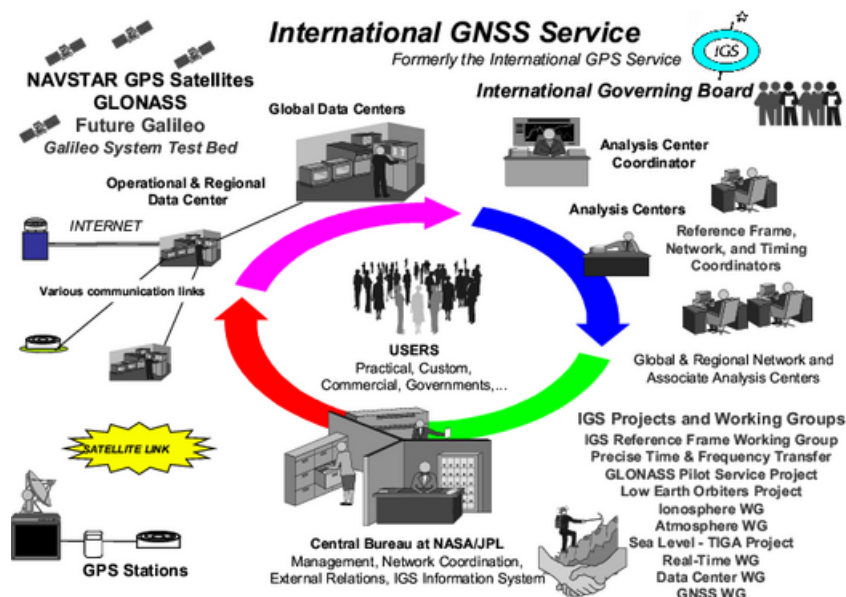


Abbildung 4.1: Komponenten des IGS

Im Folgenden wird nun auf die wichtigsten Komponenten kurz eingegangen:

- **IGS Stationsbetreiber:** Die Aufgabe der Stationsbetreiber der über 350 weltweit verteilten IGS Permanentstationen ist es, den störungsfreien Betrieb der innerhalb ihres Verantwortungsbereichs liegenden Beobachtungsstationen zu gewährleisten. Die

Beobachtungsdaten werden stündlich bzw. täglich an die IGS Datenzentren (*IGS Data Center*) übertragen. Die Beobachtungsraten variieren i.d.R. zwischen 15 bis 30 Sekunden.

- **IGS Datenzentren (DCs):** Diese sammeln und archivieren sämtliche von den IGS Permanentstationen übermittelten Rohdaten im RINEX Datenformat und stellen diese den Nutzern öffentlich zur Verfügung.
- **IGS Analysezentren (ACs):** Die IGS Analysezentren (aktuell 7 Analysezentren) verwenden die von den Permanentstationen aufgezeichneten Rohdaten um eigene Lösungen für beispielsweise Satellitenbahnen und Uhren zu generieren und um diese dann in weiterer Folge für die Erzeugung eines kombinierten IGS Produkts zur Verfügung zu stellen.
- **IGS Analysezentren-Koordinator (ACC):** Verantwortlich für die Erzeugung der Satellitenbahn- und Uhrenprodukte durch Kombination der einzelnen Beiträge der Analysezentren (ACs). Die Bereitstellung aller anderen IGS-Produkte (EOPs, Stationskoordinaten, atmosphärische Produkte, etc.) obliegt anderer Produktkoordinatoren.
- **IGS Zentralbüro (CB):** Vollzieht die Gesamtkoordination des IGS. Unter anderem wird das Informationssystem CBIS (*Central Bureau Information System*) vom Zentralbüro geleitet. Das Internet-Portal [IGS, 2010] bildet die Nutzerschnittstelle des CBIS.
- **Governing Board (GB):** Gremium, welches den IGS international repräsentiert und die Richtlinien für zukünftige Schritte und Vorgehensweisen festlegt.
- **Mitglieder:** Personen beteiligter Organisationen, deren Zeit und Arbeit hauptsächlich im Interesse des IGS aufgewendet wird. Sie bilden die Wählerschaft für die Bestellung des GB.
- **Arbeitsgruppen und Pilotprojekte:** Beschäftigen sich mit der Erstellung potenzieller neuer Produkte für spezielle Themenbereiche. Beispiele für solche Themenbereiche (*Working Groups*) liegen im Bereich der Antennenkalibrierung, aber auch auf dem Gebiet der Atmosphärenforschung und aktueller Entwicklungen im Bereich GNSS. Für den Bereich Echtzeit (*Real-Time*) wurde ebenfalls eine Arbeitsgruppe eingerichtet, in deren Rahmen auch die Erstellung der vorliegenden Arbeit durchgeführt wurde. Die Arbeitsgruppe *Real-Time* und das damit verbundene Pilotprojekt (*Real-Time Pilot Project*, RT-PP) wird noch ausführlicher in Abschnitt 4.3 beschrieben.

4.2 Stationsnetzwerk, Daten und Produkte des IGS

Das globale Netzwerk an Beobachtungsstationen bildet die wesentliche Grundlage für den Betrieb des IGS. Wie bereits in Abschnitt 4.1 kurz erwähnt sind es derzeit über 350 global verteilte Stationen. Abbildung 4.2 zeigt das IGS Stationsnetzwerk, wobei darauf hingewiesen werden muss, dass aufgrund der hohen Stationsdichte in Europa und Nordamerika die dort liegenden Stationen nicht vollständig dargestellt sind.

Stationen des IGS Netzwerks (bereits bestehende, aber auch potenzielle Kandidaten für zukünftige Stationen) müssen eine Vielzahl von Richtlinien erfüllen. Nur durch eine strikte Festlegung und exakte Kontrolle der einzelnen Parameter (GPS-Empfänger, Antenne, Offset zum Referenzpunkt, usw.) einer Beobachtungsstation kann die hohe Qualität der einzelnen Produkte garantiert und aufrecht erhalten werden. Eine detaillierte Beschreibung über die einzuhaltenden Bestimmungen hinsichtlich Stationsaufbau und Betrieb findet man in [IGS-Site-Guidelines]. Die wichtigsten Parameter einer IGS Station werden in einer speziellen Datei, dem sogenannten *Station-Logfile* eingetragen. Dieses beinhaltet beispielsweise Informationen über die Beschaffenheit des Antennenmonuments, den derzeit in Betrieb befindlichen Empfänger und die Antenne, aber auch welche Empfänger/Antennen-Konfiguration in der Vergangenheit verfügbar war, sowie Informationen über den Stationsbetreiber. Die Gesamtheit aller Stationen wird in folgende Untergruppen unterteilt:

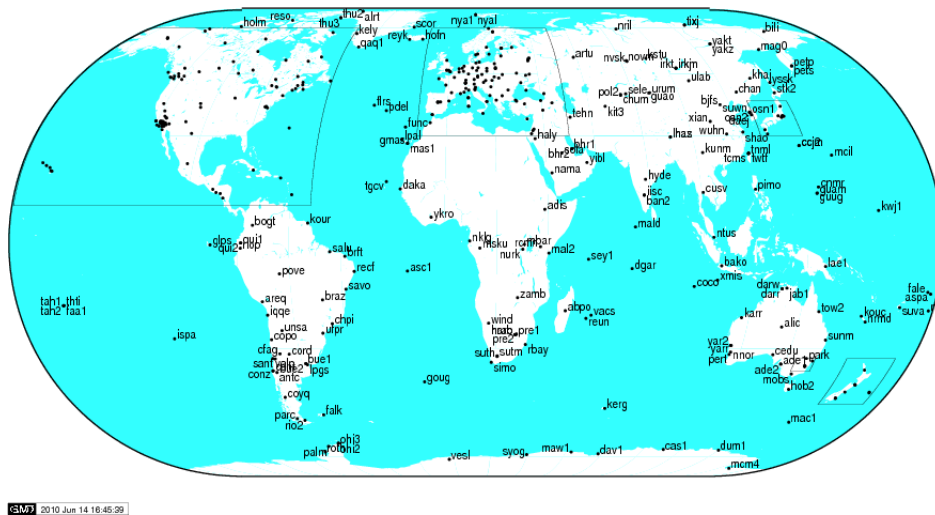


Abbildung 4.2: Globales IGS Stationsnetzwerk

- Aktive Stationen, welche stündlich Beobachtungsdaten bereitstellen
- Aktive Stationen, welche im 15 Minutentakt Beobachtungsdaten liefern (*highrate*)
- Aktive Stationen, die ihre Beobachtungsdaten in Echtzeit an den Nutzer übertragen (RTIGS-Stationen, siehe Abschnitt 4.3)
- Stationen des IGS Referenzrahmens
- GPS/GLONASS Beobachtungsstationen

Sämtliche Informationen hinsichtlich Stationsnetzwerk bzw. die Konfigurationen aller IGS Beobachtungsstationen werden dem Nutzer über die Website des IGS zur Verfügung gestellt [IGS, 2010].

Alle an den Beobachtungsstationen aufgezeichneten Rohdaten (Beobachtungsdaten und *Broadcast-Ephemeriden*) werden an die Datenzentren übermittelt und dort archiviert. Weiters werden die IGS Satellitenbahn- und Uhrenprodukte des ACC, aber auch alle anderen Produkte, ebenfalls an die Datenzentren gesendet. Dem Nutzersegment ist es anschließend möglich, die gewünschten Daten und Produkte direkt von einem der Datenzentren über deren ftp-Server zu beziehen. Folgende globale IGS Datenzentren (verwalten Rohdaten und Produkte) stehen zur Verfügung:

- *Crustal Dynamics Data Information System (CDDIS)* des *Goddard Space Flight Centers* [CDDIS]
- *Scripps Orbit and permanent Array Center (SOPAC)* der Universität von Kalifornien in San Diego [SOPAC]
- *Institut Géographique National (IGN)* in Paris, Frankreich [IGN]

Grundsätzlich unterscheiden alle Datenzentren zwischen Messdaten und abgeleiteten Produkten. Die archivierten Beobachtungsdaten (im RINEX-Format) können weiters anhand ihrer Datenrate, Aufdatierungsrate und Verzögerung zu Echtzeit (*Latency*) unterschieden werden. Einen Überblick über die verfügbaren Datenpakete des IGS gibt Tabelle 4.1.

Im Hinblick auf die verfügbaren Produkte unterscheidet man:

- GPS Satellitenephemeriden plus Satelliten- und Stationsuhrenkorrekturen

	Latency	Updates	Intervall
GPS & GLONASS	≈1 Tag	täglich	30 Sek
	≈1 Stunde	stündlich	30 Sek
	≈15 Min	15 Min	1 Sek
GPS <i>Broadcast Ephemerides</i>	≈1 Tag	täglich	-
	≈1 Stunde	stündlich	-
	≈15 Min	15 Min	-
GLONASS <i>Broadcast Ephemerides</i>	≈1 Tag	täglich	täglich
meteorologische Parameter	≈1 Tag	täglich	5 Min
	≈1 Stunde	stündlich	5 Min

Tabelle 4.1: IGS Datenpakete

- GLONASS Satellitenephemeriden
- ITRF Koordinaten der IGS Permanentstationen
- Erdrotationsparameter (Polbewegung, Polbewegungsrate und Tageslänge)
- Atmosphärische Parameter

Weiters wird innerhalb der einzelnen Produktgruppen hinsichtlich Qualität und Latenzzeit in folgende 4 Untergruppen unterteilt:

- *Ultra-Rapid* (prädizierter Teil): Prädiktion der Produktparameter anhand von Modellannahmen ohne Berücksichtigung von Beobachtungsdaten.
- *Ultra-Rapid* (beobachteter Teil): Ermittlung der Produktparameter mit Berücksichtigung der jüngsten Beobachtungen.
- *Rapid*: Basierend auf Beobachtungen, Qualität annähernd gleich gut wie bei *Final* Produkten und täglich verfügbar (Latenz ≈ 17 Stunden).
- *Final*: Höchste Qualität und innere Genauigkeit, allerdings höchste Latenz (≈ 2 Wochen).

Da innerhalb der vorliegenden Arbeit nur die Produkte der GPS Bahn- und Uhrenparameter zur Anwendung kommen, werden nur diese in Tabelle 4.2 hinsichtlich Genauigkeit, Latenz, Aufdatierungsrate und Interval im Detail aufgelistet. Eine vollständige Auflistung aller Produkte mit deren Eigenschaften findet man bei [IGS, 2010].

4.3 Real-Time Working Group

Der folgende Abschnitt befasst sich mit den Aufgaben und Tätigkeiten der Arbeitsgruppe für Echtzeitanwendungen (*Real-Time Working Group*, RTWG) des IGS. Speziell nach der erfolgreichen Durchführung des im April 2002 in Ottawa, Kanada abgehaltenen *Towards Real-Time Network, Data and Analysis Centre Workshop* [IGS, 2002], bestand die Hauptaufgabe der RTWG darin, die dort festgelegten und vereinbarten Systemdefinitionen für ein globales Echtzeit-Stationsnetzwerk (*RTIGS-Stations*) in die Tat umzusetzen. Unter der Leitung von Mark Caissy von *Natural Resources Canada* wurde daher mit dem Aufbau eines Prototyps eines solchen Echtzeitnetzwerks begonnen. Derzeit (Stand 2010) bilden etwa 80 Stationen dieses Stationsnetzwerk, Tendenz steigend. Abbildung 4.3 zeigt die globale Verteilung der beteiligten Stationen.

Die Ziele der RTWG sind neben dem Aufbau des Echtzeit-Stationsnetzwerks (Infrastruktur), die Entwicklung von Algorithmen, Prozessen, Datenformaten und Standards für den Bereich der Echtzeit-Positionierungsaufgaben mit Hauptaugenmerk auf Robustheit und Verlässlichkeit des Systems. Dabei sollen hauptsächlich Produkte wie Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen, sowie

		Genauigkeit	Latenz	Aktualisierung	Intervall
<i>Broadcast</i>	Orbits	≈ 100 cm	Echtzeit	–	täglich
	Sat. uhren	≈ 5 ns RMS ≈ 2.5 ns SDev			
<i>Ultra-Rapid</i> (präd. Teil)	Orbits	≈ 5 cm	Echtzeit	03, 09, 15, 21 UTC	15 Min
	Sat. uhren	≈ 3 ns RMS ≈ 1.5 ns SDev			
<i>Ultra-Rapid</i> (beob. Teil)	Orbits	≈ 3 cm	3–9 Stunden	03, 09, 15, 21 UTC	15 Min
	Sat. uhren	≈ 150 ps RMS ≈ 50 ps SDev			
<i>Rapid</i>	Orbits	≈ 2.5 cm	17–41 Stunden	17 UTC	15 Min
	Sat. & Stat. uhren	≈ 75 ps RMS ≈ 25 ps SDev			5 Min
<i>Final</i>	Orbits	≈ 2.5 cm	12–18 Tage	jeden Donnerstag	15 Min
	Sat. & Stat. uhren	≈ 75 ps RMS ≈ 20 ps SDev			Sat.: 30s Stn.: 5 Min

Tabelle 4.2: IGS Bahn- und Uhrenprodukte



©IM 2010 May 18 13:13:17

Abbildung 4.3: RTIGS Echtzeit-Stationsnetzwerk 06/2010, Quelle: [RTWG]

Satellitenbahn- und Uhrenparameter für potenzielle Echtzeit-Anwendungen, wie beispielsweise im Bereich der geodätischen Positionierung, aber auch für Navigationsanwendungen, Katastrophenschutz, Bauwerksüberwachung, usw. zur Verfügung gestellt werden [RTWG, 2002].

Um die Übertragung der Beobachtungsdaten der einzelnen Referenzstationen im Netzwerk über das Internet in (quasi) Echtzeit (Verspätung 2–5 Sekunden) zu bewerkstelligen, wird auf das Internetprotokoll UDP (*User Datagram Protocol*) zurückgegriffen. UDP ist zwar hinsichtlich Verlässlichkeit und Datenverlust dem Internetprotokoll TCP unterlegen, allerdings für die Übertragung großer Datenmengen in kurzer Zeit (hohe Übertragungsrate) sehr gut geeignet. Die Arbeitsgruppen von *National Resources Canada* (NRCAN), des Geoforschungszentrums Potsdam (GFZ) und des *Jet Propulsion Laboratory* (JPL) haben daher basierend auf UDP die Datenmanagementsoftware “udpRelayd” entwickelt, welche in der Lage ist die Beobachtungsdatenströme aller verfügbarer Stationen über das Internet in Echtzeit zu sammeln, diese in das Datenformat RTIGS zu konvertieren und anschließend einen gebündelten Datenstrom aller Stationen an autorisierte Benutzer der RTWG für die Entwicklung und den Betrieb von Echtzeit-Berechnungsalgorithmen zur Verfügung zu stellen. Ein solcher gebündelter Datenstrom aller Stationen wird beispielsweise von NRCAN zur Verfügung gestellt, welcher die Datengrundlage für die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Berechnungssoftware

bildet. Mehr zum Thema UDP und “udpRelayd” kann [NRCAN, 2003] entnommen werden. Das zuvor angesprochene RTIGS Datenformat definiert die folgenden 4 Typen an Datennachrichten, sogenannte *Messages*:

- Stationsbeschreibung (Typ 100): Enthält den Stationsnamen sowie notwendige Informationen für die Verwertung der Rohdaten. Diese Nachricht wird 2 mal pro Stunde übertragen.
- GNSS Beobachtungsdaten (Typ 200-259): Enthält die eigentlichen Beobachtungsdaten des Stationsnetzwerkes. Diese Nachricht wird im Sekundentakt übermittelt.
- GPS *Broadcast*-Ephemeriden (Typ 300): Damit erfolgt die Übertragung der gesammelten *Broadcast*-Informationen der Stationen im Netzwerk. Die Übertragungsrate obliegt den einzelnen Beobachtungsstationen.
- Meteorologische Daten (Typ 400): Ist eine Beobachtungsstation auch mit einem meteorologischen Sensor ausgestattet, so können dessen Daten mit Hilfe dieses Nachrichtentyps übertragen werden. Die Aktualisierungsrate sollte zumindest bei etwa 5 Minuten liegen.

Alle Datennachrichten haben einen von der Struktur her gleich aufgebauten 11 byte langen Nachrichtenkopf (*Message Header*), dessen Aufbau in Tabelle 4.3 dargestellt ist.

Bytes	Name	Typ	Beschreibung
2	rec_id	<i>unsigned short</i>	Typ der Datennachricht (z.B. 100, 200)
2	sta_id	<i>unsigned short</i>	RTIGS Stationsnummer
4	GPSTime	<i>unsigned long</i>	GPS-Zeit (Sekunden seit 6. Jänner 1980)
2	num_bytes	<i>unsigned short</i>	Komplette Anzahl der Bytes der folgenden Nachricht
1	IODS	<i>unsigned char</i>	<i>Issue of Data Station</i> ; zwecks Alarmmeldung im Falle eines Stationsausfalls

Tabelle 4.3: Struktur des RTIGS Message Headers

Beispielhaft zeigt Tabelle 4.4 den Aufbau einer Beobachtungsnachricht des Typs 200. Unter Verwendung des Typs 200 liegen die Beobachtungsdaten im sogenannten SOC-Format vor. Mit Hilfe des SOC-Formats ist es möglich GPS Beobachtungen einer Epoche auf nur 21 bytes zu komprimieren, was einen weiteren Vorteil hinsichtlich Echtzeit-Datenübertragung mit sich bringt. Details zur SOC-Komprimierung, sowie die Datenstruktur aller anderen Nachrichtentypen, findet man auf der Internetseite der RTWG ([RTWG]).

Wie zuvor bereits angesprochen, übermittelt NRCAN den Beobachtungsdatenstrom autorisierten Benutzern innerhalb der RTWG für die Entwicklung und den Betrieb von Echtzeit-Berechnungsalgorithmen, wie z.B. Berechnung der Satellitenbahnen und Uhrenfehler, Echtzeit-Atmosphärenmonitoring, usw.. Um den Entwicklern der beteiligten Institutionen ihre Arbeit zu erleichtern, stehen weiters einige Softwarepakete und Entwicklungsumgebungen zur Verfügung. Die Softwarepakete reichen von Anwendungen zur Empfängersteuerung und Rohdatenaquisition bis hin zur Datenarchivierung und Weiterleitung. Sämtliche Programme und Entwicklungsumgebungen verwenden die Programmiersprache C++ basierend auf dem Linux-Betriebssystem. Im folgenden wird kurz auf 2 dieser Softwarepakete näher eingegangen, da diese für die Entwicklung und den Betrieb der innerhalb dieser Arbeit erstellten Software RTIGU-Control (siehe Abschnitt 5) benötigt werden. Zum Einen wird das Programm RTIGS-Archiver verwendet, zum Anderen dient die Entwicklungsumgebung RTIGS-Multicast-Receive als Grundlage für die Erstellung von RTIGU-Control.

Bytes	Name	Typ	Beschreibung
2	rec_id	<i>unsigned short</i>	Typ 200 Beobachtungsnachricht (SOC-Format)
2	sta_id	<i>unsigned short</i>	RTIGS Stationsnummer
4	GPSTime	<i>unsigned long</i>	GPS-Zeit (Sekunden seit 6. Jänner 1980)
2	num_bytes	<i>unsigned short</i>	Komplette Anzahl der Bytes der folgenden Nachricht
1	IODS	<i>unsigned char</i>	<i>Issue of Data Station</i> ; zwecks Alarmmeldung im Falle eines Stationsausfalls
1	num_obs	<i>unsigned char</i>	Anzahl der GPS Beobachtungen zur Epoche
21/sat	*data	<i>unsigned char</i>	Eigentliche Datennachricht

Tabelle 4.4: Struktur der Typ 200 Beobachtungsnachricht

RTIGS-Archiver (RTIGSA): Dieses Programmpaket ist in der Lage den von NRCAN übermittelten Datenstrom der Beobachtungsstationen zu empfangen und diesen stationsweise im RTIGS (SOC) Format zu archivieren. RTIGSA ermöglicht daher die Aufzeichnung von Beobachtungsdaten aller verfügbarer Stationen des RTIGS-Netzwerkes über einen längeren Zeitraum. Diese können dann in weiterer Folge für *Postprocessing*-Anwendungen, wie beispielsweise die Berechnung der ITRF Stationskoordinaten, verwendet werden. Des Weiteren dient der RTIGS-Archiver dazu, den Echtzeit-Datenstrom verzögerungsfrei und dementsprechend aufbereitet an die Entwicklungsroutine RTIGS-Multicast-Receive weiterzuleiten.

RTIGS-Multicast-Receive (RTIGSMR): Dessen Programm-Code bildet die Entwicklungsgrundlage für Funktionen und Algorithmen zur Erstellung einer die Stationsdaten verwendenden Echtzeit-Anwendung. Denkbare Anwendungsprogramme nutzen z.B. die Echtzeitdaten, um die prädierten IGU Bahn- und Uhrenprodukte zu kontrollieren (RTIGU-Control). RTIGSMR ist bereits in der Lage die von RTIGSA weitergeleiteten Daten im RTIGS (SOC) Format zu dekodieren und pro Station in Form einer C-Struktur zur Verfügung zu stellen. Des Weiteren besitzt RTIGSMR auch bereits einige Hilfsfunktionen und bietet daher dem Entwickler die Möglichkeit, sich auf die wesentlichen für die Umsetzung seiner Anwendung benötigten Algorithmen zu konzentrieren.

Informationen zu allen anderen Programmpaketen sowie weiterführende Informationen zur RTWG entnehme man [RTWG].

4.3.1 Real-Time Pilot Project (RT-PP)

Ziel eines IGS Pilotprojekts ist es immer, potentielle Anwendungen und Produkte innerhalb eines Themenbereiches zu identifizieren und wenn möglich in weiterer Folge diese in die IGS Produktpalette (siehe Abschnitt 4.2) zu integrieren. Im Falle des *Real-Time Pilot Project* (RT-PP), welches im Oktober 2007 offiziell gestartet wurde mit einer Laufzeit von 3 Jahren, sind das zum Einen der Erhalt und der weitere Ausbau des bis dato von der RTWG aufgebauten Echtzeit-Stationsnetzwerkes (Infrastruktur, Prozesse und Standards zur Echtzeit-Datenübertragung, siehe Abschnitt 4.3), zum Anderen sollen Echtzeit-Services und Produkte generiert werden, welche in weiterer Folge einer weiten Nutzergruppe zur Verfügung stehen. Das durch die RTWG aufgebaute Netzwerk aus Beobachtungsstationen bestand 2007 bereits aus über 60 global verteilten Stationen. Die Archivierung bzw. die Übertragung der

Daten in Echtzeit zu diversen autorisierten Anwendern war sichergestellt und deren Entwicklungen von Echtzeit-Anwendungen und Produkten war im Gange. Hauptaugenmerk im Hinblick auf zu entwickelnde Produkte und Services liegt bei der Verteilung von Multifrequenz Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen, sowie die Generierung präziser Satellitenuhr- und Bahnparameter in Echtzeit [IGS RT-PP, 2007].

Im Folgenden werden die wichtigsten Ziele und Aufgaben innerhalb des RT-PP aufgelistet:

1. Betrieb, Erhalt und Ausbau des IGS Echtzeit-Stationsnetzwerks
2. Verbesserung bestehender IGS-Produkte. Beispielsweise soll der Bezug von hochfrequenten 1 Sekundendaten den IGU Analysezentren eine Verringerung der Latenz der IGU-Produkte (derzeit 3 Stunden) ermöglichen.
3. Erzeugung von Echtzeit-Produkten, wie z.B. die Verfügbarkeit der IGU-Bahnen in Echtzeit, sowie die Generierung von Echtzeit-Uhrprodukten.
4. Erkundung bzw. Adaption diverser Standards im Hinblick auf Echtzeit Daten- und Produktübertragung (z.B. RTCM, BINEX, RTCA).
5. Überwachung der prädierten IGU-Produkte.
6. Einbindung potenzieller Echtzeit-Nutzer durch die Übermittlung diverser generierter Echtzeit-Produkte.

Folgende Komponenten zum Betrieb des IGS Echtzeit-Service werden benötigt bzw. sind vorhanden:

- RT-Beobachtungsstationen
- RT-Datenzentren (zur Archivierung der Beobachtungsdaten und Produkte)
- RT-Datenleitzentren (zur Verteilung der Beobachtungsdaten und Produkte)
- RT-Analysezentren (Erzeugung der Echtzeit-Produkte)
- RT-Analysezentren-Koordinator (Kombination der Produkte einzelner RT-ACs)
- Nutzer der Echtzeit-Daten und Produkte

Die Rolle des RT-Analysezentren-Koordinators übernimmt derzeit das *European Space Operations Center* (ESOC) in Darmstadt. Eine Vielzahl von RT-Analysezentren übermittelt täglich ihre Echtzeit-Bahn und Uhrenlösungen an ESOC. ESOC analysiert die einzelnen Lösungen und bildet Vergleichsgrafiken zu den präzisen IGR-Lösungen. Weiters wird ein Kombinationsprodukt aus den besten Einzellösungen der Analysezentren erzeugt und gemeinsam mit den Ergebnissen der IGR-Vergleiche über das CDDIS-Datenzentrum bzw. auch über die Internetseite des RT-PP publiziert. Mehr dazu, aber auch zu allen anderen zuvor angesprochenen Themenbereichen im Zusammenhang mit dem RT-PP kann dessen Internetseite ([RT-PP]) entnommen werden.

Der Vollständigkeit halber sei an dieser Stelle erwähnt, dass es neben dem in Abschnitt 4.3 und 4.3.1 beschriebenen Stationsnetzwerk noch ein weiteres globales Echtzeit-Stationsnetzwerk gibt, welches sich aktiv am RT-PP beteiligt. Dieses Stationsnetzwerk wird vom Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG) in Deutschland überwacht und betrieben. Die Übertragung der Echtzeit-Daten erfolgt hierbei mittels dem NTRIP-Protokoll im Datenformat RTCM3 und RTIGS. Details zum Stationsnetzwerk des BKG bzw. weiterführende Informationen zu NTRIP findet man auf der Internetseite des BKG ([GDC]).

5 Die Echtzeit-Berechnungssoftware RTIGU-Control

Die Entwicklungsumgebung RTIGS Multicast Receive (RTIGSMR) von NRCAN bildet die Grundlage für die Erstellung diverser GNSS Echtzeitapplikationen basierend auf den Strukturen, Formaten und Standards der IGS RTWG (Abschnitt 4.3). Der Quelltext von RTIGSMR ist in der Programmiersprache C++ verfasst und läuft auf allen Linux Distributionen. C++ ist eine objektorientierte Programmiersprache, die als erweiterte Version von C von Bjarne Stroustrup bei den Bell Laboratories in Murray Hill, New Jersey, entwickelt wurde. Die Entwicklung von C++ geschah wegen der wachsenden Komplexität der Programme. Details zur Programmiersprache C++ entnehme man z.B. [Schildt, 2007].

Sämtliche Funktionen und Algorithmen von RTIGU-Control wurden in den Quell-Code von RTIGSMR integriert, wodurch von vornherein eine konfliktfreie Verarbeitung der eingehenden RTIGS Echtzeit-Daten gegeben war. Wie der Name "RTIGU-Control" bereits andeutet, lag das Hauptaugenmerk zu Beginn der Entwicklungen auf der Kontrolle der prädizierten IGU-Produkte (Satellitenbahnen und Uhrenoffsets) durch Echtzeit-Beobachtungsdaten global verteilter Permanentstationen. Dabei spielt die Kontrolle der Satellitenbahnen aufgrund ihrer bereits hohen Genauigkeit (siehe Tabelle 4.2, bzw. [IGS-ACC, 2010]) eher eine untergeordnete Rolle. Durch bereits vorhandene hoch entwickelte Modellansätze zur Beschreibung der diversen Kräfte, die auf Satelliten dieser Bahnhöhe wirken (Gravitationsfeld der Erde, Gezeiten von Sonne, Mond und Planeten, Strahlungsdruck der Sonne, usw.), ist es möglich, mit Hilfe von Prädiktionsalgorithmen die Bahnen der einzelnen Satelliten über viele Stunden auf wenige cm genau zu prädizieren. Dies ist auch der Grund dafür, warum innerhalb der Berechnungen von RTIGU-Control die IGU-Satellitenbahnen als Referenz verwendet werden. Relativ selten kommt es jedoch vor, dass die Bahn eines Satelliten für einen gewissen Zeitraum zwar hoch genau prädiziert wurde, aber innerhalb des Prädiktionsintervalls vom Systembetreiber eine nicht vorab bekannt gegebene Bahnkorrektur durchgeführt wird. Solche Ereignisse können dann von RTIGU-Control entdeckt und beispielsweise Warnungen an Benutzer ausgegeben werden, diesen speziellen Satelliten für Positionierungsaufgaben auszuschließen. Problematischer gestaltet sich die Prädiktion der einzelnen Satellitenuhrkorrekturen. Zum Einen ist die zeitliche Auflösung der IGU-Produkte (15 Minuten) nicht ausreichend, um höher frequente Variationen der Uhren-Offsets zu berücksichtigen, zum Anderen ist es schlichtweg nicht möglich Modelle abzuleiten, die in der Lage sind die teilweise unregelmäßig auftretenden Änderungen im Verhalten einzelner Satellitenuhren wiederzugeben. Der RMS-Wert (*Root Mean Square*) der prädizierten IGU Uhrenfehler wird vom IGS mit 3 Nanosekunden angegeben (Tabelle 4.2), wobei es besonders bei den Caesiumuhren der noch in der GPS Satellitenkonstellation befindlichen Block IIA Satelliten zu Prädiktionsabweichungen im 10-ner Nanosekundenbereich über einen Prädiktionszeitraum von 6 Stunden kommen kann (siehe Abschnitt 6). Zur besseren Vorstellung sei hier erwähnt, dass ein Zeitfehler von 1 Nanosekunde einem Streckenfehler von 30 cm entspricht.

RTIGU-Control ist nun in der Lage mit Hilfe gesammelter Echtzeit-Beobachtungen und den prädizierten IGU-Bahninformationen die Satellitenuhrfehler aller verfügbarer Satelliten für bestimmte Beobachtungsepochen in quasi Echtzeit zu ermitteln. Dadurch können die IGU-Uhrenparameter nicht nur wie im Falle der Bahnen kontrolliert werden, sondern durchwegs höherwertige Uhrprodukte für Echtzeit- bzw nahe Echtzeit-Anwendungen generiert werden. Schlussendlich werden mit den ermittelten Uhrfehlern und den Beobachtungsdaten eigene Satellitenbahnen berechnet, mit den prädizierten IGU-Bahnen verglichen und somit eine Integritätskontrolle der IGU-Produkte vollzogen. Zusammengefasst erfüllt RTIGU-Control folgende Aufgaben:

1. Kontrolle der prädizierten IGU-Produkte
2. Erstellung eigener täglicher Satellitenbahn- und Uhrprodukte (Ausgabe im sp3 bzw. Clock-RINEX-Format)
3. Bereitstellung von Echtzeit-Satellitenbahn- und Uhrinformationen zur Unterstützung von Echtzeit-Positionierungsaufgaben

Abbildung 5.1 zeigt den modularen Aufbau von RTIGU-Control.

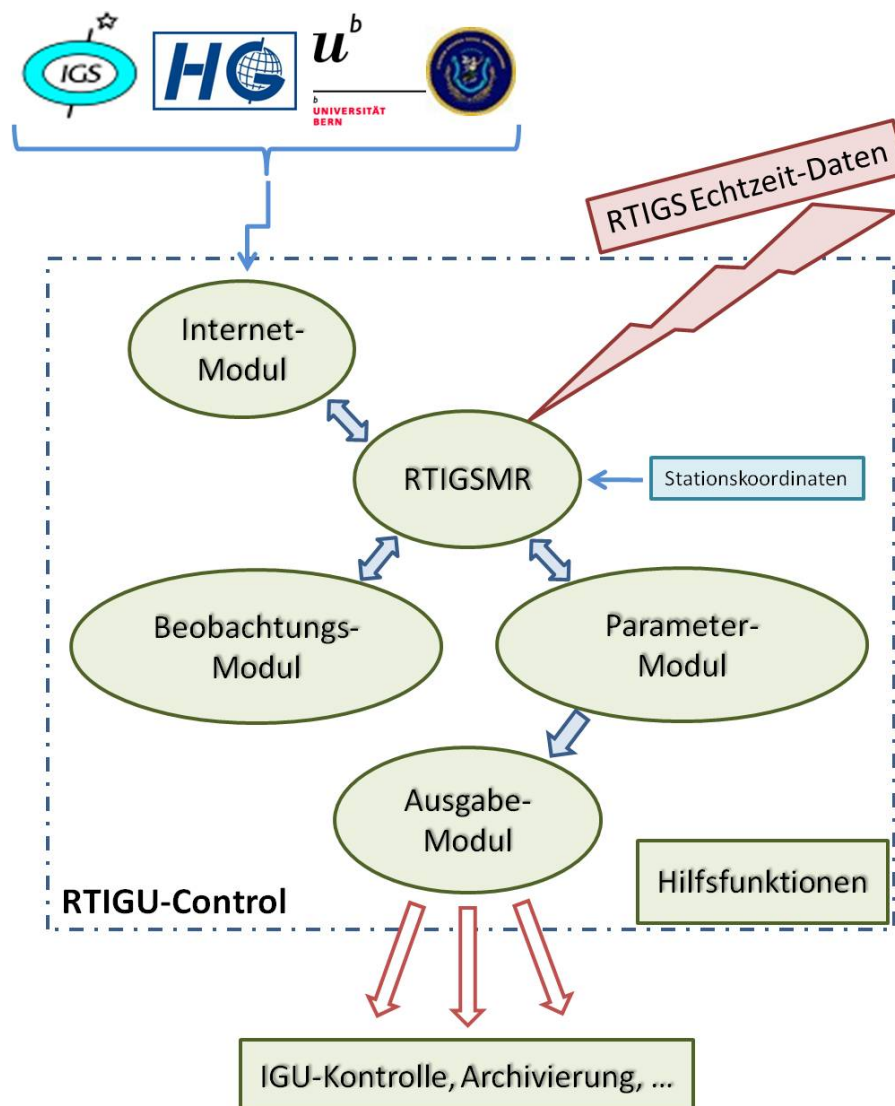


Abbildung 5.1: Modularer Aufbau von RTIGU-Control

Wie dem Programmschema in Abbildung 5.1 entnommen werden kann, wurde RTIGU-Control modular um die Entwicklungsumgebung RTIGSMR herum aufgebaut bzw. in deren Quellcode integriert. Neben diversen Hilfsfunktionen, wie die Interpolation der prädizierten IGU-Produkte für eine bestimmte Beobachtungsepoche, Koordinatentransformationen (siehe Abschnitt 2.4), Zeitskalenübergänge (GPS - UTC, Kalenderzeit - GPS-Sekunde, usw.), numerische Integrationsalgorithmen, etc., werden folgende Hauptberechnungsabschnitte (Module) unterschieden:

1. Internet-Modul
2. Beobachtungs-Modul
3. Parameter-Modul
4. Ausgabe-Modul

In weiterer Folge geht dieses Kapitel nun auf die Aufgaben, Funktionen und Berechnungsalgorithmen der einzelnen Module näher ein. Die Behandlung der wichtigsten Hilfsfunktionen erfolgt im Anhang.

5.1 Internet-Modul - Externe Datenquellen

Die Aufgabe dieses Programmabschnitts besteht darin, die für einzelne Algorithmen von RTIGU-Control benötigten externen Daten (hierzu zählt nicht der RTIGS-Echtzeit-Datenstrom, den man ebenfalls als "externe" Datenquelle bezeichnen könnte), von anderen Anbietern und Institutionen zu beziehen. Es sind dies die IGU-Produkte von IGS, Korrekturparameter zur Synchronisierung der GPS Code-Signale (DCBs) vom *Center of Orbit Determination in Europe* (CODE), Korrekturparameter der troposphärischen Laufzeitverzögerung der Satellitensignale vom Institut für Geodäsie und Geophysik der Technischen Universität Wien (IGG) und täglich verfügbare Erdorientierungsparameter für die Transformation vom erdfesten TRF ins raumfeste CRF vom *United States Naval Observatory* (USNO). Der Datentransfer erfolgt entweder mittels ftp-Transfer (IGS, CODE und USNO) oder über das Internetprotokoll http (IGG). Abbildung 5.2 zeigt das Ablaufschema des RTIGU-Control Internet-Moduls.

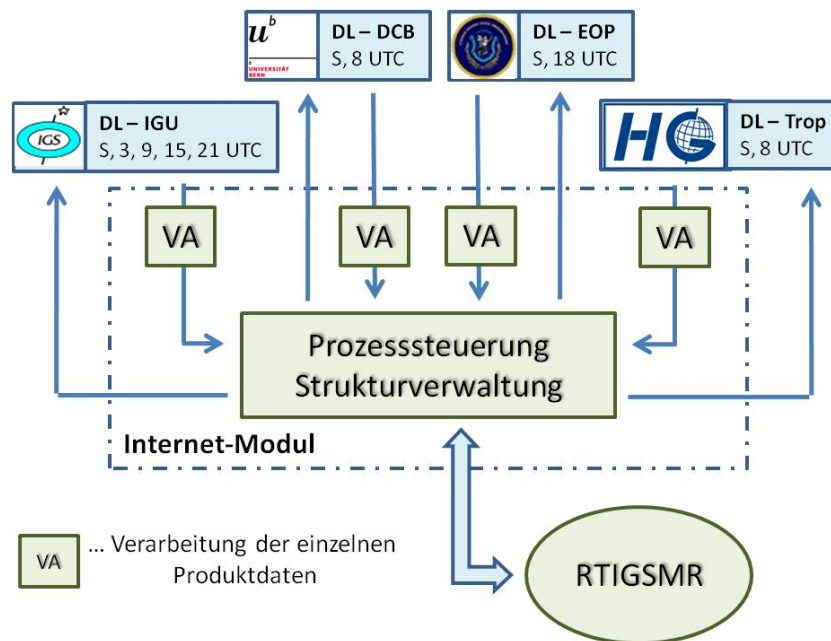


Abbildung 5.2: Ablaufschema des RTIGU-Control Internet-Moduls

Der Modulaufruf erfolgt ausgehend von RTIGSMR, wobei in weiterer Folge von der Prozesssteuerung des Internet-Moduls die Linux-Systemzeit (UTC) abgefragt wird. Der Aufruf innerhalb von RTIGSMR erfolgt einmal pro Minute. Unabhängig von der abgefragten Systemzeit werden beim Programmstart (Kürzel "S" in Abbildung 5.2) von RTIGU-Control sämtliche externen Datenquellen kontaktiert und deren aktuelle Parameter bezogen. Ansonsten gelten fest vorgeschriebene Zeiten für den Bezug der Daten. Diese ergeben sich aus der Aktualisierungsrate der einzelnen Produkte. Mit Ausnahme der IGU-Produkte von IGS werden alle anderen Produkte einmal pro Tag aktualisiert, allerdings mit unterschiedlichem Zeitpunkt der Aktualisierung. Die geladenen Daten liegen ausschließlich als Textdateien im ASCII-Format vor. Die speziell dafür entwickelten Verarbeitungsroutinen extrahieren die relevanten Daten aus den Textdateien und legen diese in, für RTIGU-Control verwertbare, Datenstrukturen ab. Anschließend stehen die bezogenen Daten für weitere Berechnungen zur Verfügung. Die Prozesssteuerung retourniert an RTIGSMR eine Antwort über den erfolgreichen Bezug und Verarbeitung externer Daten bzw. eine Fehlermeldung falls Probleme aufgetreten sind.

5.1.1 Bezug und Verwendung der IGU-Produkte

Wie bereits eingangs beschrieben, bildet die Überwachung bzw. Verbesserung der von IGS prädierten GPS-Satellitenbahnen und Uhren eine wesentliche Programmkomponente von RTIGU-Control.

Andererseits werden die prädierten Bahnen der IGUs für den ordnungsgemäßen Betrieb von RTIGU-Control benötigt. Dies erfordert einen regelmäßigen Bezug der jeweils aktuellen IGU-Produkte von einem der IGS Datenzentren (siehe Kapitel 4.1). Wie Abbildung 5.2 und auch Tabelle 4.2 zu entnehmen ist, werden von IGS viermal am Tag neue IGU-Produkte zur Verfügung gestellt und zwar jeweils um 3, 9, 15 und 21 Uhr UTC. Auf diese Weise ist es möglich das Prädiktionsintervall auf 9 Stunden zu reduzieren. Für die Zeitpunkte des Bezugs der Daten wurden daher innerhalb des Internet-Moduls der Programmstart (zeitunabhängig) und jeweils 10 Minuten nach der vollen Stunde der Verfügbarkeit des betreffenden IGU-Produkts festgelegt (also z.B. 09:10 oder 21:10 UTC). Der Versatz von 10 Minuten wird zur Kompensation hin und wieder auftretender Verspätungen hinsichtlich der Veröffentlichung der IGUs benötigt. Eine IGU-Datei enthält immer 48 Stunden Satellitenbahn- und Uhrinformation. Die ersten 24 Stunden beruhen dabei bereits auf realen Beobachtungsdaten des IGS Stationsnetzes, die zweiten 24 Stunden sind reine Prädiktionen (Extrapolationen der auf Beobachtungen basierenden Lösungen der ersten 24 Stunden), basierend auf Modellansätzen. Zum Zeitpunkt ihrer Veröffentlichung besitzt der beobachtete Teil bereits eine Latenz von 3 Stunden, wenn also beispielsweise die IGUs um 09:00 UTC erscheinen, beinhalten diese einen beobachteten Teil beginnend um 06:00 UTC des Vortages bis 06:00 UTC des aktuellen Tages und einen prädierten (extrapolierten) Teil von 06:00 UTC des aktuellen Tages bis 06:00 UTC des folgenden Tages. Für Echtzeit-Anwendungen, so auch für RTIGU-Control, sind demnach die prädierten Bereiche 3–9 Stunden (9 Stunden Prädiktionsintervall) nach dem Ende des auf Beobachtungen basierenden Teils der IGUs relevant. In der Regel sind danach die nächsten IGUs verfügbar ([IGS, 2010]). Abbildung 5.3 dient zur graphischen Veranschaulichung und zum besseren Verständnis des Sachverhaltes.

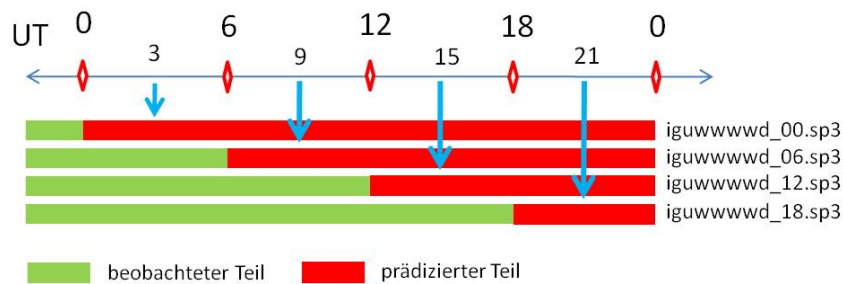


Abbildung 5.3: IGU-Aktualisierungs-Schema

Der Bezug der IGU-Produkte erfolgt von einem der IGS Datenzentren (CDDIS, SOPAC, IGN) mittels anonymen ftp-Transfer. Dabei ist darauf zu achten, dass jeder ftp-Server der einzelnen Datenzentren eine geringfügig andere Daten- und Ordnerstruktur besitzt. Informationen dazu findet man auf der Produktseite des IGS ([IGS, 2010]). Allen gemeinsam ist jedoch die Archivierung und Bereitstellung der Produkte in Dateiordnern geordnet nach der GPS-Woche. Im Falle der IGU-Produkte sieht die Ordnerstruktur folgendermaßen aus:

$$\begin{array}{ll}
 * /www/iguwwwwd_hh.sp3 & \begin{array}{l}
 www \quad \text{GPS-Woche} \\
 igu \quad \text{Produktbezeichner} \\
 d \quad \text{Tag der Woche, 0-6} \\
 hh \quad \text{Stunde, 03,09,15,21}
 \end{array}
 \end{array} \quad (5.1)$$

Nach dem erfolgreichen Bezug der aktuellen IGUs von einem der ftp-Server der verfügbaren IGS Datenzentren, liegen diese nun als ASCII-Datei vor. Für die weitere Verarbeitung und Verwendung der beinhalteten Bahn- und Uhrparameter müssen diese in die interne Datenstruktur von RTIGU-Control eingelesen werden. Sämtliche, vom IGS zur Verfügung gestellten Bahn- (und Uhr) Produkte, besitzen als Formatierung das so genannte sp3-Format (genauer gesagt sp3c). Aufbauend auf einem Dateikopf (*Header*) werden hierbei die Bahnen der einzelnen Satelliten in Form zeitlich äquidistant verteilter Satellitenpositionen (Stützpunkten) dargestellt. Die Satellitenpositionen werden dabei in

Form kartesischer Koordinaten der aktuellen Realisierung des ITRS angegeben. Derzeit (Stand 2010) wird die Realisierung IGS05 verwendet, welche auf den Koordinaten ausgewählter Stationen des IGS Permanentstationsnetzwerks basiert. Als zeitliche Auflösung (Abstand der einzelnen Stützpunkte) wird meist 15 Minuten verwendet. Die Berechnung der Satellitenkoordinaten zu einem bestimmten Zeitpunkt erfolgt durch Interpolation bzw. Approximation (siehe z.B. [Horemuz, 2006], bzw. Anhang A). Neben Genauigkeitsparametern in den einzelnen Koordinatenrichtungen sind zusätzlich für alle verfügbaren Satelliten auch noch deren Uhrfehler eingetragen. Eine detaillierte Beschreibung des sp3-Formats und dessen Interpretation sowie diverse Anwendungsbeispiele findet man bei [Hilla, 2007].

5.1.2 Bezug und Verwendung aktueller *Differential Code Bias* (DCB) Parameter

Als *Code Bias* (CB) werden die instrumentell (Signalgenerator der Satelliten bzw. Empfänger) bedingten, systematischen zeitlichen Verzögerungen in den einzelnen Code-Signalen bezeichnet. Speziell sind das die Bezugszeitdifferenzen der generierten C/A (C1), P1 und P2 Code-Beobachtungen zur GPS-Systemzeit. Die absoluten Werte dieser CBs können nicht bestimmt werden, es ist aber möglich, deren Differenzen zu ermitteln. Diese Differenzen nennt man *Differential Code Bias* (DCB). Üblicherweise werden Differenzen der einzelnen Code-Signale zwischen P1 und C1 ($P1 - C1$) und zwischen P1 und P2 ($P1 - P2$) veröffentlicht. Diese Differenzen erreichen Werte im Bereich einiger Nanosekunden und sind über Zeiträume einiger Tage und Wochen variabel [Schaer et al., 2006]. Per Konvention basieren sämtliche IGS Uhrprodukte der diversen Analysezentren auf einer speziellen Linearkombination (ionosphärenfreie Linearkombination $P3, 2.55 * CB(P1) - 1.55 * CB(P2)$) der P1 und P2 CBs [Kouba, 2009]. Werden diese Uhrkorrekturen gemeinsam mit P1 und P2 Beobachtungen beispielsweise für PPP-Anwendungen benutzt, sind keine weiteren Korrekturen anzubringen. Eine Vielzahl von GNSS-Empfängern liefert jedoch nicht die benötigten P1/P2 Beobachtungen, sondern beispielsweise C1/P2 Messungen. Dies trifft auf einen beträchtlichen Teil der Stationen innerhalb des RTIGS Stationsnetzwerks (Abbildung 4.3) zu. In diesem Fall ist die Korrektur

$$+2.55 * DCB_{P1-C1} \quad (5.2)$$

an die ionosphärenfreie Linearkombination anzubringen. Detaillierte Informationen dazu und auch im Hinblick auf die Verwendung anderer Linearkombinationen findet man bei [Schaer et al., 2006].

Aufgrund der zeitlichen Variabilität der CBs und DCBs ist deren kontinuierliche Ermittlung und Bereitstellung erforderlich. Das *Center for Orbit Determination in Europe* (CODE) an der Universität in Bern stellt neben einer Vielzahl von GNSS relevanten Produkten auch $P1 - P2$ und $P1 - C1$ DCBs zur Verfügung. Deren Ermittlung erfolgt zum Einen basierend auf GNSS-Beobachtungsdaten des IGS-Stationsnetzwerks über den Zeitraum eines Monats (Monatslösung), zum Anderen werden täglich neue $P1 - P2$ und $P1 - C1$ DCBs aus so genannten 30 Tagen Lösungen gerechnet und bereitgestellt. Dies passiert mittels eines gleitenden 30-tägigen Beobachtungsfensters unter Einbeziehung der Stationsdaten des jeweils aktuellen Vortages (Tageslösungen). Sämtliches Datenmaterial sowie weiterführende Informationen findet man direkt auf dem CODE ftp-Server [CODE].

RTIGU-Control bezieht entweder zu Programmstart, oder sonst täglich die aktuellen Tageslösungen der $P1 - C1$ DCBs von CODE. Nach dem Bezug der Daten vom CODE ftp-Server liegen diese in Form von ASCII-Dateien im temporären Ordner von RTIGU-Control vor. Darin enthalten sind für alle aktuell verfügbaren GPS-Satelliten die von CODE ermittelten $P1 - C1$ DCBs sowie deren RMS-Werte in Nanosekunden. Diese werden in der internen Programmstruktur von RTIGU-Control gespeichert und an sämtliche ionosphärenfreie Linearkombinationen, gebildet aus C1 und P2 Beobachtungen nach Formel (5.2) angebracht. Auf diese Weise wird Konformität zu den IGS Uhrprodukten gewährleistet.

5.1.3 Bezug und Verwendung aktueller Erdorientierungsparameter (EOP)

Die Überführung kartesischer Koordinaten, gegeben in einem geozentrischen erdfesten (mitrotierenden) Koordinatensystem, wie z.B. dem ITRF, in ein quasi-inertiales raumfestes

Koordinatensystem gelingt mit Hilfe einer räumlichen Helmerttransformation, wobei Koinzidenz der Koordinatenursprünge und gleicher Maßstab vorausgesetzt wird. Wie bereits in Abschnitt 2.4 schematisch erläutert, sind die Argumente der verbleibenden Drehungen die so genannten Erdorientierungsparameter oder EOPs. Da diese EOPs keineswegs zeitlich konstant sind, müssen sie in regelmäßigen Abständen innerhalb des Programmablaufs von RTIGU-Control aktualisiert werden. RTIGU-Control vollzieht eine solche Koordinatentransformation zwischen erdfestem und himmelfestem System bei der Ermittlung der Abweichungen der in Echtzeit berechneten Satellitenbahnen und Geschwindigkeiten zu jenen aus den IGU-Produkten (siehe Abschnitt 2.3 und 6.2).

RTIGU-Control bezieht die aktuellen EOPs vom ftp-Server des *United States Naval Observatory* (USNO). Das USNO stellt eine Vielzahl astronomischer Daten und Produkte zur Verfügung und wartet den Zeitstandard für die Vereinigten Staaten sowie für das US Verteidigungsministerium [USNO]. Die bereitgestellten EOPs werden dabei in die Kategorien täglich, wöchentlich und jährlich (*long term*) eingeteilt, je nach Aktualisierungsrate. Das USNO übernimmt zudem auch die Funktion des *Rapid Service / Prediction Center* im Bereich Erdrotation innerhalb des Internationalen Erdrotations Service (IERS). Für Echtzeit-Anwendungen werden die täglichen EOP-Datenserien benötigt. Diese werden in Form einer ASCII-Datei den Nutzern zur Verfügung gestellt, welche sämtliche Lösungen für die EOPs der letzten 90 Tage (gezählt vom aktuellen Tag), plus 15 Tage EOP Prädiktionen enthält. Die Aktualisierung der Daten erfolgt täglich um 17:05 UTC. Die EOPs sind in folgender Datenstruktur in der Datei eingetragen:

- Modifiziertes Julianisches Datum (MJD)
- Beide Komponenten der Polbewegung und deren Genauigkeitsabschätzung (in Bogensekunden)
- Differenz $UTC - UT1$ (dUT1, in Zeitsekunden)
- Präzessions-, Nutationswinkel und deren Genauigkeitsabschätzung (in Bogensekunden)

RTIGU-Control liest jeweils die EOPs des aktuellen Tages und jene des darauf folgenden Tages in die Programmstruktur ein. Die Berechnung der für einen beliebigen Tageszeitpunkt gültigen EOPs erfolgt schließlich mittels linearer Interpolation (Formel (5.3)).

$$EOP(t) = EOP(t_k) + (EOP(t_{k+1}) - EOP(t_k)) * h \quad (5.3)$$

Dabei steht EOP für einen der Erdorientierungsparameter, t ist der Berechnungszeitpunkt, t_k bzw. t_{k+1} stehen für 0 Uhr UTC des aktuellen und des darauf folgenden Tages und h ist das Interpolationsintervall (z.B.: für 12 UTC des aktuellen Tages hätte h den Wert 0.5). Auf diese Weise werden vor jeder Koordinatentransformation erdfest-himmelfest (oder umgekehrt) die jeweils aktuellen EOPs ermittelt und in den Transformationsalgorithmus (Formel (2.5)) eingeführt. RTIGU-Control bezieht die aktuellen EOPs direkt vom ftp-Server des USNO zu Programmstart und dann jeweils einmal pro Tag. Die EOPs des aktuellen Tages beruhen dabei bereits auf Auswertungen tatsächlicher Messdaten, die des darauf folgenden Tages wurden durch Prädiktion ermittelt.

5.1.4 Bezug und Verwendung aktueller VMF1-Gitterdaten

Elektromagnetische Wellen, welche sich im Vakuum mit Lichtgeschwindigkeit ausbreiten, erleiden auf ihrem Weg durch die Erdatmosphäre, abhängig von deren Frequenz, eine mehr oder weniger große Beeinträchtigung (Verzögerung) der Ausbreitungsgeschwindigkeit und des Signalwegs. Die meisten hochfrequenten Signale (UV, Röntgenstrahlung, etc.) werden sogar zur Gänze von der Erdatmosphäre absorbiert. Das spektrale Absorptionsverhalten elektromagnetischer Strahlung durch die Erdatmosphäre ist in Abbildung 5.4 veranschaulicht.

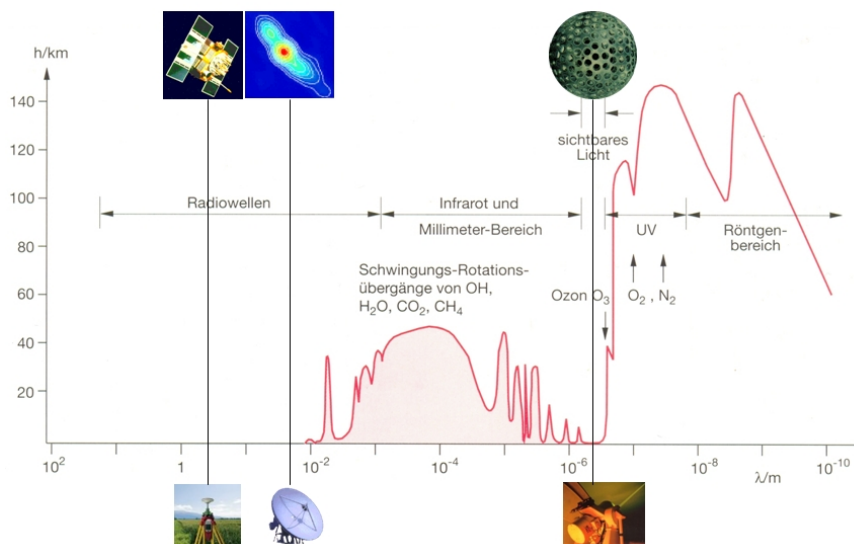


Abbildung 5.4: Spektrales Absorptionsverhalten (Demtröder, 1999)

Neben dem “optischen Fenster” sind es vor allem Signale im Mikro- und Radiowellenbereich, die zwar von der Erdatmosphäre beeinflusst werden, aber bis zur Erdoberfläche dringen. Das Satellitennavigationssystem GPS operiert im Mikrowellenbereich bei etwa 1.5 GHz. Im geodätischen Sinn wird die Erdatmosphäre in die Bereiche Ionosphäre (80–1000 km Höhe) und Troposphäre (der feuchte Bereich der Troposphäre reicht im Mittel bis etwa 10 km Höhe) eingeteilt. Die frequenzabhängige (dispersive) Beeinflussung der GPS Signale durch die Ionosphäre kann bis auf die in den meisten Fällen vernachlässigbaren Terme höherer Ordnung durch geeignete Linearkombinationen, beispielsweise der Signale auf den Frequenzen L1 und L2, eliminiert werden. Hingegen muss die frequenzunabhängige (nicht dispersive) Beeinflussung der GPS Signale durch die Troposphäre modelliert bzw. innerhalb der Auswertung der Beobachtungen mitgeschätzt werden.

Allgemein formuliert wird die troposphärische Laufzeitverzögerung (unter Annahme azimuthaler Symmetrie) durch die Beziehung

$$\Delta L(e) = \Delta L_h^z * m f_h(e) + \Delta L_w^z * m f_w(e) \quad (5.4)$$

beschrieben, bestehend aus einer hydrostatischen und feuchten Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung projiziert auf die Elevation des signalaussendenden Satelliten mittels geeigneter Projektionsfunktionen. Neben einer Vielzahl von möglichen Modellierungsansätzen für die Berücksichtigung der troposphärischen Laufzeitverzögerung wird im Folgenden näher auf die Verwendung der VMF1-Gitterwerte (*Vienna Mapping Function 1*) eingegangen, welche eine elegante Lösung im Hinblick auf die Berücksichtigung der troposphärischen Laufzeitverzögerung der GNSS-Satellitensignale für Echtzeit-Anwendungen darstellen. Die VMF1 wurde im Laufe der letzten Jahre am Institut für Geodäsie und Geophysik der Technischen Universität Wien entwickelt. Die Grundidee der VMF1 basiert auf der Strahlverfolgung (*Ray Tracing*) der Signale durch die Atmosphäre (Troposphäre) unter Verwendung numerischer Wettermodelle des *European Centre for Medium-Range Weather Forecasts* (ECMWF) [Böhm et al., 2006]. Neben der Projektionsfunktion werden ebenfalls die hydrostatischen und feuchten Laufzeitverzögerungen in Zenitrichtung mittels numerischer Wettermodelle bestimmt. Die VMF1-Gitterwerte basieren auf einem globalen Raster mit einer räumlichen Auflösung von $2.5^\circ \times 2.0^\circ$ in Länge und Breite und einer zeitlichen Auflösung von 6 Stunden. Für *Postprocessing*-Anwendungen sind diese für sämtliche Jahre seit 1994 verfügbar und können direkt über die Internet-Seite des Instituts für Geodäsie und Geophysik der Technischen Universität Wien bezogen werden [VMF1-Gitter]. Für wissenschaftliche Anwendungen werden prädierte VMF1-Gitterwerte für den aktuellen Tag und den darauf folgenden Tag, basierend auf

Vorhersagemodellen des ECMWF, zur Verfügung gestellt. Diese Daten sind nur authentifizierten Benutzern zugänglich. Abbildung 5.5 zeigt den Aufbau einer VMF1-Gitter ASCII-Datei.

```

! Version:          1.0
! Source:          J. Boehm, TU Vienna (created: 2010-05-11)
! Data_types:     VMF1 (lat lon ah aw zhd zwd)
! Epoch:         2010 05 10 12 00 0.0
! Scale_factor:   1.e+00
! Range/resolution: -90 90 0 360 2 2.5
! Comment:        www.hg.tuwien.ac.at/~ecmwf1
.
.
.
50.0 352.5 0.00123129 0.00052272 2.3006 0.0699
50.0 355.0 0.00123168 0.00049448 2.2934 0.0568
50.0 357.5 0.00123223 0.00053238 2.2957 0.0808
48.0 0.0 0.00123598 0.00056227 2.2395 0.1302
48.0 2.5 0.00123782 0.00055898 2.2268 0.1266
48.0 5.0 0.00123869 0.00053298 2.2027 0.1208
48.0 7.5 0.00123883 0.00051353 2.0966 0.1036
48.0 10.0 0.00124022 0.00051613 2.0699 0.1009
48.0 12.5 0.00124161 0.00052400 2.0476 0.1039
48.0 15.0 0.00124240 0.00051417 2.0162 0.0947
.
.
.

```

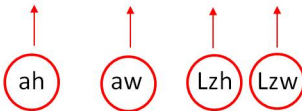


Abbildung 5.5: Aufbau der VMF1-Gitterwerte

Einem allgemeinen Datei-Header folgend, werden darin für jeden einzelnen Gitterpunkt des globalen $2.5^\circ \times 2.0^\circ$ Rasters, beginnend beim Punkt 90° nördl. Breite, 0° Länge bis 90° südliche Breite, 357.5° westl. Länge, vier Parameter bereitgestellt. Es sind dies die beiden Eingangsparameter ah und aw für die hydrostatische und feuchte VMF1, sowie die Modellwerte Lzh und Lzw für die hydrostatische und feuchte Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung. Das Modell der hydrostatischen und feuchten VMF1, bzw. die Bedeutung der Koeffizienten ah und aw ist in Abschnitt 5.2 oder aber auch bei [Böhm et al., 2006] beschrieben.

Der Bezug bzw. die Aktualisierung der VMF1-Gitterwerte erfolgt innerhalb von RTIGU-Control beim Programmstart bzw. täglich um 08:00 UTC. Die zeitliche Auflösung der VMF1-Gitterwerte beträgt 6 Stunden, d.h. pro Tag stehen 4 Datensätze der VMF1-Gitterwerte zur Verfügung, welche alle gemeinsam auf den Download-Server gestellt werden. Aus diesem Grund bezieht RTIGU-Control immer alle 8 VMF1-Gitterdateien (4 für den aktuellen Tag, 4 für den nächsten Tag) gleichzeitig über http-Zugriff von der Internetseite des IGG und legt diese in einem lokalen Ordner auf der Festplatte ab. Anschließend werden folgende Arbeitsschritte durchgeführt:

1. Für alle verfügbaren Stationen werden die 4 die Stationen umschließenden Rasterpunkte des VMF1-Gitters ermittelt.
2. Für die in Punkt 1 ermittelten 4 Rasterpunkte einer Station werden daraufhin die 4 Parameter ah , aw , Lzh und Lzw aus allen 8 VMF1-Gittersätzen (geltend für die Zeitpunkte 0, 6, 12 und 18 Uhr UTC des aktuellen und des nächsten Tages) extrahiert. Um Extrapolationsfehler bei der Berechnung der hydrostatischen Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung Lzh für die Stationshöhe klein zu halten, beziehen sich die VMF1-Gitterwerte für Lzh entsprechend der jeweils am Ort des Rasterpunkts vorliegenden Topographie auf eine bestimmte ellipsoidische Höhe. Informationen über die für jeden einzelnen Rasterpunkt gültige Referenzhöhe sind ebenfalls auf der IGG-Internetseite verfügbar. Die Berechnung der Werte für Lzh , bezogen auf die Stationshöhe, kann mittels der Faustformel

$$\Delta L_h^z(H_{Stat}) = \Delta L_h^z(H_{Raster}) + \frac{(H_{Raster} - H_{Stat}) * 0.003}{10} \quad (5.5)$$

berechnet werden.

3. Interpolation der Parameter ah , aw , Lzh und Lzw auf die Stationskoordinaten für alle 8

Berechnungszeiten. Verwendet wird dafür ein linearer, 2-dimensionaler Interpolationsansatz (Abbildung 5.6).

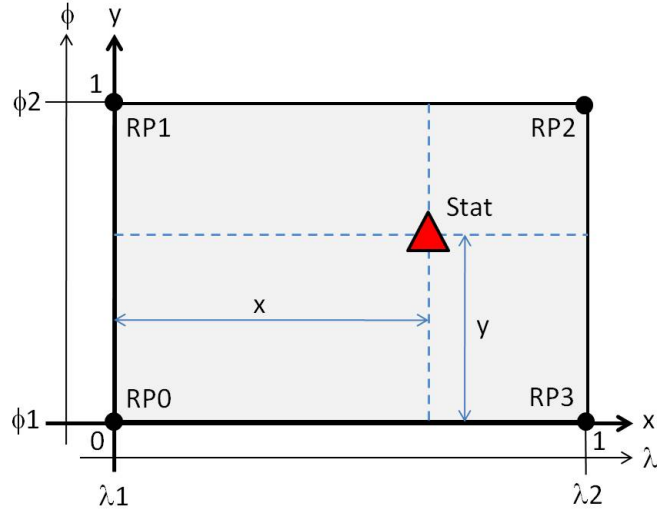


Abbildung 5.6: Schema 2D-Interpolation

Als erstes werden die Parameter x und y berechnet (λ_{Stat} , λ_0 , φ_{Stat} und φ_0 in Grad).

$$x = (\lambda_{Stat} - \lambda_0)/2.5 \quad (5.6)$$

$$y = (\varphi_{Stat} - \varphi_0)/2.0 \quad (5.7)$$

Es folgt die Berechnung der Gewichtungsfaktoren der einzelnen Gitterpunkte.

$$W_0 = (1 - x) * (1 - y) \quad (5.8)$$

$$W_1 = (1 - x) * y \quad (5.9)$$

$$W_2 = x * y \quad (5.10)$$

$$W_3 = x * (1 - y) \quad (5.11)$$

Die interpolierten Parameter ergeben sich schließlich aus

$$Par_{Stat} = \sum_{i=0}^3 W_i * Par_i \quad (5.12)$$

4. Verspeicherung der interpolierten Parameter ah , aw , Lzh und Lzw aller Stationen aller 8 VMF1-Gittersätze in der Programmstruktur von RTIGU-Control für die weitere Berechnung der troposphärischen Laufzeitverzögerung der einzelnen Satellitensignale.

Im unwahrscheinlichen Fall, dass die VMF1-Gitterwerte nicht verfügbar sind, wird die troposphärische Laufzeitverzögerung mittels dem modifizierten Modell von Saastamoinen berücksichtigt. Dieser Modellansatz verwendet Parameter einer "Standardatmosphäre" und benötigt daher als Eingangsgröße

nur die Höhe des Beobachters (der Station). In weiterer Folge wird nicht näher auf diese Methode eingegangen, sondern es sei hier nur auf die Beschreibung dieses Modells beispielsweise bei [Xu, 2003] hingewiesen.

5.1.5 Weitere externe Datenquellen (Offline)

Hierunter fallen jene Eingangsparameter, welche auf längere Sicht keinen bzw. keinen signifikanten Änderungen unterworfen sind oder auf lange Zeit im Voraus zur Verfügung stehen. Abgelegt sind diese Parameter in ASCII-Dateien, in einem lokalen Ordner von RTIGU-Control. Folgende externe Daten sind dieser Kategorie zuzuordnen:

Stationskoordinaten: Beobachtungsdaten wurden mit dem RTIGS-Archiver (siehe Abschnitt 4.3) über einen Zeitraum von einem Tag für jede beteiligte Station des RTIGS-Netzwerks aufgezeichnet. Die aufgezeichneten Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen können dazu verwendet werden, um mittels *Precise Point Positioning* (PPP) Stationskoordinaten zu ermitteln. Im vorliegenden Fall wurde der Online PPP-Service von NRCAN verwendet [Online-PPP]. Sämtliche berechneten Koordinatenlösungen befinden sich anschließend im Koordinatenrahmen IGS05 zur Epoche der Datenaufnahme und werden innerhalb von RTIGU-Control als Referenzkoordinaten verwendet. Des Weiteren beziehen sich aufgrund fehlender Informationen hinsichtlich der an den Stationen verwendeten Antennentypen die Stationskoordinaten auf das Phasenzentrum der ionosphärenfreien Linearkombination L3. Die Aktualisierung der Koordinaten erfolgt 1 mal pro Jahr. In diesem Zusammenhang soll erwähnt werden, dass es im Interesse der RTWG wäre, einheitliche Koordinatensätze der Echtzeitstationen den beteiligten Analysezentren zur Verfügung zu stellen, um dadurch Konformität der erzeugten Echtzeitprodukte zu gewährleisten.

Absolute Antennen-Offsets: Sämtliche Bahn- und Uhrprodukte des IGS beziehen sich auf das Massenzentrum der Satelliten [Kouba, 2009]. Da sich die an den Stationen aufgezeichneten Beobachtungsdaten allerdings auf das Antennenphasenzentrum beziehen, ist zusätzlich eine Korrektur um den entsprechenden Antennen-Offset anzubringen, um Konformität mit den IGS-Richtlinien zu erreichen. Die Größe der Antennen-Offsets der einzelnen Satelliten kann der Datei "igs05.atx", ebenfalls über IGS erhältlich, entnommen werden. Darin sind neben den Antennen-Offsets der Satellitensendeantennen, auch die Kalibrierungsdaten einer Vielzahl von am Markt befindlichen GNSS-Antennen eingetragen. Die Aktualisierung innerhalb von RTIGU-Control erfolgt manuell bei Bedarf.

Sonnen- und Mondephemeriden: Um den Einfluss der festen Erdzeiten auf die Stationskoordinaten berücksichtigen zu können und auch im Hinblick auf die Korrektur der Beobachtungen hinsichtlich Antennenphasenzentrums-Offset (Orientierung der Satelliten in Bezug auf die Sonne, siehe Abschnitt 5.2), ist es notwendig, die Positionen von Sonne und Mond relativ zur Erde zu kennen. Der Bezug der Sonnen- und Mondephemeriden erfolgt über das System "Horizons" vom *Jet Propulsion Laboratory* (JPL) der NASA. Dieses Online-Portal erlaubt dem Nutzer, neben detaillierten Informationen über unser Sonnensystem und den darin enthaltenen Planeten und Körpern, benutzerdefinierte präzise Produkte der Ephemeriden einzelner Objekte zu generieren und zu beziehen [Horizons]. Im Falle von RTIGU-Control sind das die kartesischen Koordinaten von Sonne und Mond, gegeben im geozentrischen inertialen Koordinatenrahmen ICRF zur Epoche J2000.0, bezogen auf den mittleren Äquator und mittleren Frühlingspunkt. Für den Zeitraum eines Jahres und einer zeitlichen Auflösung von 15 Minuten sind die Positionen beider Körper in ASCII-Dateien abgelegt und werden bei Bedarf von RTIGU-Control abgefragt. Die Aktualisierung erfolgt manuell jeweils zum Jahresende. "Horizons" liefert die kartesischen Koordinaten bezogen auf "Geozentrische Koordinatenzeit" (TCG). Um die Positionen der beiden Himmelskörper innerhalb RTIGU-Control nutzen zu können, müssen sie zuvor noch mittels

$$GPST = TCG - 51.184s - 6.969290134E^{-10} * (MJD - 43144) * 86400s \quad (5.13)$$

in die GPS-Zeitskala (GPST) umgerechnet werden [Heinkelmann, 2008, IERS Conventions, 2003]. MJD steht dabei für das modifizierte Julianische Datum.

5.2 Beobachtungs-Modul - Aufbereitung der Beobachtungsdaten

Die Echtzeit-Beobachtungsdaten der RTIGS-Stationen müssen vor der eigentlichen Schätzung der Uhr- und Bahnparameter aufbereitet werden. Diese Aufbereitung erfolgt mit Hilfe des dafür entwickelten Beobachtungs-Moduls. Dieses Beobachtungs-Modul besteht aus einer Abfolge diverser Funktionen und Algorithmen zur Verarbeitung, Korrektur und Kontrolle der eingehenden Beobachtungsdaten. Aufgerufen und gesteuert von RTIGSMR werden die bereits nach Stationen sortierten Beobachtungen zu allen angemessenen Satelliten einzeln behandelt und wieder in einer stationsorientierten Struktur einerseits an RTIGSMR und in weiterer Folge an das Parameter-Modul retourniert (siehe Abschnitt 5.3). Abbildung 5.7 zeigt das Ablaufschema des Beobachtungs-Moduls.

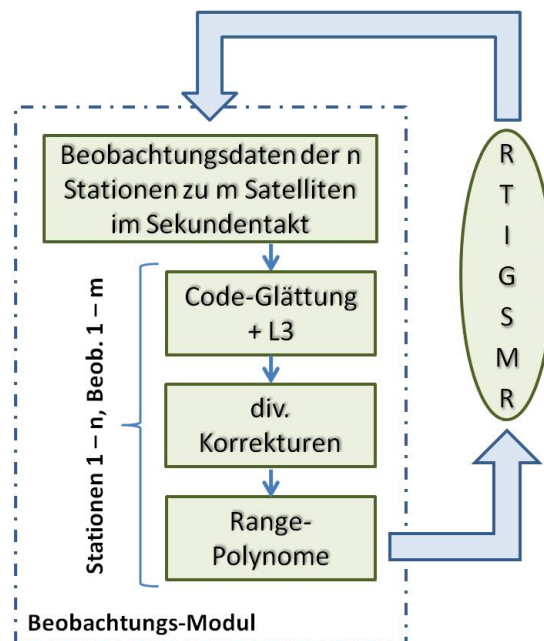


Abbildung 5.7: Ablaufschema des RTIGU-Control Beobachtungs-Moduls

Jede Beobachtungsgruppe zu den einzelnen Satelliten, bestehend aus P1/C1, L1, P2 und L2 Beobachtungen durchläuft dabei maximal 3 wesentliche Schritte:

1. Code-Glättungsalgorithmus, *Cycle-Slip*-Kontrolle und Bildung der ionosphärenfreien Linearkombination
2. Anbringung der Korrekturen für die troposphärische Verzögerung, Relativistik und Antennenphasenzentrums-Offset
3. Ermittlung des Signalsendezeitpunkts, Erstellung der "Range-Polynome" (RP) und "Range-Interpolation"

An dieser Stelle sei zur besseren Vorstellung über die von der CPU zu leistenden Rechenoperationen noch erwähnt, dass beispielsweise bei einer fiktiven Annahme von 70 Stationen und pro Station 8 beobachteten Satelliten, die Berechnungsschritte 1-3 pro Sekunde 560 mal durchlaufen werden.

5.2.1 Code-Glättung, Cycle-Slip-Kontrolle und ionosphärenfreie Linearkombination

Im ersten Teil des Beobachtungs-Moduls werden die von den Stationen eingehenden Beobachtungen einem Code-Glättungsalgorithmus unterzogen. Genauer gesagt spricht man bei den resultierenden Beobachtungsgrößen von phasengeglätteten Code-Beobachtungen. RTIGU-Control verwendet dazu einen bei [Hofmann-Wellenhof, 2008] vorgeschlagenen Glättungsalgorithmus mittels Gewichtung der verschiedenen Beobachtungsgrößen. Als Beobachtungsgrößen dienen sowohl Code- als auch Phasenmessungen. Aufgrund seines einfach zu programmierenden rekursiven Aufbaus ist dieser Ansatz vor allem für Echtzeit-Anwendungen gut geeignet. Der nennenswerte Vorteil der geglätteten Code-Beobachtungen im Vergleich zu den originären Code-Messungen ist dessen deutlich herabgesetzter Rauschpegel. Tabelle 5.1 enthält typische Werte für den Rauschlevel der einzelnen Beobachtungsgrößen.

Beobachtungsgröße	Rauschlevel
Code- <i>Pseudorange</i> C/A-Code	1.5 m
Code- <i>Pseudorange</i> P-Code	0.3 m
Phasen- <i>Pseudorange</i>	0.002 m

Tabelle 5.1: Typische Rauschlevel einzelner Beobachtungsgrößen

Ausgehend von den Phasenbeobachtungen $\Phi(t_i)$ zur Epoche i auf einer bestimmten Frequenz f wird unter Verwendung der geglätteten Code-Beobachtung $R(t_{i-1})_{sm}$ und der Phasenmessung $\Phi(t_{i-1})$ der Vorepoche ein extrapoliertes (prädizierter) Wert für die Code-Beobachtung zur Epoche i $R(t_i)_{ex}$ berechnet.

$$R(t_i)_{ex} = R(t_{i-1})_{sm} + (\Phi(t_i) - \Phi(t_{i-1})) \quad (5.14)$$

Der prädizierte Wert der aktuellen Code-Beobachtung wird schließlich gemeinsam mit der gemessenen Code-Beobachtung $R(t_i)$ und dem Gewichtungsfaktor w für die Berechnung der geglätteten Code-Beobachtung zur aktuellen Epoche i verwendet.

$$R(t_i)_{sm} = w * R(t_i) + (1 - w) * R(t_i)_{ex} \quad (5.15)$$

Gestartet wird der Algorithmus durch die Anfangsbedingungen $R(t_1) = R(t_1)_{ex} = R(t_1)_{sm}$ und $w = 1$. Der Gewichtungsfaktor w ist zeitabhängig und nimmt von Epoche zu Epoche um 0.01 ab. Das bedeutet, dass mit fortschreitender Beobachtungsdauer das Gewicht von der originären Code-Beobachtung auf die extrapolierte Code-Beobachtung, also jene Beobachtung gebildet aus Phasendifferenzen, übergeht. Bei einer Datenrate von 1 Sekunde (1 Hz) werden nach 100 Epochen nur mehr Phasendifferenzen für die Fortschreibung der geglätteten Code-Beobachtungen benötigt. Abbildung 5.8 zeigt die Wirkung des eben beschriebenen Glättungsalgorithmus im Vergleich zu Code-Beobachtungen ohne Glättung. Dabei sind auf der x-Achse die fortschreitenden Epochen und auf der y-Achse die zugehörigen *Pseudorange*-Residuen aufgetragen.

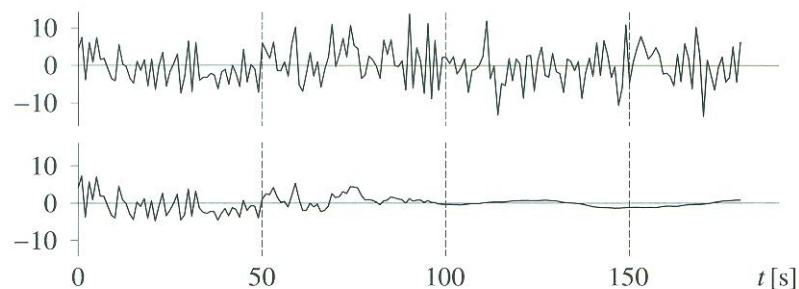


Abbildung 5.8: *Pseudorange*-Residuen ohne und mit Glättung [Hofmann-Wellenhof, 2008]

Der eben vorgestellte Algorithmus funktioniert nur im Falle fehlerfreier Phasenbeobachtungen. Bei einer Änderung der ganzzahligen Mehrdeutigkeiten der Phasenbeobachtungen (*Cycle-Slips*; wenn beispielsweise das Signal vom Satelliten zum Empfänger kurzzeitig durch ein Hindernis unterbrochen wurde, oder aber auch durch starke Ionosphäreneinflüsse), würde der Glättungsalgorithmus versagen und falsche Werte liefern. Daher wurde zusätzlich zum Glättungsalgorithmus eine einfache, aber effektive Detektion der sprunghaften Änderungen von Mehrdeutigkeiten integriert. Die Bedingung (5.16) muss von den Phasen-Beobachtungen erfüllt werden, um als nicht verfälscht erkannt zu werden:

$$|(\Phi_1(t_i) - \Phi_1(t_{i-1})) - (\Phi_2(t_i) - \Phi_2(t_{i-1}))| \approx 0 \quad (5.16)$$

Dabei entspricht die erste Klammer der zeitlichen Phasendifferenz auf der ersten Frequenz, die zweite Klammer jener auf der zweiten Frequenz. Die Phasenmessungen seien hier bereits durch Multiplikation mit der entsprechenden Wellenlänge der Signale in metrische Einheiten umgerechnet. Betrachtet man die GPS-Beobachtungsgleichung für Phasenmessungen (Formel (3.6)), so wird klar, dass vor allem bei den kurzen Zeitintervallen von 1 Sekunde, die Phasendifferenzen nur Änderungen in der Strecke Satellit-Empfänger und Änderungen der Satelliten- und Empfängeruhrfehler beinhalten. Sämtliche andere Beobachtungseinflüsse, wie z.B. Einflüsse der Troposphäre, Relativistik, aber auch der frequenzabhängige Einfluss der Ionosphäre, haben Änderungsraten $\gg 1$ Sekunde, sodass diese bei Subtraktion aufeinander folgender Phasen-Messungen nahezu vollständig eliminiert werden. Andererseits sind die zuvor angesprochenen Größen in den beiden berechneten Phasendifferenzen frequenzunabhängig und sollten daher im Regelfall näherungsweise gleich groß sein. Tritt nun in einem der beiden Signale (oder auch in beiden) ein *Cycle-Slip* auf, wird die Bedingung in Formel (5.16) nicht mehr erfüllt, was vom Beobachtungs-Modul erkannt wird. In diesem Fall wird die entsprechende geglättete Code-Beobachtung vom weiteren Berechnungsverlauf ausgeschlossen, der Gewichtungsfaktor $w = 1$ gesetzt und der 100 Epochen andauernde Glättungsalgorithmus für diese Beobachtung neu initialisiert.

Nach Programmstart von RTIGU-Control folgt eine 100 Sekunden (100 Epochen) dauernde Initialisierungsphase. Dies ist genau jene Zeitdauer, die von den Beobachtungen benötigt wird um den oben beschriebenen Glättungsalgorithmus einmal zu durchlaufen. Danach werden nur noch Phaseninformationen verwendet. Erst jetzt werden die geglätteten Beobachtungen den Schritten 2 und 3 des Beobachtungsmoduls für die weiteren Berechnungsschritte übergeben. Zuvor wird aber noch die ionosphärenfreie Linearkombination R_3 gebildet.

$$R_3 = \frac{f_1^2 R_1 - f_2^2 R_2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (5.17)$$

f_1 und f_2 sind die Frequenzen beider Signale, R_1 und R_2 die geglätteten Code-Beobachtungen (siehe Formel (5.15)). Es werden demnach zuerst die Code-Messungen zu einem Satelliten auf beiden Frequenzen geglättet und danach erst der ionosphärische Einfluss mittels der ionosphärenfreien Linearkombination eliminiert. Es könnte genauso zuerst der Einfluss der Ionosphäre eliminiert und danach die Glättung durchgeführt werden. Der Grund für die Verwendung der (rechenintensiveren) ersten Variante liegt schlichtweg im günstigeren Rauschverhalten der Code-Signale auf den Frequenzen f_1 und f_2 im Vergleich zum Signal auf f_3 . Dies kann einfach durch Anwendung des Fehlerfortpflanzungsgesetzes auf die Linearkombination in Formel (5.17) und den Werten für den Rauschlevel der einzelnen Signale aus Tabelle 5.1 verifiziert werden. Im Falle, dass die Glättung auf L1 mit dem C/A (C1) Code durchgeführt wurde, muss wie bereits in Abschnitt 5.1.2 beschrieben noch eine Korrektur bezüglich der DCBs nach Beziehung (5.2) angebracht werden.

Am Ende dieses Arbeitsschrittes, stehen nach erfolgreicher Glättung für sämtliche Beobachtungen der einzelnen Stationen zu den sichtbaren Satelliten phasengeglättete, ionosphärenfreie Code-Beobachtungen zur Verfügung, welche je nach Modulstatus (Berechnungsintervall) an die Schritte 2 und 3 des Beobachtungsmoduls zur weiteren Korrektur anderer Effekte und Aufbereitung übergeben werden.

5.2.2 Beobachtungskorrekturen

Die Schätzung der Uhr- und Bahnparameter erfolgt im Abstand von 30 Sekunden immer zur vollen bzw. halben Minute (bezogen auf GPS-Zeit). Des Weiteren werden für die Auswertung einer Schätzepoche nur die Beobachtungen 7 Sekunden vor bis 7 Sekunden nach der entsprechenden Epoche für die Erstellung der einzelnen "Range-Polynome" verwendet. Das bedeutet, dass im Gegensatz zu der im vorigen Abschnitt 5.2.1 beschriebenen Code-Glättung, die im Folgenden beschriebenen Beobachtungskorrekturen und auch die im nächsten Abschnitt erläuterte Erstellung und Auswertung der "Range-Polynome" nicht jede Sekunde durchgeführt wird. Dieser Abschnitt behandelt die zusätzlich an die phasengeglätteten ionosphärenfreien Code-Beobachtungen anzubringenden Streckenkorrekturen. Es sind dies:

1. Korrektur der troposphärischen Laufzeitverzögerung
2. Relativistische Korrekturen
3. Korrektur vom Antennenphasenzentrum der Sendeantenne zum Massenzentrum des Satelliten
4. Einfluss der Gezeiten der festen Erde auf die Stationskoordinaten
5. Korrektur des sogenannten *Phase-Wind-Up*

Wie in Abschnitt 5.1.4 beschrieben, wird die **troposphärische Laufzeitverzögerung** allgemein durch die in Gleichung (5.4) dargestellte Form modelliert. Die Werte der hydrostatischen und feuchten Laufzeitverzögerung ΔL_h^z und ΔL_w^z wurden aus den VMF1-Gitterdateien ausgelesen und stationsweise im Abstand von 6 Stunden für den aktuellen und den darauf folgenden Tag interpoliert. Selbiges gilt für die Eingangsparameter a_h und a_w der VMF1. Die hydrostatische bzw. feuchte VMF1 hat folgende Gestalt [Böhm et al., 2006]:

$$mf_{h,w}(e) = \frac{1 + \frac{a_{h,w}}{1 + \frac{b_{h,w}}{1 + c_{h,w}}}}{\sin(e) + \frac{a_{h,w}}{\sin(e) + \frac{b_{h,w}}{\sin(e) + c_{h,w}}}} \quad (5.18)$$

Darin bedeutet $mf_{h,w}(e)$ die von der Elevation des Satelliten abhängige hydrostatische oder feuchte VMF1, a_h und a_w die zuvor angesprochenen interpolierten Koeffizienten aus dem Gitter, die Größen b_h , b_w und c_w sind empirisch bestimmte Größen ([Böhm et al., 2006]) mit den Werten

$$\begin{aligned} b_h &= 0.0029 \\ b_w &= 0.00146 \\ c_w &= 0.04391 \end{aligned} \quad (5.19)$$

Die Größe c_h wird aus der Stationsbreite für den aktuellen Tag des Jahres berechnet und folgt zu

$$c_h = \left(\left(\cos \left(\frac{doy}{365.25 * 2\pi} + p_{hh} \right) + 1 \right) * \frac{c_{11h}}{2} + c_{10h} \right) * (1 - \cos(lat)) \quad (5.20)$$

doy bezeichnet den Tag des Jahres, ermittelt mit Hilfe des modifizierten julianischen Datums mjd zu

$$doy = mjd - 44266 \quad (5.21)$$

Die Hilfsgrößen p_{hh} , c_{11h} und c_{10h} hängen davon ab, ob die Station auf der Nord- oder Südhalbkugel gelegen ist. Deren Werte sind für die Nordhalbkugel

$$\begin{aligned}
p_{hh} &= 0 \\
c11_h &= 0.005 \\
c10_h &= 0.001
\end{aligned} \tag{5.22}$$

und für die Südhalbkugel

$$\begin{aligned}
p_{hh} &= \pi \\
c11_h &= 0.007 \\
c10_h &= 0.002
\end{aligned} \tag{5.23}$$

Die stationsspezifischen Werte für ΔL_h^z , ΔL_w^z , a_h und a_w aus dem VMF1-Gitter werden für die aktuelle Beobachtungsepoche linear interpoliert, die hydrostatische und feuchte VMF1 ausgewertet und die totale troposphärische Laufzeitverzögerung $\Delta L(e)$ in Richtung des Satelliten mittels Gleichung (5.4) ermittelt und an die betreffende Beobachtung angebracht.

Eine weitere zu berücksichtigende Einflussgröße stellen die **relativistischen Effekte** dar. Aufgrund der elliptischen Bahnen der GPS-Satelliten ist es notwendig, periodische Korrekturen an die Satellitenuhren anzubringen. Diese Uhrkorrekturen können in weiterer Folge durch Multiplikation mit der Vakuumlichtgeschwindigkeit sehr einfach in Streckenkorrekturen umgerechnet werden. Die Berechnung dieses periodischen Effekts kann einerseits mit Hilfe der Keplerbahnparameter

$$\Delta t_{rel} = -\frac{2}{c^2} * \sqrt{GE * a * e} * \sin(E) \tag{5.24}$$

andererseits aber auch mit Hilfe der momentanen Positions- und Geschwindigkeitsvektoren \vec{x}_s und \vec{v}_s des betreffenden Satelliten bewerkstelligt werden [Hofmann-Wellenhof, 2008].

$$\Delta t_{rel} = -\frac{2}{c^2} * \vec{x}_s \cdot \vec{v}_s \tag{5.25}$$

Hierbei ist c die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum, GE das Produkt aus Gravitationskonstante mal Erdmasse, a die große Halbachse der Bahnellipse, e die Bahnexzentrizität und E die exzentrische Anomalie. Da für die Initialisierung der Bahnschätzung innerhalb des Parameter-Moduls von RTIGU-Control ohnehin die Geschwindigkeitsvektoren der Satelliten, berechnet aus den IGU-Bahnen mit Hilfe numerischer Integration (siehe Anhang C) benötigt werden, wird zur Berechnung der periodischen relativistischen Korrektur aufgrund der Bahnelliptizität auf den Ansatz in Formel (5.25) zurückgegriffen. Eine weitere zur Kategorie der relativistischen Effekte gehörende und unbedingt zu berücksichtigende Korrektur wird durch die Rotation der Erde während der Signallaufzeit vom Satelliten zum Empfänger verursacht. Solche, durch die Erdrotation verursachte Effekte werden allgemein als Sagnac-Effekte bezeichnet. Aufgrund der endlichen Ausbreitungsgeschwindigkeit elektromagnetischer Wellen, kommt es zu einer Änderung der Orientierung der Erde in Bezug auf ein raumfestes Koordinatensystem innerhalb der Laufzeit der Signale, was dadurch zu einer Beeinflussung der *Pseudorange*-Messungen führt. Dieser Effekt kann bis zu 30 Meter groß werden und muss daher unbedingt berücksichtigt werden [Xu, 2003]. Die Streckenkorrektur $\Delta \rho$ berechnet sich aus

$$\Delta \rho_{rel} = -\frac{[(\vec{r}_r - \vec{r}_s) \cdot \vec{v}_r]}{c} \tag{5.26}$$

Wobei \vec{r}_r und \vec{r}_s die geozentrischen kartesischen Koordinaten der Beobachtungsstation und des Satelliten bedeuten, $\vec{v}_r = \vec{\omega}_e \times \vec{r}_r$ ist die Geschwindigkeit der Station aufgrund der Erdrotation

dargestellt durch den Vektor der Erdrotation $\vec{\omega}_e$ in Bezug auf das raumfeste Koordinatensystem und c bezeichnet die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum.

Die dritte anzubringende Streckenkorrektur behandelt den Übergang vom **Antennenphasenzentrum zum Massenzentrum** der einzelnen Satelliten. Dafür werden zum Einen die zu Programmstart (siehe Abschnitt 5.1) eingelesenen absoluten Antennen-Offsets, zum Anderen die aktuelle Satelliten- und Sonnenposition im erdfesten geozentrischen Koordinatensystem (TRS), die Orientierung des Satelliten im TRS, sowie die Stationskoordinaten benötigt. Die an die Beobachtungen anzubringende Streckenkorrektur $\Delta\rho_{Ant}$ errechnet sich aus den Distanzen Station-Massenzentrum minus Station-Antennenphasenzentrum zu

$$\Delta\rho_{Ant} = \sqrt{d_{X,MZ}^2 + d_{Y,MZ}^2 + d_{Z,MZ}^2} - \sqrt{d_{X,PhZ}^2 + d_{Y,PhZ}^2 + d_{Z,PhZ}^2} \quad (5.27)$$

$d_{i,j}$ mit $i = X, Y, Z$ und $j = MZ, PhZ$ bezeichnen die kartesischen Komponenten der beiden Differenzvektoren $\vec{d}_{MZ} = \vec{x}_r - \vec{x}_{s,MZ}$ und $\vec{d}_{PhZ} = \vec{x}_r - \vec{x}_{s,PhZ}$, gebildet aus den Stationskoordinaten \vec{x}_r und den Satellitenkoordinaten $\vec{x}_{s,MZ}$ und $\vec{x}_{s,PhZ}$ bezüglich Massenzentrum und Antennenphasenzentrum des Satelliten. Die Koordinaten des Massenzentrums des Satelliten werden mittels Interpolation aus den IGU-Bahnen berechnet. Für die Ermittlung der Koordinaten des Antennenphasenzentrums wird der jeweilige Offsetvektor an die Position des Massenzentrums addiert. Dieser Offsetvektor ist aber in einem satellitenspezifischen Koordinatensystem mit Ursprung im Massenzentrum des Satelliten (siehe Abschnitt 2.3) gegeben. In einem Vorab-Schritt wird daher der Antennen-Offsetvektor vom satellitenspezifischen Koordinatensystem ins geozentrisch-erdfeste Koordinatensystem umgerechnet. Dazu werden die Einheitsvektoren der Koordinatenachsen des Satellitensystems (\vec{e}_{K1} , \vec{e}_{K2} , \vec{e}_{K3}) im geozentrisch-erdfesten System ausgedrückt und mit den Koordinatenkomponenten des Offsetvektors multipliziert.

$$\vec{e}_{K3} = -\frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \quad (5.28)$$

$$\vec{e}_{K2} = \frac{\vec{e}_{K3} \times \vec{n}_{sun}}{|\vec{e}_{K3} \times \vec{n}_{sun}|} \quad (5.29)$$

$$\vec{e}_{K1} = \vec{e}_{K2} \times \vec{e}_{K3} \quad (5.30)$$

$$\vec{n}_{sun} = \frac{\vec{r}_s - \vec{r}}{|\vec{r}_s - \vec{r}|} \quad (5.31)$$

$$Offset_{TRF} = x\vec{e}_{K1} + y\vec{e}_{K2} + z\vec{e}_{K3} \quad (5.32)$$

Hierbei bedeuten \vec{r} und \vec{r}_s die Ortsvektoren des betreffenden Satelliten und der Sonne im geozentrisch-erdfesten Koordinatensystem, x , y und z sind die Komponenten des absoluten Antennen-Offsets im Satellitensystem und $Offset_{TRF}$ ist der resultierende Offsetvektor. Dieser kann nun an den Vektor des Massenzentrums des Satelliten addiert werden, um den Ortsvektor des Antennenphasenzentrums zu erhalten.

$$\vec{x}_{s,PhZ} = \vec{x}_{s,MZ} + Offset_{TRF} \quad (5.33)$$

Die entsprechenden Koordinaten der Sonne werden mittels Lagrange-Interpolation (siehe Anhang A) aus den ebenfalls in Abschnitt 5.1 beschriebenen und zu Programmstart eingelesenen Sonnen- und Mondephemeriden berechnet. Da sich die in Abschnitt 5.1.5 berechneten Koordinaten der RTIGS-Stationen auf das Phasenzentrum der jeweiligen Empfangsantenne beziehen, entfällt an dieser Stelle eine dementsprechende Korrektur der Beobachtungsdaten.

Zusammenfassend werden nun die berechneten Streckenkorrekturen für die troposphärische Laufzeitverzögerung (Formel (5.4)), die Beeinflussung durch relativistische Effekte (Formel (5.25) und (5.26)) und den Übergang vom Antennenphasenzentrum zum Massenzentrum des Satelliten

(Formel (5.27)) an die phasengeglätteten ionosphärenfreien Code-Beobachtungen R_3 lt. Formel (5.34) angebracht.

$$R_{3,korr} = R_3 - \Delta L(e) + \Delta t_{rel} * c + \Delta \rho_{rel} + \Delta \rho_{Ant} \quad (5.34)$$

Zuletzt sei in diesem Abschnitt noch auf eine **Korrektur wegen der festen Erdzeiten** hingewiesen, welche aber im Gegensatz zu den oben angeführten Streckenkorrekturen direkt an die Koordinaten der Beobachtungsstationen in Form eines Verschiebungsvektors $\Delta \rho_{Tide}^{\vec{}}$ angebracht wird. Der Effekt der festen Erdzeiten verursacht durch Sonne und Mond kann lt. *IERS-Conventions* [IERS Conventions, 2003] mit

$$\Delta \rho_{Tide}^{\vec{}} = \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j * R_e^4}{GM_{\odot} * R_j^3} \left\{ h_2 \widehat{r} \left(\frac{3}{2} (\widehat{R}_j * \widehat{r})^2 - \frac{1}{2} \right) + 3l_2 (\widehat{R}_j * \widehat{r}) \left[\widehat{R}_j - (\widehat{R}_j * \widehat{r}) \widehat{r} \right] \right\} \quad (5.35)$$

beschrieben werden. Dabei bezeichnet GM_j die lunare ($j = 2$) bzw. die solare ($j = 3$) Gravitationskonstante, GM_{\odot} die Gravitationskonstante der Erde, \widehat{R}_j , R_j den Einheitsvektor Geozentrum-Mond bzw. Geozentrum-Sonne und die Länge des Vektors, R_e den Äquatorradius der Erde, \widehat{r} , r den Einheitsvektor Geozentrum-Station und die Länge des Vektors, h_2 , l_2 die Love- und Shidazahl 2. Grades. Formel (5.35) beschreibt den Verschiebungsvektor der Station aufgrund der Entwicklung des Gezeitenpotentials bis zu den Termen 2. Grades. Terme höherer Ordnung können für die hier vorliegende Anwendung vernachlässigt werden. Deren Einfluss liegt im Bereich weniger Millimeter. Die breitenabhängigen Love- und Shidazahlen h_2 , l_2 können mittels

$$h_2 = 0.6078 - 0.0006 [(3\sin^2\varphi - 1)/2] \quad (5.36)$$

$$l_2 = 0.0847 + 0.0002 [(3\sin^2\varphi - 1)/2] \quad (5.37)$$

berechnet werden. φ bezeichnet hierbei die Breite der Beobachtungsstation.

Ein weiterer Effekt, der allerdings bei RTIGU-Control bisher nicht berücksichtigt wurde, betrifft die **Korrektur des sogenannten Phase-Wind-Up**. Die GPS-Satellitensignale sind rechtshändig kreisförmig polarisiert. Kommt es nun zu einer relativen Rotation zwischen der Sendeantenne des Satelliten und der Empfangsantenne der Station, führt das zu einer Phasenzu- bzw. abnahme, welche als *Phase-Wind-Up* bezeichnet wird. Die Änderung der Phasenmessung durch den Effekt des *Phase-Wind-Up* kann dabei bis maximal einen Phasenzyklus betragen (eine Wellenlänge). Potentielle Quellen für das Auftreten dieses Effekts sind zum Einen die Ausrichtung der Solarpanele der Satelliten zur Sonne und der damit verbundenen Rotation, zum Anderen die Änderung der Geometrie Satellit-Station bei Schattendurchgängen und "Neusatellit"-Phasen. Des Weiteren tritt dieser Effekt bei bewegten Empfängern auf, was aber im Falle von RTIGU-Control mit den statischen RTIGS-Beobachtungsstationen nicht der Fall ist. Die formelmäßige Beschreibung des *Phase-Wind-Up* ist in Beziehung (5.38) angeschrieben.

$$w = \Delta\phi = \text{sign}(z) * \arccos \left(\frac{(\vec{D}' * \vec{D})}{(|\vec{D}'| * |\vec{D}|)} \right) \quad (5.38)$$

mit

$$z = \vec{k} * (\vec{D}' \times \vec{D}) \quad (5.39)$$

$$\vec{D}' = \vec{x}' - \vec{k} (\vec{k} * \vec{x}') - \vec{k} \times \vec{y}' \quad (5.40)$$

$$\vec{D} = \vec{x} - \vec{k} (\vec{k} * \vec{x}) + \vec{k} \times \vec{y} \quad (5.41)$$

Dabei bezeichnen \vec{x} , \vec{y} und \vec{z} die Einheitsvektoren im Satellitensystem (siehe Abschnitt 2.3), \vec{x} , \vec{y} und \vec{z} jene im System der Empfangsanlagen (z.B. statische Stationskoordinaten im ITRF). Für ausführlichere Informationen zum Thema *Phase-Wind-Up* sei an dieser Stelle auf weiterführende Literatur wie z.B. [Wu et al., 1993] oder [Kouba, 2009] verwiesen.

5.2.3 Erstellung der “Range Polynome” (RPs)

Dieser Abschnitt beschäftigt sich mit der Erstellung und Interpolation der RPs. Zu Beginn wird auf die Notwendigkeit der Berechnung von RPs für die Bahnschätzung der Satelliten eingegangen bzw., wie die im vorigen Abschnitt um die Einflüsse der Troposphäre, etc. korrigierten ionosphärenfreien Beobachtungen zu deren Erstellung herangezogen werden. Im Falle einer Positionierungsaufgabe mittels GNSS werden zu einer bestimmten Beobachtungsepoche die einzelnen Messgrößen zu den verfügbaren Satelliten vom Empfänger aufgezeichnet. Für eine Einzelpunktbestimmung mit Code-Messungen kann dann über den Ansatz eines “4-dimensionalen” Kugelschnitts die Nutzerposition sowie der Empfängeruhrfehler zu GPS-Zeit epochenweise aus den zu den Sendezeitpunkten bekannten Satellitenparametern (Positionen und Uhrfehler) ermittelt werden (Abbildung 5.9).

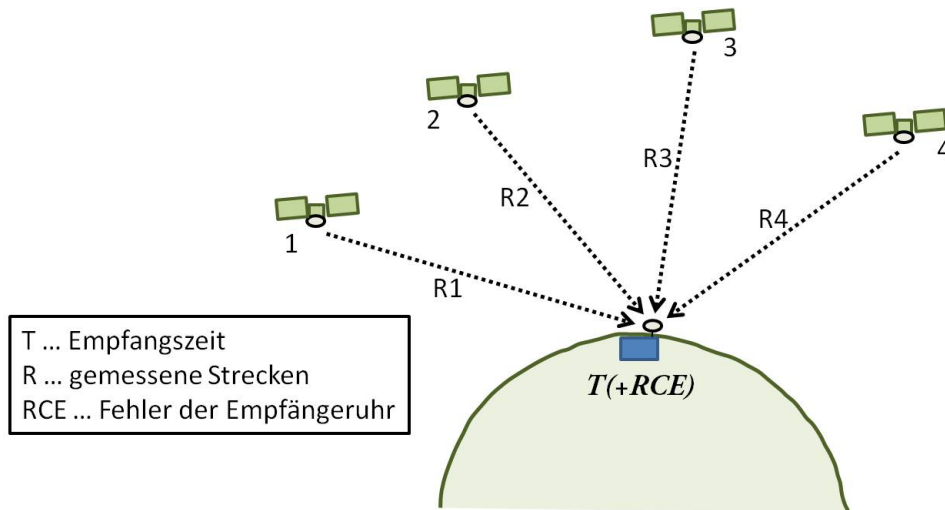


Abbildung 5.9: Prinzip der GPS-Einzelpunktbestimmung

Bei der Bahnschätzung im Parameter-Modul von RTIGU-Control besteht genau die gegenteilige Problematik. Die Position des Satelliten soll zu einer festgelegten Epoche mittels der um die im vorigen Abschnitt beschriebenen Effekte korrigierten phasengeglätteten Code-Beobachtungen zu diversen Stationen bestimmt werden. Das Problem besteht nun darin, dass die an den Stationen aufgezeichneten Beobachtungen zwar alle einen gemeinsamen Empfangszeitpunkt besitzen, aber je nach zurückgelegtem Weg vom Satelliten zum Empfänger einen unterschiedlichen Sendezeitpunkt und damit verbunden jeweils an einer unterschiedlichen Position des Satelliten auf seiner Bahn ausgesendet wurden (Abbildung 5.10).

Für die Bestimmung der Satellitenpositionen wäre es aber erforderlich pro Satellit Beobachtungen mit einem gemeinsamen Sendezeitpunkt zu besitzen. GPS-Satelliten bewegen sich bezogen auf ein raumfestes-geozentrisches Koordinatensystem (CRS) mit einer Geschwindigkeit von etwa 3.8 km/s. Wird nun weiters angenommen, dass sich ein Satellit bezogen auf eine Beobachtungsstation direkt im Zenit befindet ($R1 \approx 20000$ km) und bezogen auf eine andere Station nahe dem Horizont steht ($R2 \approx 26000$ km), legt der Satellit zwischen den beiden Sendezeitpunkten $S1 = T - R1/c$ und $S2 = T - R2/c$ eine Strecke von etwa

$$\left(\frac{26000 \text{ km}}{300000 \text{ km/s}} - \frac{20000 \text{ km}}{300000 \text{ km/s}} \right) * 3.8 \text{ km/s} \approx 0.08 \text{ km} = 80 \text{ m} \quad (5.42)$$

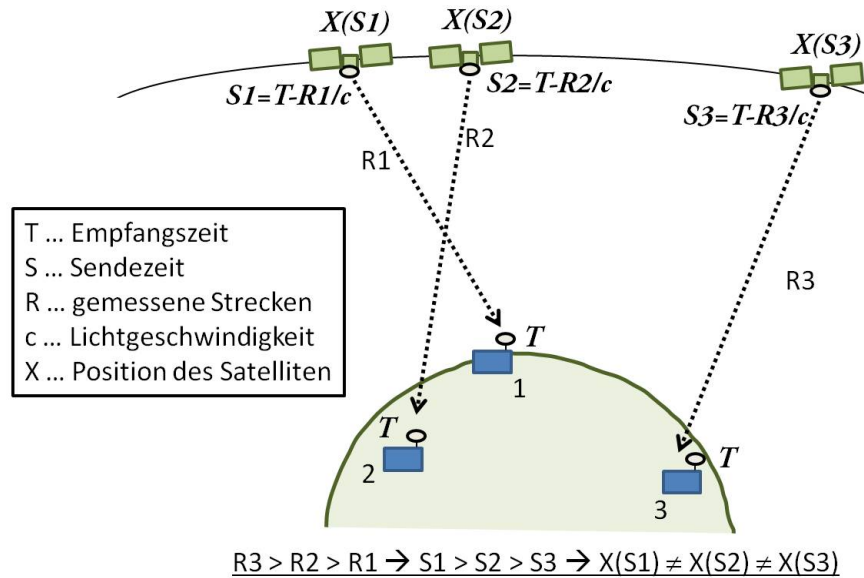


Abbildung 5.10: Satellitenposition zu unterschiedlichen Sendezeitpunkten

zurück. Während der Laufzeit des Signals vom Satelliten bis zur Station bei der er im Zenit steht, legt dieser nochmals eine weitere Strecke von

$$\left(\frac{20000 \text{ km}}{300000 \text{ km/s}} \right) * 3.8 \text{ km/s} \approx 0.25 \text{ km} = 250 \text{ m} \quad (5.43)$$

zurück. Aus den obigen Überlegungen geht somit klar hervor, dass ein Ansatz gefunden werden muss, der aus den vorhandenen Beobachtungen der Stationen bezogen auf den Empfangszeitpunkt, Beobachtungen bezogen auf einen gemeinsamen Sendezeitpunkt (genauer gesagt Sendezeitpunkt = Beobachtungsepoche) generiert. Dies führt dann zu einer Umkehrung des Positionierungsproblems, nämlich mit einheitlichem Sendezeitpunkt und verschiedenen Empfangszeitpunkten an den Stationen (Abbildung 5.11).

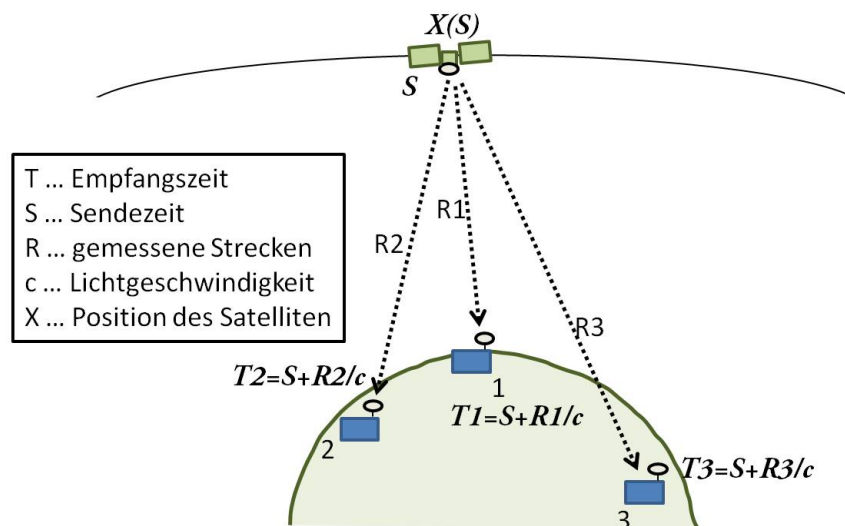


Abbildung 5.11: Umkehrung der Positionierungsaufgabe

Eine Lösung dieser Aufgabe bieten die "Range-Polynome" (RPs). Diese basieren auf der Idee, jede einzelne Beobachtung einer Station zu einem Satelliten gemeinsam mit ihrem ermittelten

Sendezeitpunkt in einer Struktur abzulegen und für kurze Zeit zu archivieren. Im konkreten Fall sind das die Beobachtungen 7 Sekunden vor bis 7 Sekunden nach einer festgelegten Berechnungsperiode. Mit einer Datenrate von einer Beobachtung pro Sekunde ergibt das für jede Beobachtungsgruppe einer Station zu einem Satelliten 15 Beobachtungen plus Sendezeitpunkte. Die Ermittlung der Sendezeitpunkte erfolgt iterativ. Zu Beginn wird ein erster grober Näherungswert $ST_{(0)}$ für den Sendezeitpunkt mittels

$$ST_{(0)} = T_{Epoch} - \frac{R_{3,korr}}{c} \quad (5.44)$$

berechnet ($R_{3,korr}$ bedeutet dabei die um die im vorigen Abschnitt 5.2.2 beschriebenen Effekte korrigierte ionosphärenfreie Beobachtung). Wenn, wie beispielsweise zu Programmstart, noch keine Werte für den Offset der Satellitenuhren zu GPS-Zeit vorhanden sind, werden diese für den oben ermittelten Sendezeitpunkt $ST_{(0)}$ aus den IGUs interpoliert (SCE_{ST_0}), um einen weiteren (besseren) Richtwert für den Signalsendezeitpunkt $ST_{(1)}$ zu erhalten.

$$ST_{(1)} = T_{Epoch} - \frac{R_{3,korr}}{c} + SCE_{ST_0} \quad (5.45)$$

T_{Epoch} ist hierbei die entsprechende Beobachtungsperiode (Empfangszeitpunkt an der Station), $R_{3,korr}$ die korrigierte Beobachtung aus Formel (5.34), SCE_{ST_0} der Offset der Satellitenuhr zu GPS-Zeit und c ist wieder die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum. Sind jedoch bereits Echtzeit-Uhrlösungen für die Satelliten vorhanden, errechnet sich der Wert für SCE_{ST_0} aus dessen Größe der letzten Schätzperiode SCE_{Est-1} und seinem linearen Driftfaktor $SCDrift_{Est-1}$.

$$SCE_{ST_0} = SCE_{Est-1} + (ST_{(0)} - T_{Est-1}) * SCDrift_{Est-1} \quad (5.46)$$

Mit Hilfe des Richtwerts $ST_{(1)}$ für den Sendezeitpunkt kann für diesen mittels Interpolation der Satellitenposition aus den IGU Bahnen eine Solldistanz $R_{IGU,1}$ zwischen Satellit und Station ermittelt werden. Es folgt die Berechnung eines Näherungswertes für den Empfängeruhrfehler RCE aus

$$RCE = \frac{R_{3,korr} - R_{IGU,1}}{c} + SCE_{ST_0} \quad (5.47)$$

Ein verbesserter Wert für den Sendezeitpunkt ergibt sich zu

$$ST_{(2)} = T_{Epoch} - \frac{R_{3,korr}}{c} - RCE + SCE_{ST_0} \quad (5.48)$$

Eine neue Solldistanz $R_{IGU,2}$ ergibt sich durch Interpolation der Satellitenposition aus den IGU Bahnen für den Zeitpunkt $ST_{(2)}$. Weicht diese signifikant von $R_{IGU,1}$ ab, wiederholt sich der Vorgang, beginnend mit Formel (5.46) bis (5.48). Fällt die Abweichung unter eine festgelegte Schranke von 1 cm, wird der aktuell gültige Signalsendezeitpunkt $ST_{(i)}$ gemeinsam mit der Beobachtung $R_{3,korr}$ in der zugehörigen Programmstruktur abgelegt.

Mit Hilfe der nun vorhandenen Beobachtungsgruppen für alle verfügbaren Satelliten aller Stationen können in weiterer Folge zeitliche Approximationspolynome 3. Grades der Beobachtungen mit deren zugehörigen Sendezeitpunkten (RPs) ermittelt werden. Diese RPs haben folgende allgemeine Gestalt,

$$R_{approx}(t) = a_3 t^3 + a_2 t^2 + a_1 t + a_0 \quad (5.49)$$

mit den 4 unbekanntenen Koeffizienten a_0 bis a_3 . Aufgrund der vorliegenden Redundanz von 11 (15 Beobachtungen, 4 Unbekannte), liegt für die Bestimmung der 4 Parameter eine Ausgleichsaufgabe vor, welche mit einem vermittelten Ausgleich nach Gauß-Markov gelöst wird. Sind die unbekanntenen Parameter bestimmt, kann danach für jeden beliebigen Zeitpunkt die zugehörige Beobachtung

approximiert werden. Im konkreten Fall ist dies der Zeitpunkt der Schätzepoche der Uhr- und Bahnparameter. Abbildung 5.12 zeigt ein Beispiel solch eines Polynoms anhand realer Messdaten.

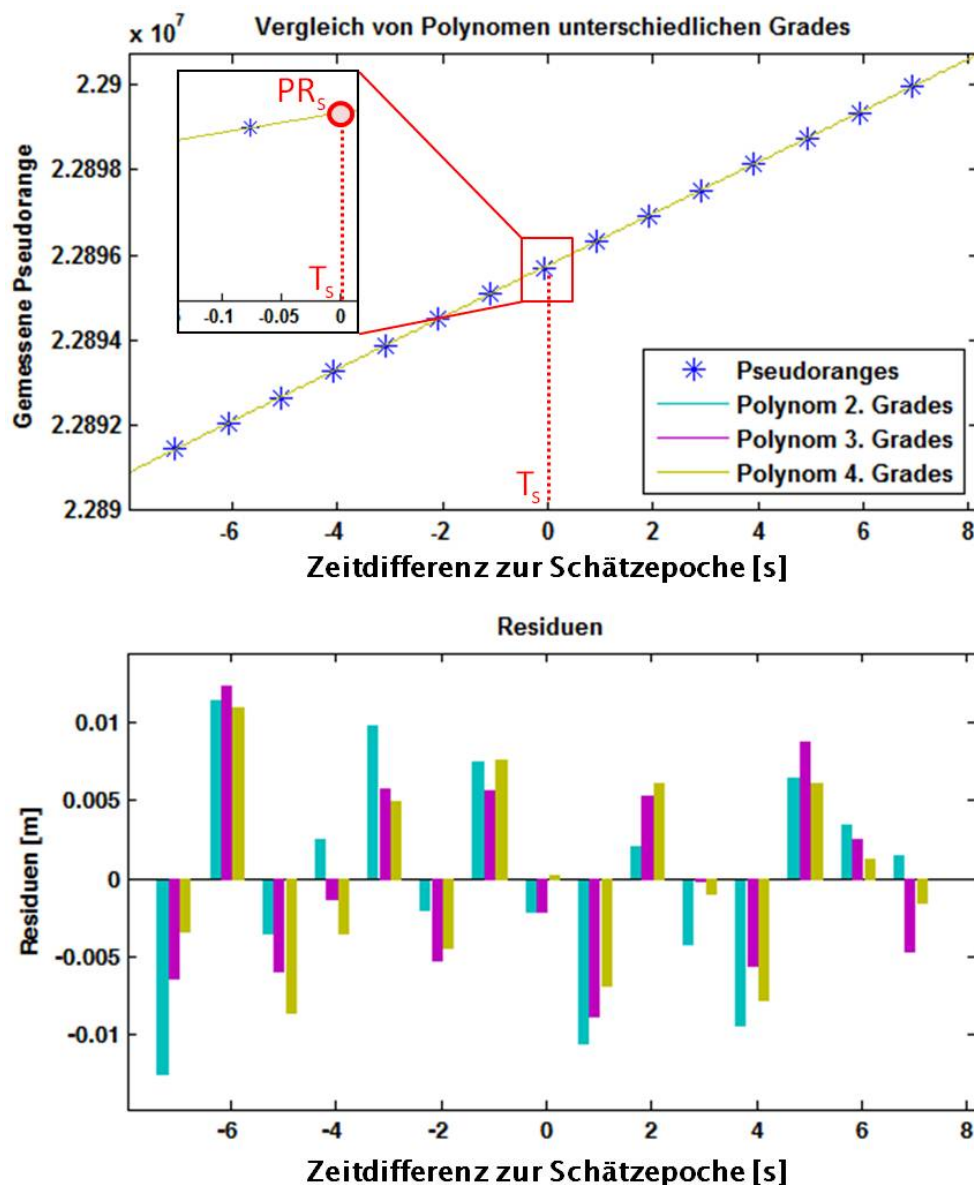


Abbildung 5.12: Analyse der Beobachtungsresiduen für verschiedene Range-Polynome

Zentriert auf den Zeitpunkt der Schätzepoche T_s sind auf der x-Achse die zeitlichen Abstände in Sekunden vor und nach T_s aufgetragen, entlang der y-Achse sind die einzelnen Beobachtungen zu ihren Sendezeitpunkten dargestellt. Es sind dies die 7 Beobachtungen vor bzw. nach T_s (insgesamt 14 Beobachtungen), sowie eine 15. Beobachtung mit ihrem Sendezeitpunkt entsprechend der Signallaufzeit wenige 1/100 Sekunden vor T_s . Des Weiteren sind für Vergleichszwecke neben einem Polynom 3. Grades auch noch Polynome 2. und 4. Grades eingetragen. Deren Residuen an den Stützstellen (Beobachtungen) sind im unteren Teil von Abbildung 5.12 dargestellt. Betrachtet man diese, so sieht man auf den ersten Blick, dass die Residuen bei allen 3 Polynomen großteils unter 1 cm liegen. Besonders im Falle der zentralen Beobachtung sehr nahe bei T_s , sind die Residuen sehr klein. Diese liegen beim Polynom 2. und 3. Grades nur bei etwa 2 mm, beim Polynom 4. Grades nahezu bei Null. Um Rechenzeit einzusparen bzw. weil eigentlich sämtliche Residuen an den Stützstellen der RPs im Vergleich zur Messgenauigkeit der Beobachtungen (1–2 dm, siehe auch 5.2.4) nicht signifikant ins Gewicht fallen, werden für alle Beobachtungsgruppen in der Folge Polynome 3. Grades verwendet.

Grundsätzlich wären allerdings auch Polynome 2. Grades ausreichend.

Die für sämtliche Beobachtungsgruppen ausgewerteten RPs zum Zeitpunkt T_s liefern für alle Stationen und alle verfügbaren Satelliten approximierte Beobachtungen $R_{3,korr,approx}$, in weiterer Folge als *PR* (*Pseudorange*) bezeichnet. Diese werden in der Programmstruktur von RTIGU-Control abgelegt und zur eigentlichen Schätzung der Uhr- und Bahnparameter an das Parameter-Modul von RTIGU-Control weitergegeben. Da die approximierte Beobachtungen noch immer die Einflüsse der Satelliten- und Empfängeruhrfehler enthalten (diese bilden ja wesentliche Zielparameter von RTIGU-Control), wird hier die Bezeichnung *PR* für Pseudodistanz (*Pseudorange*) verwendet, um eine klare Unterscheidung zu tatsächlichen “Solldistanzen” (*Ranges*) R zwischen Satelliten und Stationen zu gewährleisten.

5.2.4 Genauigkeitsabschätzung der aufbereiteten Beobachtungsdaten

Um bereits eine erste Aussage über die zu erwartende Qualität der in weiterer Folge berechneten Uhrparameter von RTIGU-Control treffen zu können, folgt an dieser Stelle eine Genauigkeitsabschätzung der zuvor aufbereiteten (Code-Glättung, Korrekturberechnung, RPs) Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen. Folgende Aufbereitungsschritte bzw. Korrekturen sind dabei zu beachten:

1. Die größte Fehlerquelle bildet der **Code-Glättungsalgorithmus**. Obwohl nach erfolgreicher Initialisierung der Code-Glättung ausschließlich Phasenbeobachtungen (zeitliche Phasendifferenzen) verwendet werden, hängt die Qualität der geglätteten Beobachtung doch sehr von den ersten, in den Glättungsalgorithmus eingegangenen Code-Beobachtungen (“Initialisierungs-Bias”) ab. Da es sich in den meisten Fällen um Beobachtungen des P-Codes auf beiden Frequenzen handelt und deren Rauschlevel bei etwa 3 dm liegt (siehe Tabelle 5.1), kann hier pauschal eine Standardabweichung von etwa 10–15 cm angesetzt werden.
2. Die Standardabweichung der Korrektur der **troposphärischen Verzögerung** der Satellitensignale mit Hilfe der prädizierten VMF1-Gitterwerte liegt lt. [Snajdrova, 2005] bei etwa 1-2 cm im Zenit und im Bereich weniger Zentimeter bei einer Elevation von etwa 10-15° (der Cutoff-Winkel bei RTIGU-Control liegt bei 15°).
3. Im Falle der **relativistischen Korrekturen** wurde innerhalb von RTIGU-Control zum Einen die Korrektur wegen Bahnelliptizität (Formel (5.25)), zum Anderen die Korrektur des Sagnac-Effekts (Formel (5.26)) an die Beobachtungen angebracht. Weitere relativistische Korrekturen wie z.B. hervorgerufen durch die Potentialdifferenz zwischen Satellit und Empfänger oder durch deren Relativgeschwindigkeit, werden entweder bereits von GPS berücksichtigt, bzw. liegen im Bereich weniger Millimeter bis Zentimeter.
4. Korrekturwerte für die **Gezeiten der festen Erde** wurden lt. [IERS Conventions, 2003] direkt an die Referenzkoordinaten angebracht. Dabei wurden nur die Terme bis zur 2. Ordnung berücksichtigt. Der Einfluss der Terme höherer Ordnung sowie jener der Ozeangezeiten auf die Koordinaten der Beobachtungsstationen liegt im Bereich weniger Millimeter und wurde daher vernachlässigt.
5. Wie im vorigen Abschnitt 5.2.3 über die Erstellung der **Range-Polynome** dargestellt (siehe Abbildung 5.12), beläuft sich der Fehler, der durch die approximierte Pseudodistanzen im Vergleich zu den tatsächlich gemessenen Pseudodistanzen an den Stützstellen entsteht, nur auf etwa 2 mm.

Zusammenfassend kann die Genauigkeit der aufbereiteten Beobachtungen pauschal mit etwa 1.5–2 dm angesetzt werden (wesentlich ist hier natürlich die Größe des “Initialisierungs-Bias” des Glättungsalgorithmus; dieser ist bei Verwendung von C/A Code-Messungen in der Regel deutlich höher als beim P-Code). Die Vernachlässigung des *Phase-Wind-Up* sollte zu keinen signifikanten Verschlechterungen der Qualität der Beobachtungen führen, da zum Einen nur statische

Beobachtungen in die Berechnungen eingehen, zum Anderen die Rotation der Satelliten um die Sichtlinie Satellit-Empfänger aufgrund der Ausrichtung der Solarpanele zur Sonne nur sehr langsam vor sich geht und der damit induzierte Effekt des *Phase-Wind-Up* nur relativ gering ausfällt. Mit Hilfe der Faustformel 3 dm Streckenfehler, entspricht 1 ns Zeitfehler, bzw. je nach Anzahl der von den einzelnen Satelliten sichtbaren Stationen und der damit verbundenen Satellitengeometrie (*Time Dilution of Precision*, TDOP), kann von einer Standardabweichung der mit RTIGU-Control ermittelten Satellitenuhrfehler von 0.3–0.5 ns ausgegangen werden.

5.3 Parameter-Modul - Schätzung der Bahn- und Uhrparameter

Der dritte Hauptprogrammteil von RTIGU-Control behandelt die eigentliche Schätzung der gesuchten Parameter mittels der in Abschnitt 5.2 aufbereiteten Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen zu den Satelliten zur jeweiligen Schätzepoche T_s . Dabei wird hinsichtlich der zu schätzenden Parameter zwischen Uhr- und Bahnparameter unterschieden. Zu den Uhrparameter gehören die Satelliten- und Empfängeruhrfehler bezogen auf GPS-Zeit, sowie die linearen Driftfaktoren der Satellitenuhren. Die Satellitenbahnen werden durch die Angabe der Positionen und Geschwindigkeiten der Massenzentren der Satelliten im geozentrisch-erdfesten Koordinatensystem zur Schätzepoche T_s repräsentiert. Die Schätzung beider Parametergruppen basiert auf dem Prinzip der Kalman-Filterung, wobei aus Gründen der Konvergenz des Filteralgorithmus, sowie aufgrund der großen Datenmenge und der großen Anzahl zu schätzender Parameter, die Ermittlung der Uhr- und Bahnparameter getrennt durchgeführt wird. Daher werden zunächst die Uhrparameter basierend auf den bereits qualitativ hochwertigen IGU-Bahnprodukten ermittelt, um danach für die Kontrolle der Bahnen innerhalb eines zweiten Kalman-Filters verwendet zu werden. Das Parameter-Modul besteht somit aus den folgenden drei Berechnungsteilen:

1. Initialisierung des Filteralgorithmus, sowie Umstrukturierung der Daten
2. Kalman-Filter zur Schätzung der Uhrparameter
3. Kalman-Filter zur Schätzung der Bahnparameter

Das allgemeine Ablaufschema und die schematische Darstellung der einzelnen Berechnungsteile ist in Abbildung 5.13 veranschaulicht.

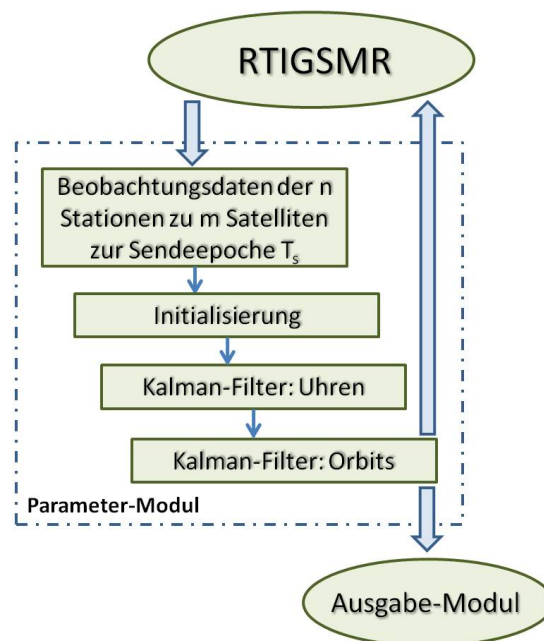


Abbildung 5.13: Ablaufschema des RTIGU-Control Parameter-Moduls

Nach Umstrukturierung der stationsbezogenen Beobachtungsdaten des Beobachtungs-Moduls auf satellitenbezogene Beobachtungsdaten erfolgt zu Programmstart bzw. wenn während der Programmlaufzeit neu zu schätzende Satelliten und Stationen hinzukommen, eine Initialisierung der zu schätzenden Parameter. Dies ist notwendig, um geeignete Startwerte zu berechnen. Dieser erste Ablauf des Kalman-Filters dient der Schätzung der Uhrparameter der Satelliten und Stationen unter Zuhilfenahme der prädizierten IGU-Bahnen. Der zweite Lauf des Kalman-Filters ermittelt danach unter Verwendung der zuvor geschätzten Uhrparameter die Positions- und Geschwindigkeitsvektoren der Satelliten zur Schätzepoche T_s . Somit werden zwar nicht eigenständige Bahnen der Satelliten berechnet (die geschätzten Uhren beziehen sich auf die IGU-Bahnen), aber qualitativ höherwertige Uhrparameter im Vergleich zu den IGU-Uhrprädiktionen ermittelt und zudem die IGU-Bahnprädiktionen einer Integritätskontrolle unterzogen. Eine Statusmeldung über die durchgeführten Berechnungen wird anschließend an RTIGSMR retourniert. Die geschätzten Parameter werden dem Ausgabe-Modul zur Archivierung und Visualisierung übergeben. Bei einer Stationsanzahl von etwa 70 Stationen benötigt ein Durchlauf des Parameter-Moduls von RTIGU-Control, betrieben auf einem Standard-PC (Stand 2010), etwa 10 Sekunden. Zusammen mit den 7 Sekunden für die Erstellung der "Range-Polynome" zur Schätzepoche T_s ergibt sich damit eine Verzögerung von etwa 15–20 Sekunden der berechneten Parameter zu Echtzeit (daher auch oft der Begriff Quasi-Echtzeit oder Nahezu-Echtzeit).

Im weiteren Verlauf dieses Kapitels wird zunächst kurz auf die notwendigen Umstrukturierungs- und Initialisierungsmaßnahmen des Systems eingegangen. Die beiden letzten Abschnitte beschäftigen sich mit der Konzeption der Modellansätze und der Messgleichungen beider Kalman-Filter-Algorithmen zur Schätzung der Uhr- und Bahnparameter.

5.3.1 Initialisierung des Gesamtsystems

Die Initialisierung des Gesamtsystems hat zu Programmstart (d.h. beim ersten Durchlauf des Parameter-Moduls) zu erfolgen. Während des regulären Betriebs von RTIGU-Control kommt es zudem immer wieder zu Beobachtungsausfällen einzelner Stationen, oder aber auch zu Sichtbarkeitslücken einzelner Satelliten, wenn diese z.B. über ein Gebiet mit wenigen oder keinen Beobachtungsstationen fliegen. Auch in diesem Fall muss bei Wiederverfügbarkeit von Beobachtungen eine Initialisierung vorgenommen werden. Unter Filterinitialisierung versteht man hierbei die Berechnung und Festlegung von Startwerten der einzelnen zu schätzenden Parameter zur Startepoche T_0 , sowie die Angabe von a priori Genauigkeiten (Standardabweichungen) dieser Parameter. Im konkreten Fall sind dies die

- Positions- und Geschwindigkeitsvektoren \vec{x}_0 und \vec{v}_0 der einzelnen Satelliten im geozentrisch-erdfesten Koordinatensystem (IGS05),
- Satellitenuhrfehler SCE_0 in Bezug auf GPS-Zeit und deren lineare Driftfaktoren $SCDrift_0$,
- Empfängeruhrfehler RCE_0 in Bezug auf GPS-Zeit und deren lineare Driftfaktoren $RCDrift_0$,
- sowie die a priori Standardabweichungen der oben genannten Parameter.

Die Positions- und Geschwindigkeitsvektoren \vec{x}_0 und \vec{v}_0 werden dabei ausschließlich aus den prädizierten IGU-Bahnen für die Startepoche t_0 interpoliert, wobei die Geschwindigkeitsvektoren mittels numerischer Integration aus zwei zeitlich dicht beieinander liegenden interpolierten Positionen iterativ ermittelt werden (Lösung einer Randwertaufgabe, siehe Anhang C). Die Bestimmung des Startwertes der Satellitenuhrfehler SCE_0 erfolgt bei der ersten Initialisierung des Gesamtsystems ebenfalls durch Interpolation aus den IGU-Prädiktionen. Die linearen Driftfaktoren $SCDrift_0$ der Satellitenuhren werden mittels

$$SCDrift_0 = \frac{(SCE_1 - SCE_0)}{(t_1 - t_0)} \quad (5.50)$$

initialisiert. Dabei ist mit SCE_1 nicht der Uhrfehler der nächsten Schätzepoche gemeint, sondern jener, aus den IGU-Produkten interpolierte Wert für den Satellitenuhrfehler 1 Sekunde nach der

Startepoche T_0 . Die Einheit von $SCDrift_0$ ergibt sich somit zu $[s/s]$ bzw. nach Multiplikation mit der Lichtgeschwindigkeit c zu $[m/s]$. Wenn nicht ausdrücklich erwähnt, sind zur einfacheren Darstellung in weiterer Folge alle Uhrfehler und deren lineare Driftfaktoren in der Einheit $[m]$ bzw. $[m/s]$ angegeben.

Um einen ersten Startwert für die einzelnen Empfängeruhrfehler der Stationen zu erhalten werden unter Verwendung der zuvor initialisierten Satellitenuhrfehler SCE_0^j der beobachteten Satelliten, der Beobachtungen der Stationen zu den Satelliten $PR_{i,0}^j$ und der aus den IGUs berechneten Solldistanzen zwischen den Stationen und Satelliten $R_{i,0}^j$ pro Station mehrere Lösungen (genauer gesagt, so viele wie Beobachtungen vorhanden sind!) für den Empfängeruhrfehler $RCE_{i,0,u}$ berechnet.

$$RCE_{i,0,u} = PR_{i,0}^j - R_{i,0}^j + SCE_0^j \quad (5.51)$$

Die Indizes i und j bezeichnen die einzelnen Stationen und Satelliten, u steht für die einzelnen Lösungen für die a priori Empfängeruhrfehler der Stationen. Anschließend wird, um den Einfluss von etwaigen Ausreißern in den Beobachtungsdaten oder von schlechten Prädiktionen der Satellitenuhrfehler gering zu halten, der endgültige Startwert durch die Bildung des Medians der einzelnen Lösungen $RCE_{i,0,u}$ errechnet.

$$RCE_{i,0} = Median \{RCE_{i,0,u}\} \quad (5.52)$$

Der lineare Driftfaktor $RCDrift_0$ der Stationsuhren wird zu Beginn mit Null angesetzt.

Besteht die Notwendigkeit während des laufenden Betriebs von RTIGU-Control den Uhrfehler SCE_{k+1}^j eines Satelliten für die aktuelle Schätzepoche $k+1$ neu zu initialisieren und sind gleichzeitig für die meisten Stationen von denen er beobachtet wird bereits Schätzwerte zur Vorepoche T_k für die Empfängeruhrfehler und die linearen Driftfaktoren vorhanden, so können ähnlich wie in Beziehung (5.51) einzelne Lösungen für den Uhrfehler des Satelliten berechnet werden.

$$SCE_{k+1,u}^j = R_{i,k+1}^j - PR_{i,k+1}^j + (RCE_{i,k} + dT * RCDrift_{i,k}) \quad (5.53)$$

Für die Ermittlung des endgültigen Startwertes für den zu initialisierenden Satellitenuhrfehler wird auch hier wieder der Median der Einzellösungen bestimmt.

$$SCE_{k+1}^j = Median \{SCE_{k+1,u}^j\} \quad (5.54)$$

Sein linearer Driftfaktor errechnet sich wieder nach Formel (5.50).

Die Stabilität des Kalman-Filter-Algorithmus hängt entscheidend von der Gewichtung der einzelnen Schätzparameter und Beobachtungen in Form von Varianzen und Standardabweichungen ab (siehe Abschnitt 5.3.2 und 5.3.3). Deshalb müssen beim Vorgang der Initialisierung auch a priori Standardabweichungen für die einzelnen zu schätzenden Parameter festgelegt werden. Tabelle 5.2 zeigt die im Parameter-Modul festgelegten a priori Standardabweichungen zum Zeitpunkt der Initialisierung.

Parameter	A priori Standardabweichung σ
Komponenten der Positionsvektoren \vec{x}_0	5 cm
Komponenten der Geschwindigkeitsvektoren \vec{v}_0	2 mm/s
Satellitenuhrfehler SCE_0	1.5 m (≈ 5 ns)
Linearer Driftfaktor der Satellitenuhr $SCDrift_0$	2 m/s
Stationsuhrfehler RCE_0	3 m

Tabelle 5.2: A priori Standardabweichungen der geschätzten Parameter

Die Standardabweichungen der einzelnen Komponenten der Positionsvektoren, sowie jene der Satellitenuhrfehler sind dabei im wesentlichen den vom IGS angegebenen Werten für die

prädierten IGU-Parameter (siehe Tabelle 4.2) entnommen worden. Die Genauigkeitsangaben der Geschwindigkeitskomponenten wurden rein empirisch durch Austesten mehrerer Werte innerhalb des Kalman-Filters für die Satellitenbahnen bestimmt. Die hier angegebenen 2 mm/s haben sich dabei hinsichtlich Konvergenz und Stabilität des Filterverlaufs am geeignetsten erwiesen. Die a priori Standardabweichungen der linearen Driftfaktoren ergeben sich aus der Anwendung des einfachen Fehlerfortpflanzungsgesetzes auf Formel (5.50) unter Verwendung der in Tabelle 5.2 angegebenen Werte für die Standardabweichungen der Satellitenuhrfehler. Der relativ hohe a priori Wert für die Stationsuhrfehler beruht auf zwei unterschiedlichen Modellansätzen zur Beschreibung des Verhaltens der Uhren innerhalb des Kalman-Filters, wobei der Ansatz zur Beschreibung der Stationsuhren auch keine direkte Schätzung des linearen Driftfaktors vorsieht (deshalb auch keine a priori Standardabweichung für diesen). Im Detail wird darauf im nächsten Kapitel 5.3.2 eingegangen.

Sämtliche Beobachtungen werden abschließend noch von der stationsorientierten Sortierung in eine satellitenorientierte Sortierung umgeordnet und gemeinsam mit den zuvor bestimmten a priori-Werten an den 2. Teil des Parameter-Moduls, den Kalman-Filter zur Schätzung der Uhrparameter, weitergegeben. Diese Umsortierung bringt vor Allem programmtechnische Vereinfachungen für die Berechnung der Satellitenbahnen im letzten Teil des Parameter-Moduls mit sich.

5.3.2 Kalman-Filter zur Schätzung der Uhrparameter

Eine Ausprägung des von Rudolf Kalman 1960 entwickelten Algorithmus der “Kalman-Filterung” ermöglicht es, Modellbeschreibungen eines in der Realität ablaufenden Prozesses, mit den diesen Prozess beobachtenden geodätischen Messungen, basierend auf der Methode der kleinsten Quadrate, zu verknüpfen und die Modellparameter damit optimal zu schätzen. Die meisten theoretisch quantifizierten Modelle (Strukturmodelle) zur Beschreibung realer Prozesse lassen sich dabei in Form eines Differentialgleichungssystems 1. Ordnung wie folgt darstellen.

$$\dot{x}(t) = F * x(t) + G * u(t) + C * w(t) \quad (5.55)$$

$x(t)$ enthält dabei die sogenannten zeitveränderlichen Zustandsgrößen des Systems, welche zu jedem Zeitpunkt den Zustand des Prozesses eindeutig festlegen. Im konkreten Anwendungsfall sind dies die Uhrfehler mit deren Driftfaktoren der Satelliten und die Zuschläge zu den a priori Werten der Empfängeruhrfehler der Stationen. Die Größen $u(t)$ werden als Stellgrößen bezeichnet, $w(t)$ als Störgrößen. Die Matrix F wird als Systemmatrix, G als Stelleingangsmatrix und C als Störeingangsmatrix bezeichnet. F , G und u bilden den deterministischen Teil des Differentialgleichungssystems und enthalten die Struktur des Systems, C und w bilden den stochastischen Teil und sollen so die Unzulänglichkeiten der Modellierung berücksichtigen. Diese Art der Darstellung wird oft auch als Zustandsraumdarstellung bezeichnet. Da eine ausführliche theoretische Beschreibung der Thematik Modellierung und Kalman-Filterung den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde, wird an dieser Stelle auf weiterführende Literatur, wie z.B auf [Zarchan, 2005, Vallado, 2007] verwiesen. Hier wird in weiterer Folge auf die konkrete Umsetzung eines diskreten linearen Kalman-Filters für die Schätzung der Satelliten- und Empfängeruhrparameter bzw. in Abschnitt 5.3.3 auf die Realisierung eines diskreten *extended* Kalman-Filters (Beschreibung nichtlineare Modelle) zur Ermittlung der Bahnparameter eingegangen. Weitere erwähnenswerte Eigenschaften der Kalman-Filterung sind:

- Fähigkeit zur Prädiktion bei fehlenden Messungen einzelner Beobachtungsepochen. Dabei wird der Prozess allein durch die Systemgleichungen (Formel (5.56)) fortgeschrieben.
- Rekursiver Aufbau, d.h. die Schätzung der Modellparameter erfolgt mit Hilfe der ermittelten Werte zur Vorepoche.
- Datums- und Konfigurationsdefekte der Messgleichungen (Formel (5.57)) werden durch die Systemgleichungen kompensiert.

- Steuerung des Filters durch Anpassung der einzelnen Genauigkeitsparameter (Varianzen, Störgrößen).

Eine mögliche Lösung der in Formel (5.55) angeschriebenen Zustandsraumdarstellung entspricht den Systemgleichungen des diskreten rekursiven Kalman-Filters (Formel (5.56)). Die Eigenschaft rekursiv ist gerade im Hinblick auf Echtzeit-Anwendungen besonders vorteilhaft.

$$x_{k+1} = T_{k+1,k} * x_k + B_{k+1,k} * u_k + S_{k+1,k} * w_k \quad (5.56)$$

x_{k+1} bzw. x_k ist der Parametervektor welcher das System zur Epoche $k + 1$ und k beschreibt, u_k sind die Stellgrößen und w_k die Störgrößen des Systems. Die Matrix $T_{k+1,k}$ wird als Transitionsmatrix bezeichnet. Ihre Aufgabe ist die Fortschreibung (Prädiktion) der Parameter x_k zur nächsten Epoche t_{k+1} . Die Matrizen $B_{k+1,k}$ und $S_{k+1,k}$ werden als Stell- und Störmatrix bezeichnet. Die Stellgrößen u_k sind in der Regel zusätzliche das System beeinflussende Parameter, die entweder direkt gemessen werden können oder selbst aus Modellen ermittelt wurden. Als Beispiel für solche Stellgrößen u_k kann die Berücksichtigung des Strahlungsdrucks der Sonne aus einem entsprechendem Modellansatz heraus bei der Bahnschätzung von Satelliten angeführt werden [Vallado, 2007]. Im konkreten Fall der Schätzung der Uhrparameter treten solche Größen aber nicht in Erscheinung, wodurch der Term $B_{k+1,k} * u_k$ in Formel (5.56) in weiterer Folge entfällt. Sehr wohl im Schätzprozess berücksichtigt werden aber die stochastischen Störgrößen w_k in Form weißen Rauschens mit Erwartungswert $E\{w\} = 0$. Die bereits zuvor angesprochenen Messgleichungen haben folgende Gestalt:

$$l_{k+1} = A_{k+1} * x_{k+1} \quad (5.57)$$

Dabei werden die Beobachtungen l_{k+1} der aktuellen Berechnungsepoche über die Designmatrix A_{k+1} mit den Modellparametern x_{k+1} verknüpft. Die Designmatrix A_{k+1} wird durch die Ableitungen der Beobachtungsgleichungen nach den unbekanntem Modellparametern x_{k+1} ermittelt. Gemeinsam mit (5.56) bildet Formel (5.57) die Grundgleichungen des diskreten Kalman-Filters.

Zum Start des Kalman-Filters wird, nachdem die Anzahl und Zugehörigkeit (welche Satelliten und welche Stationen) der zu schätzenden Parameter sowie der verfügbaren Beobachtungen ermittelt wurde, die Fortschreibung des Systems von der Vorepoche t_k zur aktuellen Epoche t_{k+1} vollzogen. Dabei erfolgt die Prädiktion der Parameter x_{k+1} aus dem Modell heraus, unter Zuhilfenahme der Systemgleichungen aus Formel (5.56). Ebenso prädiert wird die zugehörige Kovarianzmatrix. Dies geschieht mit Hilfe der Gleichungen (5.58) und (5.59) (\hat{x} bedeutet dabei geschätzter Wert, \bar{x} prädiert Wert).

$$\bar{x}_{k+1} = T_{k+1,k} * \hat{x}_k \quad (5.58)$$

$$\Sigma_{\bar{x}\bar{x},k+1} = T_{k+1,k} * \Sigma_{\hat{x}\hat{x},k} * T_{k+1,k}^T + S_{k+1,k} * \Sigma_{ww,k} * S_{k+1,k}^T \quad (5.59)$$

Zu beachten ist, dass aufgrund der stochastischen Natur der Störparameter w diese nicht in die Prädiktion der Modellparameter eingehen, sondern nur für die Prädiktion der Kovarianzmatrix $\Sigma_{\bar{x}\bar{x},k+1}$ verwendet werden.

Für die Prädiktion der Satelliten- und Empfängeruhrparameter wurde ein linearer Modellansatz gewählt, wobei allerdings für beide Parametergruppen (einerseits Uhrparameter der Satelliten, andererseits jene der Stationen) unterschiedlich vorgegangen wird.

1. Hinsichtlich der **Satellitenuhrparameter** werden innerhalb des Filters sowohl der Uhrfehler SCE als auch der lineare Driftfaktor $SCDrift$ modelliert und geschätzt. Das festgelegte Modell besagt, dass der Uhrfehler der aktuellen Epoche t_{k+1} aus der Vorepoche t_k mittels

$$\overline{SCE}_{k+1} = \widehat{SCE}_k + \widehat{SCDrift}_k * dT \quad (5.60)$$

hervorgeht. Das Zeitintervall dT wird aus $dT = t_{k+1} - t_k$ gebildet. Die Modellannahme hinsichtlich der Driftfaktoren sieht keine Änderung zwischen 2 Beobachtungsepochen vor.

$$\overline{SCDrift}_{k+1} = \widehat{SCDrift}_k \quad (5.61)$$

Diese Art der Modellierung lässt sich sehr gut mit dem realen Verhalten der Satellitenuhren und einer Beobachtungsrate von 30 Sekunden ($dT = 30$) vereinbaren.

2. Problematischer ist jedoch die Modellierung der meisten **Stationsuhrfehler**, deren zeitliche Änderung nahezu unmöglich präzisiert und schon gar nicht mit einem linearen Driftansatz modelliert werden kann. Würde hierfür eine lineare Driftmodellierung verwendet werden, käme es bei der im weiteren Verlauf des Filters durchgeführten Verträglichkeitsprüfung zwischen Prädiktion und Beobachtung ständig zu Konflikten, was nach einigen Filterdurchläufen zur Divergenz und zum Zusammenbruch des Filters führen würde. Aus diesem Grund erfolgt die Schätzung der Stationsuhrfehler nach folgendem Prinzip. Zu jeder Berechnungsepoch t_{k+1} werden, wie schon im Kapitel 5.3.1 bei der Berechnung der Startwerte der zu schätzenden Parameter (Formel (5.51) ff.), a priori Werte $RCE_{0,k+1}$ für die aktuellen Empfängeruhrfehler unter Verwendung der aktuellen Beobachtungen und der Satellitenuhrparameter der Vorepoche berechnet. Diese a priori Empfängeruhrfehler werden anschließend an die einzelnen Beobachtungen angebracht. Im Kalman-Filter selbst werden nur noch die einzelnen Zuschläge ΔRCE_{k+1} zu den a priori Werten ermittelt, d.h die zu schätzenden Parameter hinsichtlich der Empfängeruhren beschränken sich demnach auf diese Zuschläge. Die Prädiktion der ΔRCE_{k+1} gestaltet sich dementsprechend einfach und lautet

$$\overline{\Delta RCE}_{k+1} = 0 \quad (5.62)$$

Am Ende des Filtervorgangs werden dann die geschätzten Empfängeruhrzuschläge zu den a priori Werten addiert und ergeben somit die gesuchten Uhrfehler an den Beobachtungsstationen.

$$\widehat{RCE}_{k+1} = RCE_{0,k+1} + \overline{\Delta RCE}_{k+1} \quad (5.63)$$

Die für die meisten Stationen wenig aussagekräftigen linearen Driftfaktoren $\widehat{RCDrift}_{k+1}$ werden der Vollständigkeit halber ebenfalls am Ende des Filtervorgangs einfach über

$$\widehat{RCDrift}_{k+1} = \frac{\widehat{RCE}_{k+1} - \widehat{RCE}_k}{dT} \quad (5.64)$$

berechnet und ausgegeben.

Die Ermittlung der Transitionsmatrix (Prädiktionsmatrix) $T_{k+1,k}$ kann über verschiedenste Ansätze erfolgen, wie beispielsweise über die Entwicklung der Systemmatrix F in eine Taylor-Reihe,

$$T_{k+1,k} = e^{F*dT} = I + F * dT + \frac{(F * dT)^2}{2!} + \dots + \frac{(F * dT)^n}{n!} \quad (5.65)$$

wobei in den meisten Fällen die Entwicklung bis zu den Termen 2. Grades ausreicht [Zarchan, 2005]. Aufgrund der sehr einfachen Modellansätze für die Prädiktion der Uhrparameter wurde auf eine Bestimmung der Systemmatrix F verzichtet und die Transitionsmatrix direkt angeschrieben (Formel (5.67)). Im nächsten Abschnitt 5.3.3 zur Bahnbestimmung der Satelliten ist die Ermittlung der Transitionsmatrix über die Systemmatrix F mittels (5.65) allerdings unumgänglich und wird dort näher behandelt. Zusätzlich muss in beiden Fällen auf die Anordnung der unbekannt Parameter innerhalb des Parametervektors Rücksicht genommen werden. Dabei folgen im konkreten Fall zuerst die Parameter der Satellitenuhren für die n verfügbaren Satelliten, anschließend jene der Empfängeruhren der m Beobachtungsstationen.

$$\hat{x}_k^T = \left[\widehat{SCE}_{k,1}; \widehat{SCDrift}_{k,1}; \dots; \widehat{SCE}_{k,n}; \widehat{SCDrift}_{k,n}; \widehat{\Delta RCE}_{k,1}; \dots; \widehat{\Delta RCE}_{k,m} \right] \quad (5.66)$$

Dementsprechend ergibt sich die Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ zu

$$T_{k+1,k} = \begin{bmatrix} 1 & dT & & \dots & & 0 \\ 0 & 1 & & & & \\ & & \ddots & & & \\ & & & 1 & dT & \\ \vdots & & & 0 & 1 & \vdots \\ & & & & & 0 \\ & & & & & \ddots \\ 0 & & \dots & & & 0 \end{bmatrix} \quad (5.67)$$

Für die Fortschreibung/Prädiktion der Kovarianzen $\Sigma_{\bar{x}\bar{x},k+1}$ in Formel (5.59) der einzelnen Parameter werden zum Einen die soeben ermittelte Transitionsmatrix und die geschätzten Kovarianzen $\Sigma_{\hat{x}\hat{x},k}$ der Vorepoche benötigt. Diese sind je nach Filterstatus die quadrierten Standardabweichungen der Initialisierung aus Tabelle 5.2, oder die berechneten Werte der Vorepoche. Des Weiteren beeinflussen die stochastischen Störgrößen w , deren Einfluss auf den Schätzprozess in Form von Varianzen in der Matrix $\Sigma_{ww,k}$ gegeben ist, kombiniert mit der Störmatrix $S_{k+1,k}$, die Varianzen und Kovarianzen der Prädiktionen. Die Aufgabe der Störgrößen w besteht in der Beschreibung der Unzulänglichkeit der Modellierung im Vergleich zur Realität. Würden keine Störgrößen im Filtervorgang verwendet werden, käme es mit fortschreitendem Filterverlauf zu einer immer größeren Gewichtung der Modellprädiktion im Vergleich zu den aktuell eingehenden Beobachtungen, was in weiterer Folge bei Unverträglichkeit zwischen Prädiktion und Beobachtung zum Zusammenbruch des Filters führen würde. Die numerische Festlegung der einzelnen auf die Schätzparameter wirkenden Störgrößen (genauer gesagt die Festlegung der Standardabweichungen σ_w) bildet demnach einen der schwierigsten, aber eben auch wichtigsten Schritt für den optimalen Verlauf des Kalman-Filters. Die oben angeführten Aussagen implizieren bereits die generelle Natur der Störgrößen w . Es handelt sich dabei um zufällige, normalverteilte Größen mit Erwartungswert 0 und Standardabweichung σ_w , welche innerhalb eines Beobachtungsintervalls dT ($t_{k+1} - t_k$) mit konstantem Betrag auf die Prädiktionen der Schätzparameter einwirken.

Im Hinblick auf den Kalman-Filter der Uhrparameter wird zwischen 2 Gruppen von Störgrößen unterschieden. Bei der ersten Gruppe handelt es sich um auf die Driftfaktoren wirkende Störgrößen, angegeben in $[m/s]$, welche den Störeinfluss auf die Parameter der Satellitenuhren beschreiben. Die zweite Gruppe von Störgrößen wirken auf die Empfängeruhrzuschläge und sind in der Einheit $[m]$ gegeben. Formel (5.68) zeigt die allgemeine Gestalt der Varianzmatrix $\Sigma_{ww,k}$ der Störgrößen für den Kalman-Filter zur Schätzung der Uhrparameter.

$$\Sigma_{ww,k} = \begin{bmatrix} \sigma_{w,S1}^2 & 0 & & \dots & & 0 \\ 0 & \ddots & & & & \\ & & \sigma_{w,Sn}^2 & & & \vdots \\ \vdots & & & \sigma_{w,St1}^2 & & \\ & & & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & & 0 & \sigma_{w,Stm}^2 & \end{bmatrix} \quad (5.68)$$

Die weiters benötigte Störmatrix $S_{k+1,k}$, kann aus der Transitionsmatrix wie folgt berechnet werden [Zarchan, 2005],

$$S_{k+1,k} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} T_{k+1,\tau} * C d\tau \quad (5.69)$$

bzw. im konkreten Fall durch einfache Überlegungen wie beide Störgrößen über das Berechnungsintervall auf die Schätzparameter wirken, gleich direkt angeschrieben werden. Für den Kalman-Filter der Uhrschätzung resultiert sie zu

$$S_{k+1,k} = \begin{bmatrix} dT & \dots & & 0 \\ 1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & dT & \\ \vdots & & 1 & \vdots \\ & & & 1 & \\ & & & & \ddots \\ 0 & \dots & & & 1 \end{bmatrix} \quad (5.70)$$

Die schwierige Aufgabe besteht nun in weiterer Folge darin, Zahlenwerte für die einzelnen σ_w zu ermitteln. Eine Möglichkeit sind theoretische Überlegungen und Analysen hinsichtlich der gewählten Modellansätze. Eine weitere oft praktikablere und daher auch hier verwendete Methode ist die empirische Analyse realer Daten (im *Postprocessing*). Zu diesem Zweck wurde, um eine erste Vorstellung der Größenordnungen der Abweichungen des realen Driftverhaltens der Satellitenuhren von der linearen Modellierung der Uhrdrifts zu erhalten, stichprobenartig eine Analyse der Satellitenuhrfehler basierend auf den präzisen IGS-Produkten durchgeführt. Die Analyse bestätigte die Vermutung, dass besonders die Uhren des Satellitentyps IIR und IIR-M einen nahezu konstanten Drift aufweisen. Diese zeigten maximale Abweichungen von der Linearität von etwa 0.6 bis 1 Millimeter pro Sekunde. Würde nun für $\sigma_{w,S}$ beispielsweise 1 [mm/s] gesetzt werden, so ergäbe sich bei einer Intervalllänge von 30 Sekunden eine zusätzliche Verrauschung der Prädiktion von ± 3 Zentimetern. Da jedoch in Kapitel 5.2 bereits erwähnt wurde, dass die Messgenauigkeit der einzelnen Beobachtungen im 1–2 dm-Bereich liegt, würde es auch hier mit fortschreitendem Filterverlauf zu einer immer größeren Gewichtung der Modellprädiktionen führen, d.h. neu eingehende, das reale Verhalten beobachtende Messungen würden immer weniger zur eigentlichen Parameterschätzung beitragen. In weiterer Folge kommt es dann zur Divergenz des Kalman-Filters. Deshalb wurde für die Störgrößen der Satellitenuhrparameter ein einheitlicher, der Qualität der Beobachtungen angepasster Wert von 5 [mm/s] für deren Standardabweichung $\sigma_{w,S}$ gewählt (Verrauschung nach 30 Sekunden ± 15 cm). Der Wert von $\sigma_{w,St}$, der die Prädiktionen der Empfängeruhrzuschläge beeinflussenden Störgrößen, wurde pauschal auf den hohen Wert von ± 3 Meter gesetzt. Auf diese Weise können Probleme bei der Berechnung der a priori Uhrfehler der Stationen kompensiert werden. Das Hauptaugenmerk (größere Gewichtung) liegt somit auf der Prädiktion (Schätzung) der Satellitenuhrfehler, die Empfängeruhrfehler ergeben sich damit quasi als Beiprodukt. In Tabelle 5.3 sind nochmals die beiden im Uhren Kalman-Filter angesetzten Werte für $\sigma_{w,S}$ und $\sigma_{w,St}$ tabellarisch zusammengefasst.

Parametergruppe	Standardabweichung der Störgrößen
Satellitenuhrdriftzuschlag	± 5 [mm/s]
Empfängeruhrzuschlag	± 3 [m]

Tabelle 5.3: Standardabweichung der Störgrößen des Kalman-Filters der Uhren

Nach der Prädiktion des Systemzustandes mit Hilfe der Formeln (5.58) und (5.59) folgt als nächster Schritt die Behandlung der Messgleichungen mittels Formel (5.57) des Filters. Hierbei muss ähnlich einem Ausgleich mit vermittelnden Beobachtungen (Gauß-Markov) die Designmatrix A_{k+1} , die

Kovarianzmatrix der Beobachtungen $Q_{ll,k+1}$, sowie der gekürzte Beobachtungsvektor l_{k+1} , berechnet aus den tatsächlichen Beobachtungen minus der aus den Prädiktionen errechneten Werte, aufgestellt werden. Die Designmatrix A_{k+1} enthält dabei die Ableitungen der Beobachtungsgleichungen nach den unbekanntem Parametern SCE_{k+1} , $SCDrift_{k+1}$ und ΔRCE_{k+1} . Die Beobachtungsgleichungen haben folgende Gestalt

$$L_{k+1} = R_{IGU,k+1} + RCE_{k+1} - SCE_{k+1} \quad (5.71)$$

bzw. unter Berücksichtigung des zuvor beschriebenen Ansatzes der a priori Empfängeruhrfehler $RCE_{0,k+1}$ und deren zu schätzenden Zuschläge ΔRCE_{k+1}

$$L_{k+1} = R_{IGU,k+1} + [RCE_{0,k+1} + \Delta RCE_{k+1}] - SCE_{k+1}. \quad (5.72)$$

Die Ableitung der einzelnen Beobachtungen nach den unbekanntem Parametern ergibt dann unter Berücksichtigung der in Formel (5.66) angeführten Reihenfolge der Größen innerhalb des Parametervektors die Designmatrix A_{k+1} . Aufgrund der komplexen Problemstellung wird im Folgenden der Aufbau der Matrix A_{k+1} anhand eines einfachen Beispiels dargestellt. Folgende fiktive Situation wird dabei angenommen:

- 2 Satelliten, 3 Stationen
- Station 1 liefert Beobachtungen zu beiden Satelliten, Station 2 ebenfalls und Station 3 nur zum ersten Satelliten
- insgesamt stehen daher 5 Beobachtungen zur Verfügung!

$$A_{k+1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.73)$$

Die Zeilenanzahl der Matrix A_{k+1} wird durch die Anzahl der Beobachtungsgleichungen bestimmt, die Spaltenanzahl durch die Anzahl der unbekanntem Parameter. Die Werte der Matrix A_{k+1} errechnen sich aus den Ableitungen der Beobachtungsgleichungen nach den zu bestimmenden Parametern. In diesem Fall sind dies die beiden Satellitenuhrfehler und Driftfaktoren sowie die drei Empfängeruhrzuschläge. Aufgrund der satellitenweisen Sortierung der Beobachtungsdaten enthalten die ersten 3 Beobachtungen jeweils den Satelliten 1, woraus die Werte -1 in den ersten 3 Zeilen in der Spalte 1 resultieren. Selbiges gilt für die 4. und 5. Beobachtung und Satellit 2. Da die linearen Driftfaktoren nicht in der Beobachtungsgleichung in Formel (5.72) enthalten sind, verschwinden deren Ableitungen, was sich innerhalb der Matrix A_{k+1} in den Spalten 2 und 4 als Null-Spalte widerspiegelt. Die restlichen Einsen in den Spalten 5, 6 und 7 ergeben sich durch Ableitung von (5.72) nach den Empfängeruhrzuschlägen, je nachdem um welche Beobachtung hinsichtlich Satellit und Station es sich handelt.

Zur Datumsfestlegung bzw. zur Vermeidung von Rangdefekten innerhalb der Matrix A_{k+1} müsste bei einer Ausgleichung mit vermittelnden Beobachtungen eine Uhr als sogenannte Referenzuhr festgelegt werden. Als solche könnte sowohl eine Uhr eines Satelliten, als auch jene einer Beobachtungsstation gewählt werden. In der Regel wird dafür eine sehr stabil laufende Stationsuhr verwendet. Wie aber bereits eingangs erwähnt, ist eine der wesentlichen Eigenschaften der Kalman-Filterung die Fähigkeit, Datums- und Konfigurationsdefekte der Messgleichungen durch die Systemgleichungen zu kompensieren. Die Festlegung einer Referenzuhr könnte demnach entfallen. Um jedoch ein Auseinanderdriften des Gesamtsystems aller geschätzten Uhren zu vermeiden, bzw. um die Echtzeitlösungen über längere Zeiträume (Tage, Wochen) mit den Produkten von IGS (IGU,

IGR, ...) vergleichen und analysieren zu können, folgt die Einführung einer Bedingung in Form einer fiktiven Beobachtung mit hohem Gewicht (Festlegung einer fiktiven ‘Referenzuhr’). Diese Bedingung besagt, dass der Mittelwert der prädizierten IGU-Uhrlösungen der Satelliten mit jenem der geschätzten Echtzeitlösungen übereinstimmen muss. Es folgt daher die Einführung einer zusätzlichen Beobachtungsgleichung, bestehend aus dem Mittelwert der interpolierten IGU-Uhrfehler der n verfügbaren Satelliten als fiktive Beobachtungsgröße.

$$\frac{\sum_{j=1}^n SCE_{IGU,j}}{n} = \frac{\sum_{j=1}^n \widehat{SCE}_j}{n} = \frac{1}{n} * \widehat{SCE}_1 + \dots + \frac{1}{n} * \widehat{SCE}_n \quad (5.74)$$

Dementsprechend kommt in der Designmatrix A_{k+1} eine zusätzliche Zeile, bestehend aus den Ableitungen der Beobachtungsgleichung in (5.74) nach den unbekanntem Satellitenuhrfehlern hinzu. Für das obige Beispiel bedeutet das:

$$A_{k+1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.75)$$

Auf diese Weise wird sichergestellt, dass die Echtzeit-Uhrenlösungen der Satelliten im Mittel immer jenen der prädizierten IGU-Lösungen folgen und damit sowohl in Echtzeit, aber auch im Nachhinein mit den IGS Produkten vergleichbar bleiben.

Der gekürzte Beobachtungsvektor (für i Beobachtungen) ergibt sich aus den Differenzen der einzelnen Beobachtungen minus den ‘prädizierten Beobachtungen’ zu

$$l_{k+1} = \begin{bmatrix} L_{1,k+1} - \bar{L}_{1,k+1} \\ L_{2,k+1} - \bar{L}_{2,k+1} \\ \vdots \\ L_{i-1,k+1} - \bar{L}_{i-1,k+1} \\ L_{i,k+1} - \bar{L}_{i,k+1} \end{bmatrix} \quad (5.76)$$

Die tatsächlichen Beobachtungsgleichungen wurden bereits in Formel (5.72) angeführt, die ‘prädizierten Beobachtungen’ werden dagegen aus

$$\bar{L}_{k+1} = R_{IGU,k+1} + [RCE_{0,k+1} + \overline{\Delta RCE}_{k+1}] - \overline{SCE}_{k+1} \quad (5.77)$$

berechnet. Die so ermittelten Abweichungen zwischen Prädiktion und Messung sind in weiterer Folge entscheidend für den Verlauf der Parameterschätzung aber auch schon zuvor im Hinblick auf den Verträglichkeitstest. Der Vektor l_{k+1} wird auch als Innovation oder Innovationsvektor bezeichnet.

Im letzten Berechnungsschritt zur Schätzung der Uhrparameter werden die zuvor berechneten Prädiktionen der unbekanntem Parameter und deren Kovarianzinformation mit den tatsächlichen Beobachtungen verknüpft, um damit eine optimale Parameterschätzung durchführen zu können. Des Weiteren werden die in Formel (5.76) berechneten Diskrepanzen zwischen den Beobachtungen und den Prädiktionen des Innovationsvektors mit Hilfe eines statistischen Tests auf Verträglichkeit geprüft, um damit bei Versagen des Testkriteriums einzelne Beobachtungen von der Parameterschätzung ausschließen zu können. Nach [Zarchan, 2005] erfolgt die optimale Schätzung der unbekanntem Parameter und deren Kovarianzen innerhalb des Kalman-Filters zu

$$\hat{x}_{k+1} = \bar{x}_{k+1} + K_{k+1} * l_{k+1} \quad (5.78)$$

$$Q_{\widehat{x\bar{x}},k+1} = Q_{\bar{x\bar{x}},k+1} - K_{k+1} * D_{k+1} * K_{k+1}^T \quad (5.79)$$

mit

$$D_{k+1} = Q_{u,k+1} + A_{k+1} * Q_{\bar{x\bar{x}},k+1} * A_{k+1}^T \quad (5.80)$$

$$K_{k+1} = Q_{\bar{x\bar{x}},k+1} * A_{k+1}^T * D_{k+1}^{-1} \quad (5.81)$$

(5.78) kann entnommen werden, dass die optimale Schätzung der unbekannt Parameter im Parametervektor \hat{x}_{k+1} aus der Modellprädiktion \bar{x}_{k+1} plus einem Zuschlag, welcher von den aktuellen Beobachtungen kommt, ermittelt wird (*Update*). Die Gewichtung dieses Zuschlages erfolgt über die Matrix K_{k+1} , welche auch als Kalman- oder Verstärkungsmatrix (Gain-Matrix) bezeichnet wird. Sie legt fest, ob die Prädiktionen der Parameter oder die Beobachtungen höher gewichtet werden. Numerisch bedeutet das, dass im Falle eines unsicheren Modellansatzes die Varianzen in der Matrix $Q_{\bar{x\bar{x}},k+1}$ relativ große Werte erreichen, damit auch die Matrix K_{k+1} dementsprechend groß ist und damit der Einfluss der Beobachtungen steigt. Sind im Gegensatz dazu die Messungen unsicher, wachsen die Werte der Matrix D_{k+1} (die Inverse D_{k+1}^{-1} wird klein), jene der Kalmanmatrix K_{k+1} sind klein und der Einfluss der Prädiktionen steigt.

Bevor jedoch die endgültigen Schätzparameter und deren Genauigkeit zur Berechnungsepoche ermittelt werden, werden die einzelnen Komponenten des Vektors der Innovation l_{k+1} noch einem Verträglichkeitstest unterzogen. Dieser Verträglichkeitstest erfolgt in Form eines χ^2 -Tests, da die zu prüfende Testgröße näherungsweise der χ^2 -Verteilung zugeordnet werden kann. Als Nullhypothese für die Verträglichkeit zwischen Beobachtung und Prädiktion wird für jede einzelne Differenz der Innovation der Erwartungswert gleich Null gesetzt.

$$E \{l_{i,k+1}\} = 0 \quad (5.82)$$

Schlägt der Test fehl, wird die Gültigkeit der Alternativhypothese

$$E \{l_{i,k+1}\} \neq 0 \quad (5.83)$$

angenommen und damit die Unverträglichkeit zwischen Prädiktion und Messung bestätigt. Die zu prüfende Testgröße Θ^2 errechnet sich aus

$$\Theta^2 = \frac{l_{i,k+1} * D_{i,i,k+1}^{-1} * l_{i,k+1}}{\sigma_0^2} \sim \chi_1^2 \quad (5.84)$$

Die Varianz der Gewichtseinheit a priori σ_0^2 wird zu keiner Zeit innerhalb des Filterverlaufs berücksichtigt und ergibt sich damit zu 1. Der Index 1 der statistischen Sicherheitsgrenze χ_1^2 bezeichnet die Anzahl der Messgleichungen. Da jede einzelne Differenz zwischen Prädiktion und Messung separat getestet wird, wird dafür immer der Wert der statistischen Sicherheitsgrenze für nur eine Messgleichung benötigt. Der numerische Wert der Sicherheitsgrenze χ_1^2 für 95% statistische Sicherheit kann beispielsweise der Literatur [Navratil, 2006] entnommen werden und ergibt sich zu 3.84.

Nach der Annahme des Verträglichkeitstests wird die eigentliche Parameterschätzung nach Formel (5.78) und (5.79) durchgeführt. Treten Unverträglichkeiten zwischen den Prädiktionen und Messungen auf, werden die zugehörigen Beobachtungen aus dem Berechnungsprozess entfernt und die Filterung ab der Erstellung der Designmatrix A_{k+1} , des gekürzten Beobachtungsvektors l_{k+1} , usw. fortgesetzt.

Dies erfolgt so lange, bis es zu keinen Unverträglichkeiten mehr kommt, was in der Regel nach maximal 1–2 Iterationen der Fall ist. Die geschätzten Parameter (\widehat{SCE}_{k+1} , $\widehat{SCDrift}_{k+1}$, $\widehat{RCE}_{k+1} = RCE_{0,k+1} + \widehat{\Delta RCE}_{k+1}$) und deren Varianzen und Kovarianzen werden pro Satellit und Station in der Programmstruktur abgelegt und gemeinsam mit den Beobachtungen dem nächsten Programmteil, dem Kalman-Filter zur Berechnung der Satellitenpositionen, zugeführt.

5.3.3 Kalman-Filter zur Schätzung der Satellitenbahnen

Im zweiten Teil des Parameter-Moduls von RTIGU-Control werden mit Hilfe der aktuellen Beobachtungsdaten zur Epoche t_{k+1} (entspricht dem gemeinsamen Sendezeitpunkt aller Beobachtungen, siehe Abschnitt 5.2.3) und den zuvor ermittelten Uhrfehler der Satelliten- und Empfängeruhren die Bahnparameter der einzelnen Satelliten zur Epoche t_{k+1} bestimmt. Die eingehenden Pseudodistanzen (*Pseudoranges PR*) reduzieren sich dabei unter Berücksichtigung der berechneten Uhrfehler der Satelliten und Stationen (*SCE* und *RCE* in Einheit Meter) zu tatsächlichen Strecken (*Ranges R*) zwischen den Satelliten und Stationsempfängern.

$$R_{k+1} = PR_{k+1} - \widehat{RCE}_{k+1} + \widehat{SCE}_{k+1} \quad (5.85)$$

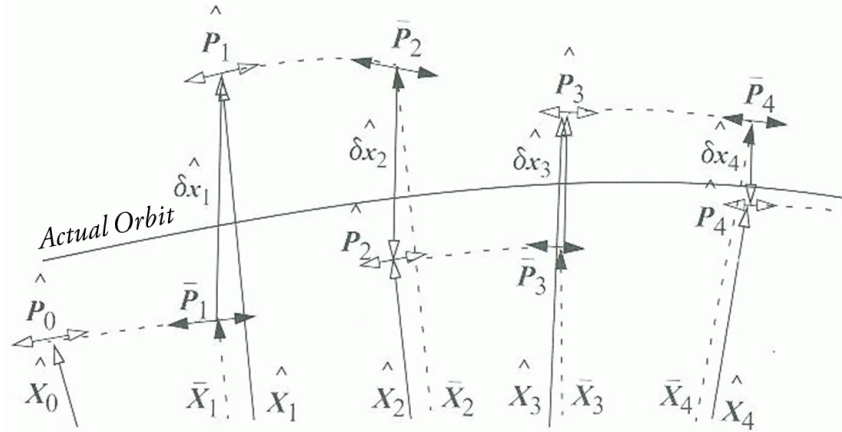
Unter den Bahnparametern verstehen wir im wesentlichen den Positionsvektor $\vec{X}_{k+1} = [x_{k+1}, y_{k+1}, z_{k+1}]^T$ und den zugehörigen Geschwindigkeitsvektor $\vec{V}_{k+1} = [v_{x,k+1}, v_{y,k+1}, v_{z,k+1}]^T$ des entsprechenden Satelliten im TRF. Für die Schätzung der Positionen und Geschwindigkeiten kommt erneut das Prinzip der Kalman-Filterung zum Einsatz. Allerdings handelt es sich diesmal nicht um ein lineares diskretes Kalman-Filter wie bei der Schätzung der Uhrparameter in Abschnitt 5.3.2, sondern um ein sogenanntes *extended* diskretes Kalman-Filter (EKF) zur Beschreibung nicht linearer (bzw. linearisierter) Prozesse, wie im konkreten Fall die Modellierung der Bewegung eines Körpers (Satelliten) im Gravitationsfeld der Erde mittels des Newton'schen Gravitationsgesetzes.

Das Prinzip des EKF sieht vor, dass basierend auf den geschätzten Positionen und Geschwindigkeiten vereint im Parametervektor \widehat{X}_k zur Vorepoche t_k zuerst die Prädiktionen \overline{X}_{k+1} aus dem Modellansatz und anschließend die optimalen Schätzergebnisse \widehat{X}_{k+1} mit Hilfe der aktuellen Beobachtungen ermittelt werden. Die aus \widehat{X}_k mittels der Modellgleichungen bestimmten Prädiktionen \overline{X}_{k+1} werden nun aber als Lösungen einer Referenztrajektorie angesehen und im weiteren Verlauf des Filters (ähnlich wie schon bei der Schätzung der Stationsuhren in Abschnitt 5.3.2) als Schätzparameter nur die Zuschläge $\widehat{\delta x}_{k+1}$ zu dieser Referenztrajektorie in den Filter eingeführt. Für die Prädiktion dieser Zuschläge gilt im Falle des EKF

$$\overline{\delta x}_{k+1} = 0 \quad (5.86)$$

Als Referenztrajektorie wird für jede Epoche die Schätzung \widehat{X}_k zur Vorepoche t_k bzw. deren Prädiktion verwendet. Im Gegensatz dazu wäre eine andere Vorgehensweise die Schätzung der Zuschläge $\widehat{\delta x}_{k+1}$ zu den Positionen und Geschwindigkeiten bezüglich einer über längere Zeiträume gültigen Referenztrajektorie. Hierbei werden die Prädiktionen der Zuschläge zu der gewählten Referenztrajektorie wie bereits in Formel (5.58) mittels der Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ ermittelt, wobei die Referenztrajektorie solange beibehalten wird, bis ein vorgeschriebener Maximalwert für die Zuschläge überschritten wird. Ein solcher Ansatz wird auch oft als *Linearized* Kalman-Filter (LKF) bezeichnet. Mehr zum Thema Bahnrechnung mittels Kalman-Filterung bzw. eine ausführliche Beschreibung beider angesprochener Varianten findet man bei [Vallado, 2007]. Das Prinzip des zuvor beschriebenen EKF ist in Abbildung 5.14 graphisch verdeutlicht.

Zu Beginn eines Durchlaufs des EKF werden die gesuchten Positionen und Geschwindigkeiten der einzelnen Satelliten ermittelt. Für die weiteren Berechnungen des EKF, insbesondere für den Aufbau der einzelnen Matrizen, ist die zu Beginn festgelegte Gestalt des Parametervektors \widehat{X}_k von entscheidender Bedeutung. Im vorliegenden Fall ergibt sich für i zu berechnende Satellitenbahnen der Parametervektor \widehat{X}_k der Vorepoche zu

Abbildung 5.14: Prinzip des *Extended* Kalman-Filters zur Bahnabschätzung

$$\hat{X}_k = [x_1; v_{x,1}; y_1; v_{y,1}; z_1; v_{z,1}; \dots x_i; v_{x,i}; y_i; v_{y,i}; z_i; v_{z,i}]^T \quad (5.87)$$

Ein wesentlicher Unterschied zur Berechnungsweise des linearen Kalman-Filters der Uhren ist jedoch die Tatsache, dass zur Prädiktion der unbekanntem Zuschläge $\bar{\delta x}_{k+1}$ zur Referenztrajektorie nicht wie vorher die Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ verwendet wird (Formel (5.86)), sondern diese lediglich zur Fortschreibung der Kovarianzmatrix $\Sigma_{\bar{x},k+1}$ benötigt wird. Die Bestimmung der Prädiktionen \bar{X}_{k+1} erfolgt über geeignete Mittel zur Berechnung von Satellitenörtern und Geschwindigkeiten. Eine Möglichkeit wäre die Berechnung der sechs Keplerelemente aus den Positionen und Geschwindigkeiten \hat{X}_k der Vorepoche, die Fortschreibung der Satelliten anhand der Keplerelemente zum Zeitpunkt t_{k+1} und die Rückrechnung auf die prädizierten Parameter \bar{X}_{k+1} . Eine weitere, hier verwendete Option besteht in der Prädiktion der Positionen und Geschwindigkeiten mittels numerischer Integration. Dabei wird auf ein Prädiktor-Korrektor Verfahren 5. Ordnung nach Runge-Kutta zurückgegriffen (siehe Anhang B). Dieses numerische Integrationsverfahren hat sich aufgrund seiner Einfachheit im Hinblick auf Programmierung und Rechenzeit als geeignet erwiesen, zumal die geforderte Positionsgenauigkeit von 2-3 dm nach 30 Sekunden Integrationszeit ebenfalls erreicht wird. Integrationsalgorithmen höherer Ordnung liefern zwar höherwertige Bahnrepräsentationen ohne den Einsatz von Echtzeit-Beobachtungen, benötigen aber auch dementsprechend mehr Rechenzeit und sind demnach für Echtzeit-Anwendungen nicht geeignet.

$$\bar{X}_{k+1} = \left\{ \text{Runge - Kutta} \left(\hat{X}_k, dT \right) \right\} \quad (5.88)$$

Das zu Grunde liegende Kräftemodell, welches in weiterer Folge natürlich auch für die Berechnung der Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ und für die Prädiktion der Kovarianzmatrix $\Sigma_{\bar{x},k+1}$ benötigt wird, berücksichtigt den Zentralterm des Gravitationsfeldes der Erde sowie die Abplattung der Erde. Da sich sämtliche Positionen und Geschwindigkeiten der Satelliten auf ein erdfestes, geozentrisches Koordinatensystem beziehen (genauer gesagt auf eine spezielle Realisierung IGS05 des globalen Referenzrahmens ITRF 2005) und die Newton'sche Mechanik nur streng in einem Inertialsystem Gültigkeit hat, muss zusätzlich bei der Modellierung noch der Einfluss zweier Scheinkräfte, der sogenannten Corioliskraft und der Fliehkraft, berücksichtigt werden. Im Zuge der Erstellung von RTIGU-Control wurden Tests durchgeführt, die gezeigt haben, dass die Bahnintegration im erdfesten System unter Berücksichtigung dieser Scheinkräfte bessere Ergebnisse liefert, als wenn zuerst die Transformation ins Inertialsystem durchgeführt wird und danach die Bahn fortgeschrieben wird. Der Grund dafür liegt möglicherweise in der Verwendung der prädizierten Erdorientierungsparameter (siehe Abschnitt 5.1.3). Das verwendete Kräftemodell ergibt sich somit zu:

$$\ddot{x} = -\frac{GE * x}{r^3} * \left[1 - J2 * \frac{3}{2} * \frac{ae^2}{r^2} * \left(5 * \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \right] + 2 * \omega_E * v_y + \omega_E^2 * x \quad (5.89)$$

$$\ddot{y} = -\frac{GE * y}{r^3} * \left[1 - J2 * \frac{3}{2} * \frac{ae^2}{r^2} * \left(5 * \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \right] - 2 * \omega_E * v_x + \omega_E^2 * y \quad (5.90)$$

$$\ddot{z} = -\frac{GE * z}{r^3} * \left[1 + J2 * \frac{3}{2} * \frac{ae^2}{r^2} * \left(3 - 5 * \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \quad (5.91)$$

Der jeweils erste Term beschreibt dabei den Zentralterm der Erdbeschleunigung, der jeweils zweite Term innerhalb der eckigen Klammern enthält den Einfluss der Abplattung der Erde auf die Erdbeschleunigung und die letzten Terme der ersten beiden Gleichungen beinhalten die Berücksichtigung der Coriolisbeschleunigung und der Fliehkraft auf die x- und y-Komponente der Satellitenbeschleunigung. GE bezeichnet die geozentrische Gravitationskonstante, ae den Äquatorradius, r die Länge des Positionsvektors \vec{X} und ω_E die Winkelgeschwindigkeit der Erddrehung. Die Konstante $J2$ beschreibt im Wesentlichen den Einfluss der Abplattung der Erde.

Die Prädiktion der Kovarianzmatrix $\Sigma_{\hat{x},k}$ der Epoche t_k nach t_{k+1} erfolgt mit

$$\Sigma_{\hat{x},k+1} = T_{k+1,k} * \Sigma_{\hat{x},k} * T_{k+1,k}^T + Q \quad (5.92)$$

Q enthält dabei die Varianzen der normalverteilten Störgrößen mit Erwartungswert 0 und der Standardabweichung σ_w , welche die Unzulänglichkeiten bei der Modellierung der Bewegung der Satelliten im Gravitationsfeld der Erde beschreiben (Vernachlässigung höherer Terme der Kugelfunktionsentwicklung des Erdschwerfeldes, Strahlungsdruck der Sonne nicht modelliert, Schrittweite der Runge-Kutta Integration, etc.). Es wird demnach bei diesem Ansatz des Kalman-Filters nicht auf eine aus der Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ abgeleiteten Störmatrix $S_{k+1,k}$ wie im Falle des linearen Kalman-Filters der Uhrschätzung zurückgegriffen, sondern die Varianzen der Störgrößen direkt in die Matrix Q integriert und bei der Kovarianzprädiktion berücksichtigt. Auch hier wurden wieder im Hinblick auf Konvergenz des EKF und Verträglichkeit zwischen Modell und Beobachtungen die numerischen Werte der Standardabweichungen $\sigma_{w,Pos}$ und $\sigma_{w,Vel}$ der einzelnen Komponenten der Positionen und Geschwindigkeiten der Satelliten empirisch ermittelt (siehe Tabelle 5.4).

Parametergruppe	Standardabweichung der Störgrößen
Positionen	$\sigma_{w,Pos} = \pm 0.3 \text{ m}$
Geschwindigkeiten	$\sigma_{w,Vel} = \pm 3 \text{ mm/s}$

Tabelle 5.4: Standardabweichung der Störgrößen des Kalman-Filters der Satellitenbahnen

Die Bestimmung der Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ erfolgt über die in Formel (5.65) dargestellte Taylor-Reihenentwicklung der Systemmatrix F . Um $T_{k+1,k}$ zu bestimmen, muss zunächst die Systemmatrix F bekannt sein. Aufgrund der Tatsache, dass beim EKF für jede Epoche eine neue Referenztrajektorie ausgewertet wird, ändert sich dementsprechend auch F und $T_{k+1,k}$ in jeder Epoche. Dies ist ein weiterer wesentlicher Unterschied zum LKF, da ja bei diesem über einen längeren Zeitraum immer die selbe Referenztrajektorie verwendet wird. Laut [Vallado, 2007] gilt für die Systemmatrix F des zu lösenden Bahnbestimmungsproblems

$$\frac{\partial \hat{X}}{\partial \hat{X}} = F \quad (5.93)$$

Die Systemmatrix F kann somit aus den partiellen Ableitungen der ersten Zeitableitungen der Schätzparameter nach den einzelnen Schätzparametern ermittelt werden. Im Folgenden wird zur

Wahrung der Übersicht immer nur ein einzelner Satellit betrachtet. Die folgenden Überlegungen lassen sich jedoch problemlos auf ein System beliebig vieler Satelliten erweitern. Setzt man

$$\hat{X} = [x; v_x; y; v_y; z; v_z]^T \quad (5.94)$$

$$\dot{\hat{X}} = [v_x; a_x; v_y; a_y; v_z; a_z]^T \quad (5.95)$$

mit den auf den Satelliten wirkenden Beschleunigungen a_x , a_y und a_z nach der Modellierung aus Formel (5.89) bis (5.91), so ergibt sich die Form der Systemmatrix F allgemein zu

$$\frac{\partial \dot{\hat{X}}}{\partial \hat{X}} = F = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial a_x}{\partial x} & \frac{\partial a_x}{\partial v_x} & \frac{\partial a_x}{\partial y} & \frac{\partial a_x}{\partial v_y} & \frac{\partial a_x}{\partial z} & \frac{\partial a_x}{\partial v_z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{\partial a_y}{\partial x} & \frac{\partial a_y}{\partial v_x} & \frac{\partial a_y}{\partial y} & \frac{\partial a_y}{\partial v_y} & \frac{\partial a_y}{\partial z} & \frac{\partial a_y}{\partial v_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{\partial a_z}{\partial x} & \frac{\partial a_z}{\partial v_x} & \frac{\partial a_z}{\partial y} & \frac{\partial a_z}{\partial v_y} & \frac{\partial a_z}{\partial z} & \frac{\partial a_z}{\partial v_z} \end{bmatrix} \quad (5.96)$$

Die zu bildenden Ableitungen der Beschleunigungen nach den unbekanntem Parametern haben dabei folgende Gestalt:

$$\frac{\partial a_x}{\partial x} = -\frac{GE}{r^3} * [1 - a] + 3 * GE * \frac{x^2}{r^5} * [1 - a] - GE * \frac{x}{r^3} * [c * x + e * x] + \omega_E^2 \quad (5.97)$$

$$\frac{\partial a_x}{\partial v_x} = 0 \quad (5.98)$$

$$\frac{\partial a_x}{\partial y} = 3 * GE * \frac{x}{r^5} * [1 - a] * y - GE * \frac{x}{r^3} * [c * y + e * y] \quad (5.99)$$

$$\frac{\partial a_x}{\partial v_y} = 2 * \omega_E \quad (5.100)$$

$$\frac{\partial a_x}{\partial z} = 3 * GE * \frac{x}{r^5} * [1 - a] * z - GE * \frac{x}{r^3} * [c * z - f] \quad (5.101)$$

$$\frac{\partial a_x}{\partial v_z} = 0 \quad (5.102)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial x} = 3 * GE * \frac{y}{r^5} * [1 - a] * x - GE * \frac{y}{r^3} * [c * x + e * x] \quad (5.103)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial v_x} = -2 * \omega_E \quad (5.104)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial y} = -\frac{GE}{r^3} * [1 - a] + 3 * GE * \frac{y^2}{r^5} * [1 - a] - GE * \frac{y}{r^3} * [c * y + e * y] + \omega_E^2 \quad (5.105)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial v_y} = 0 \quad (5.106)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial z} = 3 * GE * \frac{y}{r^5} * [1 - a] * z - GE * \frac{y}{r^3} * [c * z - f] \quad (5.107)$$

$$\frac{\partial a_y}{\partial v_z} = 0 \quad (5.108)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial x} = 3 * GE * \frac{z}{r^5} * [1 + b] * x - GE * \frac{z}{r^3} * [d * x + e * x] \quad (5.109)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial v_x} = 0 \quad (5.110)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial y} = 3 * GE * \frac{z}{r^5} * [1 + b] * y - GE * \frac{z}{r^3} * [d * y + e * y] \quad (5.111)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial v_y} = 0 \quad (5.112)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial z} = -\frac{GE}{r^3} * [1 + b] + 3 * GE * \frac{z^2}{r^5} * [1 + b] - GE * \frac{z}{r^3} * [d * y + f] \quad (5.113)$$

$$\frac{\partial a_z}{\partial v_z} = 0 \quad (5.114)$$

mit den zur Wahrung der Übersichtlichkeit zusammengefassten Größen $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ und

$$a = J2 * \frac{3}{2} * \frac{ae^2}{r^2} * \left(5 * \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \quad (5.115)$$

$$b = J2 * \frac{3}{2} * \frac{ae^2}{r^2} * \left(3 - 5 * \frac{z^2}{r^2} \right) \quad (5.116)$$

$$c = 3 * J2 * \frac{ae^2}{r^4} * \left[5 * \frac{z^2}{r^2} - 1 \right] \quad (5.117)$$

$$d = -3 * J2 * \frac{ae^2}{r^4} * \left[3 - 5 * \frac{z^2}{r^2} \right] \quad (5.118)$$

$$e = 15 * J2 * \frac{ae^2}{r^6} * z^2 \quad (5.119)$$

$$f = \frac{3}{2} * J2 * \frac{ae^2}{r^2} * \left[10 * \frac{z}{r^2} - 10 * \frac{z^3}{r^4} \right] \quad (5.120)$$

Für den Allgemeinfall von i zu berechnenden Satelliten resultiert somit folgende Gestalt der Systemmatrix F :

$$F = \begin{bmatrix} F_1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & F_2 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & F_{i-1} & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & F_i \end{bmatrix} \quad (5.121)$$

Die Transitionsmatrix $T_{k+1,k}$ wird anschließend mittels

$$T_{k+1,k} = I + F * dT + \frac{(F * dT)^2}{2!} \quad (5.122)$$

aus F abgeleitet, wobei die in (5.65) angeschriebene Reihenentwicklung aus Konvergenzgründen bereits nach den Termen 2. Ordnung abgebrochen wird.

Die Integration der aktuellen Beobachtungsdaten der einzelnen Stationen zu den Satelliten erfolgt auch beim EKF mittels der in (5.57) angeschriebenen Messgleichungen des Kalman-Filters. Dabei wird die Designmatrix A_{k+1} wieder aus den Ableitungen der Beobachtungsgleichungen

$$R_{k+1} = \sqrt{(x^{Sat} - x_{Stat})^2 + (y^{Sat} - y_{Stat})^2 + (z^{Sat} - z_{Stat})^2} \quad (5.123)$$

nach den unbekanntem Parametern ermittelt. Der Aufbau der Matrix A_{k+1} soll im Folgenden anhand eines einfachen Beispiels erläutert werden:

- 2 Satelliten, 7 Stationen
- Satellit 1 wird von 5 Stationen beobachtet, Satellit 2 von 4 Stationen, wobei die Stationen 1 und 2 beide Satelliten beobachten
- hochgestellte Indizes geben die laufende Satellitenbezeichnung wieder, tiefgestellte Indizes entsprechen den Stationen

$$A_{k+1} = \begin{bmatrix} \frac{x^1-x_1}{r_1^1} & 0 & \frac{y^1-y_1}{r_1^1} & 0 & \frac{z^1-z_1}{r_1^1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{x^1-x_2}{r_2^1} & 0 & \frac{y^1-y_2}{r_2^1} & 0 & \frac{z^1-z_2}{r_2^1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{x^1-x_3}{r_3^1} & 0 & \frac{y^1-y_3}{r_3^1} & 0 & \frac{z^1-z_3}{r_3^1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{x^1-x_4}{r_4^1} & 0 & \frac{y^1-y_4}{r_4^1} & 0 & \frac{z^1-z_4}{r_4^1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{x^1-x_5}{r_5^1} & 0 & \frac{y^1-y_5}{r_5^1} & 0 & \frac{z^1-z_5}{r_5^1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x^2-x_1}{r_1^2} & 0 & \frac{y^2-y_1}{r_1^2} & 0 & \frac{z^2-z_1}{r_1^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x^2-x_2}{r_2^2} & 0 & \frac{y^2-y_2}{r_2^2} & 0 & \frac{z^2-z_2}{r_2^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x^2-x_6}{r_6^2} & 0 & \frac{y^2-y_6}{r_6^2} & 0 & \frac{z^2-z_6}{r_6^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x^2-x_7}{r_7^2} & 0 & \frac{y^2-y_7}{r_7^2} & 0 & \frac{z^2-z_7}{r_7^2} & 0 \end{bmatrix} \quad (5.124)$$

Die Innovation l_{k+1} als Indikator für die Verträglichkeit zwischen den Beobachtungen und dem gewählten Modell errechnet sich wieder aus der Differenz zwischen den tatsächlichen Beobachtungen und den "prädierten Beobachtungen". Für i vorhandene Distanzmessungen zwischen Satelliten und Stationen hat l_{k+1} folgende Gestalt:

$$l_{k+1} = \begin{bmatrix} R_{1,k+1} - \bar{R}_{1,k+1} \\ R_{2,k+1} - \bar{R}_{2,k+1} \\ \vdots \\ R_{i-1,k+1} - \bar{R}_{i-1,k+1} \\ R_{i,k+1} - \bar{R}_{i,k+1} \end{bmatrix} \quad (5.125)$$

Die Korrektur der tatsächlichen Beobachtungen um die Uhrfehler der Satelliten und Empfänger wurde bereits in (5.85) berücksichtigt, die "prädierten Beobachtungen" \bar{R}_{k+1} erhält man durch Einsetzen der prädierten Satellitenpositionen \bar{X}_{k+1} in (5.123) unter Verwendung der fixierten Stationskoordinaten.

Die weitere Vorgehensweise erfolgt analog jener zur Schätzung der Uhrparameter in Abschnitt 5.3.2. Die Zuschläge $\widehat{\delta x}_{k+1}$ aus den Beobachtungen zu den prädierten Modellwerten folgen aus

$$\widehat{\delta x}_{k+1} = K_{k+1} * l_{k+1} \quad (5.126)$$

Die Schätzung der Kovarianzmatrix ergibt sich zu

$$Q_{\widehat{x},k+1} = Q_{\bar{x},k+1} - K_{k+1} * D_{k+1} * K_{k+1}^T \quad (5.127)$$

wobei die Matrix D_{k+1} sowie die Verstärkungsmatrix K_{k+1} wieder aus

$$D_{k+1} = Qu_{k+1} + A_{k+1} * Q_{\bar{x},k+1} * A_{k+1}^T \quad (5.128)$$

$$K_{k+1} = Q_{\bar{x},k+1} * A_{k+1}^T * D_{k+1}^{-1} \quad (5.129)$$

ermittelt werden. Der Vollständigkeit halber wird auch an dieser Stelle beim EKF ein Verträglichkeitstest zwischen Modell und Beobachtung durchgeführt. Zur Anwendung kommt auch hier ein χ^2 -Test, ähnlich jenem in Abschnitt 5.3.2. Aufgrund der Tatsache, dass “schlechte” Beobachtungen bereits beim χ^2 -Test des Uhrenfilters eliminiert wurden, wird diesmal nicht jede Beobachtung einzeln geprüft, sondern jeweils alle Beobachtungen von unterschiedlichen Stationen zu einem Satelliten (Grund dafür ist die satellitenweise Sortierung der Beobachtungen, siehe Abschnitt 5.3.1). Die Ermittlung der Testgröße Θ^2 erfolgt mit

$$\Theta^2 = \frac{l_{sub,k+1} * D_{sub,k+1}^{-1} * l_{sub,k+1}}{\sigma_0^2} \sim \chi_f^2 \quad (5.130)$$

Der Index *sub* bezeichnet dabei den jeweils pro Satelliten zu verwendenden Teilvektor bzw. Teilmatrix aus der Innovation l_{k+1} bzw. der Matrix D_{k+1} , abhängig von der jeweiligen Anzahl f der Messgleichungen der Satelliten. Die Wahl der Sicherheitsgröße χ_f^2 ist demnach ebenfalls abhängig von der Anzahl der Messgleichungen zu wählen, um in weiterer Folge auf Verträglichkeit bzw. Unverträglichkeit zwischen den Beobachtungen und den Modellrechnungen schließen zu können. Tritt eine Unverträglichkeit bei einem oder mehreren Satelliten auf, werden diese für die nächste Berechnungsperiode aus den IGU-Parametern neu initialisiert.

Die endgültige Schätzung der Positionen und Geschwindigkeiten der einzelnen Satelliten zum Zeitpunkt t_{k+1} (und damit auch die für die nächste Schätzperiode t_{k+2} gültige Referenztrajektorie des EKF) wird schließlich aus

$$\widehat{X}_{k+1} = \overline{X}_{k+1} + \widehat{\delta x}_{k+1} \quad (5.131)$$

gebildet.

5.4 Ausgabe-Modul - Verarbeitung der Ergebnisse

Im vierten und letzten Programmteil der Software RTIGU-Control werden die zuvor im Parameter-Modul ermittelten Bahn- und Uhrparameter der Satelliten und Stationen für die weitere Verarbeitung, Archivierung und Visualisierung vorbereitet. Der Zweck des Ausgabe-Moduls ist unter anderem die Bereitstellung standardisierter und proprietärer Ausgabedateien, die einerseits Vergleiche und Analysen der ermittelten Parameter von RTIGU-Control mit anderen Produkten (IGR, IGS, usw.) ermöglichen, andererseits für Positionierungsaufgaben in Echtzeit oder *Postprocessing* genutzt werden können. Folgende Parameterausgaben innerhalb des Ausgabe-Moduls werden dabei unterschieden:

1. Erstellung täglicher standardisierter Uhr- und Bahndateien in Form von Clock-RINEX bzw. Orbit-SP3-Dateien.
2. Erstellung epochenweiser SP3-Dateien zur Unterstützung präziser Punktbestimmungsalgorithmen in Echtzeit (*Real-Time Precise Point Positioning*, RT-PPP)
3. Epochenweise Anzeige der ermittelten Uhr- und Bahnparameter, sowie Vergleiche mit jenen der IGU-Prädiktionen in Echtzeit am Monitor des Auswerte-PCs.

Das Ablaufschema des Ausgabe-Moduls ist in Abbildung 5.15 veranschaulicht. Anzumerken ist an dieser Stelle, dass das Ausgabe-Modul das einzige Modul ist, welches nicht direkt mit RTIGSMR interagiert, sondern nur über das Parameter-Modul angesprochen wird.

Die erste wichtige Ausgabeform (Produkt) der ermittelten Parameter, auf die in weiterer Folge kurz eingegangen wird, ist die Erstellung täglicher, standardisierter (und auch nicht standardisierter) Uhr- und Bahndateien. Standardisiert deshalb, um Vergleiche mit anderen RT-Analysezentren bzw. mit den IGR Produkten einfach und problemlos durchzuführen. Nicht standardisierte bzw. proprietäre Ausgabeformate werden innerhalb der eigens entwickelten Analyse-Software RTIGU-Analyse (siehe Abschnitt 6.1) benötigt. Folgende 4 Produkte werden dabei von RTIGU-Control bereitgestellt:

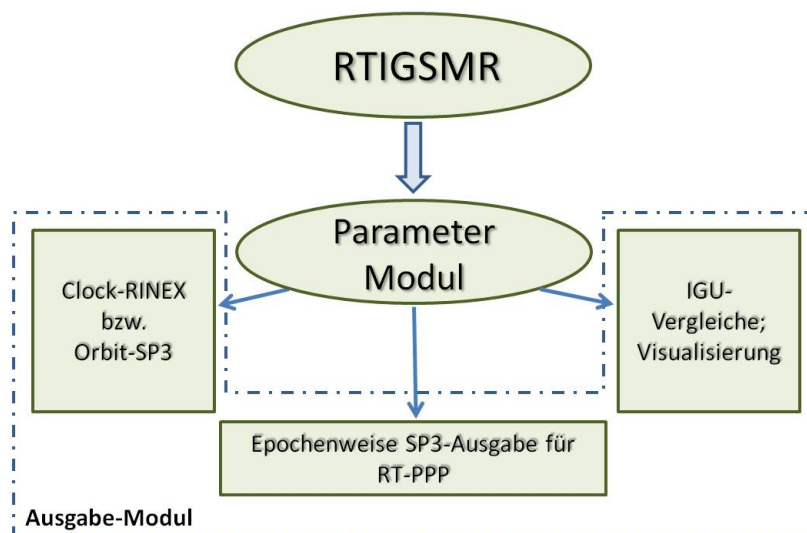


Abbildung 5.15: Ablaufschema des Ausgabe-Moduls

1. Standardisierte Ausgabedatei der Satelliten- und Stationsuhrfehler im sogenannten Clock-RINEX Format. Diese Formatdefinition erlaubt die Ablage und Archivierung der Uhrinformationen, bestehend aus Uhrfehler bezogen auf GPS-Zeit, sowie die Standardabweichung der ermittelten Uhrfehler an zeitlich äquidistanten Stützpunkten. Dabei werden für jede Epoche zuerst die entsprechenden Satellitenuhrfehler und im Anschluss jene der Stationsuhren in der Datei abgelegt. Diesem sogenannten Datenblock vorangehend ist der Datei-Header zur Ablage allgemeiner, für Auswertungen im Postprocessing wichtiger Informationen, wie beispielsweise die Festlegung einer Referenzuhr, die Angabe der beteiligten Stationsnummern, etc.. Für das zeitliche Intervall zwischen den Epochen der Uhrlösungen wurde bei RTIGU-Control 30 Sekunden gewählt, jenes der IGS Rapid Produkte ist in der Regel auf 5 Minuten festgelegt (siehe Tabelle 4.2). Details zum Clock-RINEX Format können [Ray, Gurtner, 2006] entnommen werden.
2. Standardisierte Ausgabedatei der Satellitenpositionen und Geschwindigkeiten im Orbit-SP3 Format. Die Positionen, aber auch die Geschwindigkeiten der verfügbaren Satelliten, werden dabei im SP3 Format [Hilla, 2007], welches bereits in Abschnitt 5.1.1 kurz beschrieben wurde, für spätere Anwendungen archiviert. Dabei werden jedoch nicht die im Parameter-Modul errechneten Satellitenbahnen, basierend auf den zuvor ermittelten Satellitenuhrfehler eingetragen, sondern um für spätere Auswertungen konsistente Produkte zur Verfügung zu haben, werden hier die interpolierten Positionen aus den prädizierten IGU-Bahnen bereitgestellt. Als zeitliche Auflösung zwischen den einzelnen Stützpunkten wurde, wie auch bei den Produkten des IGS, 15 Minuten gewählt. Die Bahn und Geschwindigkeit eines Satelliten wird demnach im Laufe eines Tages durch 96 äquidistant verteilte Stützpunkte beschrieben, mit denen durch geeignete Interpolationsverfahren ([Horemuz, 2006], bzw. Anhang A) zu jedem beliebigen Zeitpunkt dessen Position und Geschwindigkeit berechnet werden kann.
3. Proprietäres Format zur Ablage der zu den Schätzepochen interpolierten, prädizierten IGU Satellitenuhrfehler. Die Erstellung dieser Ausgabedatei dient einzig und allein zu Vergleichszwecken und wird ebenfalls täglich erstellt. Sie enthält für einen Tag, für alle in den IGUs verfügbaren Satelliten, die interpolierten Uhrfehler mit einer zeitlichen Auflösung von 30 Sekunden. Aufgrund der Tatsache, dass im Abstand von 6 Stunden neue IGU-Prädiktionen erscheinen, sind die in Echtzeit aktuellen IGU-Uhrparameter für einen Tag in 4 verschiedenen Dateien enthalten (siehe Abschnitt 5.1.1). Daher bieten diese täglichen IGU-Ausgabedateien eine einfache und komfortable Möglichkeit, Vergleiche mit den RTIGU-Control Produkten, sowie mit den IGR oder IGS Produkten durchzuführen.

4. Proprietäres Format zur täglichen Ablage sämtlicher Schätzergebnisse pro Berechnungsepoche. Diese Ausgabedateien enthalten nahezu alle wichtigen Schätzergebnisse pro Satellit und Epoche für den Zeitraum eines Tages. Es sind dies beispielsweise die Uhrfehler der Satelliten, deren lineare Driftfaktoren, Differenzen zu den prädierten IGU-Uhren, Genauigkeitsparameter, usw.. Lediglich die bei der Bahnschätzung im Parameter-Modul ermittelten Bahn- und Geschwindigkeitsparameter der Satelliten sind nicht in absoluter Form eingetragen (diese sind ja bereits in der Orbit-SP3 Datei enthalten), sondern in Form von Differenzen zu den Werten aus den IGUs. Die Eintragungen lauten pro Satellit und Epoche: Sat. Bezeichner, Bahn- und Geschwindigkeitsdifferenzen in *radial*, *along track* und *cross track* (siehe Abschnitt 2.3), Standardabweichung dieser Bahn- und Geschwindigkeitskomponenten, PDOP-Faktor, Uhrdifferenz zu IGU, Satellitenuhrfehler, Standardabweichung des Satellitenuhrfehlers, linearer Driftfaktor, Anzahl der Beobachtungen, Anzahl der Berechnungsepochen und die GPS-Sekunde der Epoche.

Alle vier oben angeführten Ausgabedateien von RTIGU-Control werden bei ordnungsmäßigem Betrieb im Laufe eines Tages in Echtzeit erzeugt und immer um die laufende Schätzepoche aufdatiert. Am Ende des Tages werden alle Dateien vom Ausgabe-Modul abgeschlossen und in einem eigens vorgesehenen Ordner am Auswerte-PC archiviert. Zusätzlich werden die Clock-RINEX sowie die Orbit-SP3 Dateien auch auf den ftp-Server des Instituts und auf jenen *des European Space Operations Center* (ESOC) in Darmstadt verschoben. Letzteres dient zum Vergleichen der RTIGU-Control Produkte mit den Echtzeit-Ergebnissen anderer Institutionen, sowie auch mit den IGR-Produkten (siehe Abschnitt 6). Die generelle Benennung der 4 Ausgabedateien lautet

- für die Clock-RINEX Datei: *TUWwwwwd.clk*
- für die Orbit-SP3 Datei: *TUWwwwwd.sp3*
- für die IGU Uhrdatei Datei: *IGU_Clockswwwwd.txt*
- für die Datei der Schätzparameter: *Controlwwwwd.txt*

wobei *www* wieder die GPS-Woche und *d* den Tag der Woche bezeichnet.

Als zweite Produktkategorie von RTIGU-Control kann die epochenweise Ausgabe der Satellitenuhr- und Bahnparameter interpretiert werden. Dies erfolgt ebenfalls in Form einer SP3 Datei, diesmal allerdings ohne Headerinformation und immer nur jeweils für die letzte (aktuelle) Berechnungsepoche, d.h. die Ausgabedatei wird zu jeder Berechnungsepoche neu erstellt bzw. überschrieben und auf diese Weise aktuell gehalten. Mit Hilfe dieser Ausgabedatei ist es möglich, präzise Punktbestimmungsalgorithmen in Echtzeit (RT-PPP, siehe Abschnitt 6.4) zu unterstützen. Gemeinsam mit den freien Software-Paketen "BKG Ntrip State Space Server" (BNS) und "BKG Ntrip Client" (BNC), bereitgestellt vom Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG) in Deutschland und der epochenweisen Übergabe aktueller Satellitenparameter für die Bahnen und die Uhrfehler im SP3 Format, können Korrekturparameter hinsichtlich der aktuellen *Broadcast*-Ephemeriden (Bahnen und Uhren) berechnet werden und über einen dafür vorgesehenen Internet-Datenstrom (NTRIP) RT-PPP Nutzern zur Verfügung gestellt werden. Dadurch ist eine weitere Möglichkeit gegeben, die von RTIGU-Control generierten Produkte, diesmal in Echtzeit, auf Konsistenz und Qualität zu prüfen. Details zur konkreten Vorgehensweise bzw. Ergebnisse solcher RT-PPP Tests sind in Abschnitt 6.4 angeführt, Informationen zu BNS, BNC und allgemein zum NTRIP-Protokoll können bei [GDC] bezogen werden.

Die dritte und schließlich auch letzte Ausgabeform der im Parameter-Modul geschätzten Uhr- und Bahnparameter ist die Bildschirmdarstellung der Ergebnisse am Auswerte-PC. Dabei werden die Berechnungsergebnisse für jede Epoche aktualisiert und neu im *Command Window* angezeigt. Des Weiteren erhält der Nutzer auch zwischen den Berechnungsepochen diverse Programminformationen, wie beispielsweise entdeckte *Cycle-Slips*, Aktualisierungsinformationen der IGUs und VMF1, aber auch wichtige Informationen zur Parameterschätzung innerhalb der beiden Kalman-Filterprozesse.

Beginnend mit der in der ersten Zeile enthaltenen Zeitinformation der Berechnungsepoche (Zeitstempel in GPS-Sekunden) folgt für jeden Satelliten eine Auflistung der geschätzten Bahn- und Uhrparameter. Die Formatierung jeder einzelnen Zeile ist dabei analog zu jener in der Ausgabedatei der Schätzparameter, *Controlwwwd.txt*. Nicht verfügbare Satelliten sind durch eine strichlierte Linie markiert, wie im obigen Beispiel der zu diesem Zeitpunkt nicht verfügbare Satellit PRN25. Mit Hilfe dieser Bildschirmausgabe hat der Anwender die Möglichkeit, in einfacher und komfortabler Weise den derzeitigen Status des gesamten überwachten GPS-Satellitensystems auf einen Blick in Echtzeit zu erfassen bzw. die Abweichungen der IGU-Prädiktionen (vor Allem der Uhrprädiktionen) von den Echtzeit-Berechnungen festzustellen.

6 Vergleich und Interpretation der RTIGU-Control Produkte

Dieses Kapitel beschäftigt sich mit der Analyse und Interpretation der von RTIGU-Control erstellten Uhr- und Bahnprodukte. Die vom Ausgabe-Modul in Abschnitt 5.4 erstellten Produkte, können nun in weiterer Folge dazu benutzt werden, um die Qualität der von RTIGU-Control bereitgestellten Schätzergebnisse durch Vergleiche mit anderen (Referenz)Produkten zu verifizieren. Daher folgen in den kommenden Abschnitten Vergleiche der RTIGU-Control Produkte mit den präzisen IGR Produkten, aber auch mit Produkten anderer RT-Analysezentren. Ein Vergleich der Uhrparameter von RTIGU-Control und IGU mit den IGR Lösungen als Referenzprodukt, zeigt die enorme Qualitätssteigerung der Uhrprodukte von RTIGU-Control gegenüber den prädizierten Uhren der IGS-Lösung. Des weiteren können in Echtzeit aufgedeckte signifikante Prädiktionsfehler der Satellitenuhren in den IGUs durch solche Vergleiche anschaulich und übersichtlich im *Postprocessing* dargestellt werden. Die Nutzung der RTIGU-Control Produkte für statische und kinematische präzise Positionierungsaufgaben, sowohl im Rahmen einer Datennachprozessierung (PPP) als auch in Echtzeit (RT-PPP), ermöglichen weitere Aussagen über Qualität und Konsistenz der Produkte. Beispiele sowohl für PPP als auch für RT-PPP bestätigen die in den zuvor durchgeführten Produktvergleichen erhaltenen Ergebnisse und Aussagen hinsichtlich der Qualität und Konsistenz der RTIGU-Control Produkte. Mit Hilfe derartiger Qualitätsanalysen können mögliche, noch in den Berechnungsalgorithmen enthaltene Fehler entdeckt und behoben werden, aber auch allgemeine Aussagen über die maximal zu erwartenden Produkt- und Positionsgenauigkeiten getroffen werden.

Zu Analyse- und Vergleichszwecken wurde das MatLab-Programm RTIGU-Analyse entwickelt, welches in der Lage ist, standardisierte Clock-RINEX Dateien, aber auch die proprietären Dateiformate des Ausgabe-Moduls (siehe Abschnitt 5.4) zu verarbeiten. Im folgenden Abschnitt wird nun kurz auf die Software RTIGU-Analyse eingegangen und es werden die grundlegenden Funktionen näher erläutert.

6.1 Das Analyse-Tool RTIGU-Analyse

RTIGU-Analyse ist ein mit Hilfe der Software Matlab v7.9.0 (R2009b) [Mathworks, 2010] entwickeltes GUI (*Graphical User Interface*) Programm zur Analyse und Vergleich der RTIGU-Control Uhr- und Bahnprodukte. RTIGU-Analyse ist nicht in der Lage komplexe Berechnungen und Auswertungen, wie z.B. Positionsbestimmungen oder Formatkonvertierungen und Dateiausgaben, durchzuführen. Es wurde lediglich dazu entwickelt, die Inhalte von Clock-RINEX Dateien graphisch darzustellen, bzw. Vergleichsrechnungen zwischen den Uhrprodukten von IGR, IGU und RTIGU-Control durchzuführen und die Ergebnisse ebenfalls graphisch auszugeben. Die Analysen und Ausgaben hinsichtlich der von RTIGU-Control ermittelten Satellitenbahnen beschränken sich aufgrund der bereits hohen Qualität der prädizierten IGU-Bahnen (diese werden daher in weiterer Folge als Referenz angesehen) auf die in den Dateien *Controlwwwd.txt* (siehe Abschnitt 5.4) enthaltenen Differenzen der Positionen und Geschwindigkeiten zwischen den IGU-Bahnen und den in Echtzeit berechneten Bahnen von RTIGU-Control. RTIGU-Analyse, dessen GUI in Abbildung 6.1 dargestellt ist, kann in 4 Bereiche unterteilt werden.

1. Angaben zur Festlegung des Analysezeitraums
2. Produktinterne Darstellung der Satelliten- und Stationsuhrfehler
3. Uhrvergleiche der IGU- und RTIGU-Control Lösungen mit IGR bzw. Analyse der Bahn- und Geschwindigkeitsdifferenzen
4. Vergleiche der Uhrdifferenzen zweier Satelliten oder Stationen zwischen den IGU und RTIGU-Control Lösungen mit IGR

Zu Beginn einer Produktanalyse müssen zuerst die dafür notwendigen Ausgangsdaten für den in Punkt 1 festgelegten Analysezeitraum in den Datenordner von RTIGU-Analyse abgelegt werden. Die

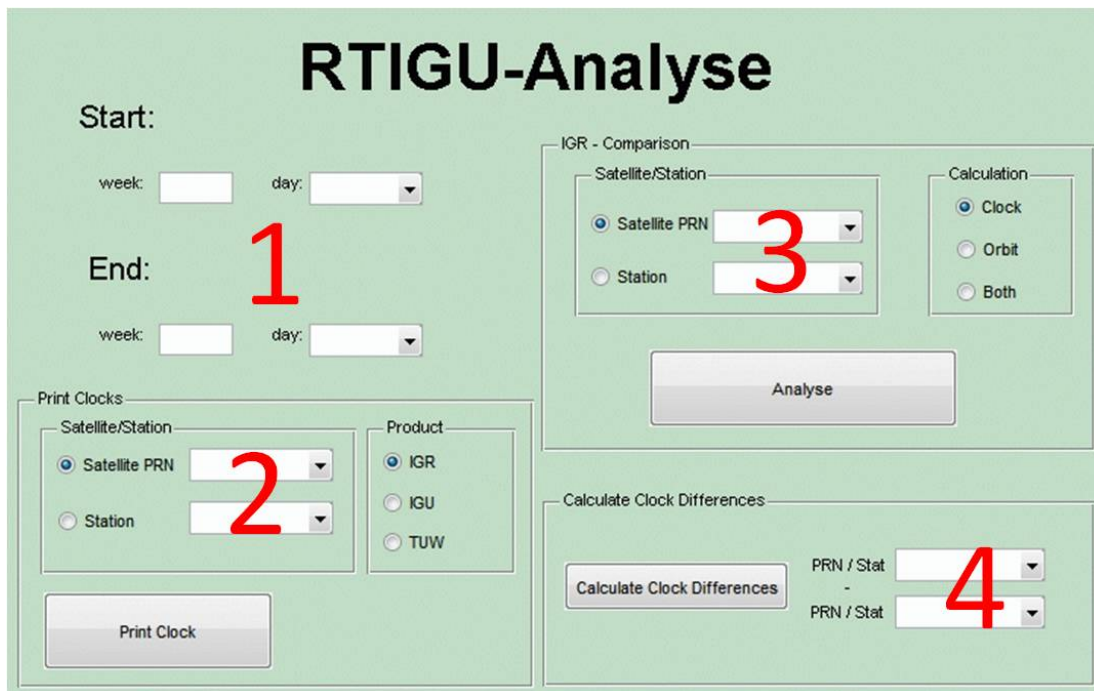


Abbildung 6.1: GUI der Software RTIGU-Analyse

Angabe des Analysezeitraums erfolgt dabei durch die Festlegung des Starttages und des Endtages, beide in Form von GPS-Woche und Tag der Woche. Für jeden einzelnen Analysetag müssen folgende *Input*-Dateien zur Verfügung gestellt werden (eine Übersicht der RTIGU-Control Produkte findet man in Abschnitt 5.4):

- IGR-Uhrparameter: *igrwwwd.clk*
- IGU-Uhrparameter: *IGU_Clockswwwd.txt*
- RTIGU-Control Uhr- und Bahnparameter: *TUWwwwd.clk*, *Controlwwwd.txt*

Als Hinweis sei an dieser Stelle angeführt, dass die Produktklassen “igr” und “TUW” zwar fest in den Quelltext von RTIGU-Analyse integriert sind und im GUI nicht verändert werden können, aber durch entsprechende Umbenennung anderer Produkte (z.B. *igswwwd.clk* oder Produkte anderer RT-Analysezentren) nach “igr” bzw. “TUW” auch diese für Analyse- und Vergleichszwecke verwendet werden können.

Punkt 2 von RTIGU-Analyse erlaubt die einfache produktweise Darstellung der Zeitserie des gewählten Satelliten und Empfängeruhrfehlers. Es werden dabei natürlich sämtliche GPS-Satelliten und die Stationen des RTIGS-Stationsnetzwerks (siehe Abbildung 4.3) unterstützt. Ist für den gewählten Analysezeitraum die ausgewählte Station oder der Satellit nicht im betreffenden Produkt verfügbar, ergeht eine entsprechende Meldung an den Benutzer. Dieses Programm-*Feature* ermöglicht die schnelle und komfortable Darstellung der Uhrinformationen einer oder mehrerer Clock-RINEX Dateien der gewählten Produktkategorie. Abbildung 6.2 zeigt Beispiele für die Darstellung verschiedener Uhrkorrekturzeitserien der drei Produktklassen.

Der dritte Bereich der Analyse-Software RTIGU-Analyse ermöglicht die Anfertigung von Produktvergleichen, wobei zwischen Analysen der Satelliten- und Stationsuhren und Analysen der Satellitenbahndifferenzen zwischen den prädierten IGU-Bahnen und jenen von RTIGU-Control unterschieden wird. Die Uhrvergleiche werden für den gewählten Analysezeitraum in Form von Differenzen der IGU und RTIGU-Control Uhrkorrekturen zu den als Referenz verwendeten präzisen IGR Uhrkorrekturen durchgeführt. Dabei werden pro durchgeführtem Uhrvergleich jeweils 3

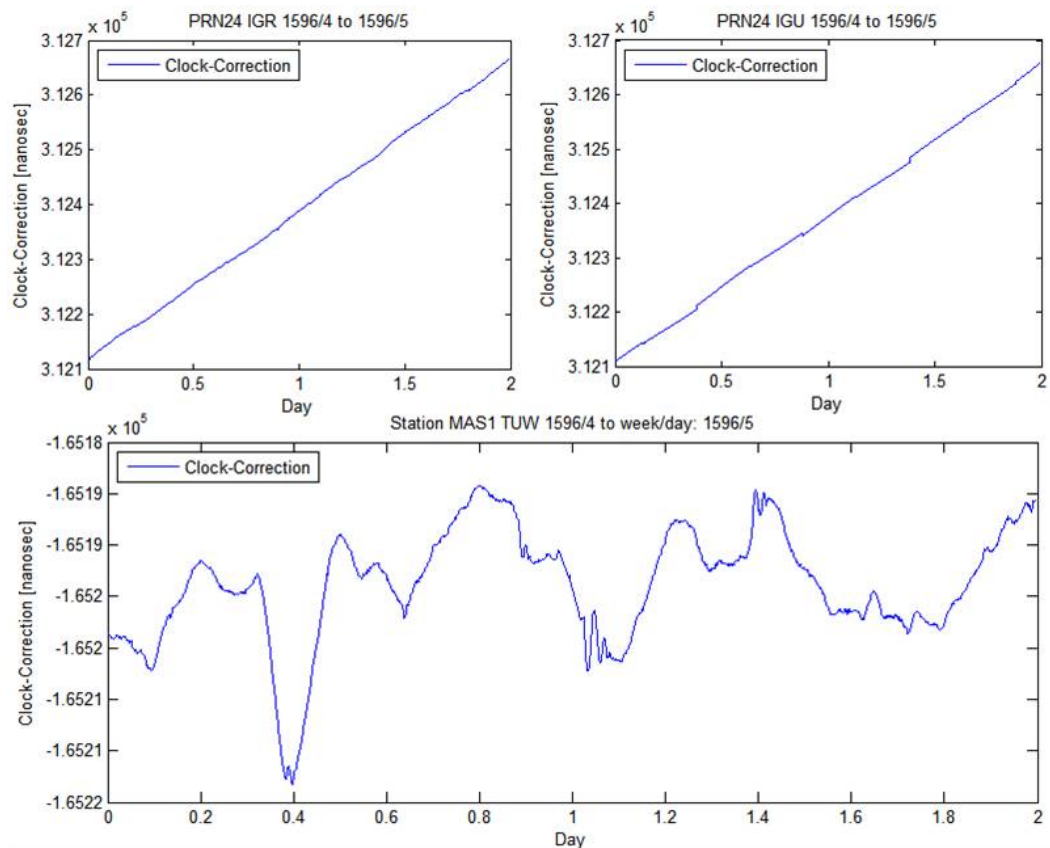


Abbildung 6.2: Graphische Darstellung der Uhrkorrekturen

Graphiken ausgegeben. Die erste Grafik in Abbildung 6.3 beinhaltet die Uhrkorrekturen aller 3 Produktkategorien, dargestellt über die Dauer des festgelegten Analysezeitfensters, ähnlich wie zuvor bei Punkt 2. Die zweite Grafik enthält die Differenzen von *IGU-IGR* und *TUW(RTIGU-Control)-IGR*. Die dritte Graphik gibt Auskunft über die erzielte Standardabweichung bei der Uhrschätzung innerhalb von RTIGU-Control bzw. über die Anzahl der für die Schätzung zur Verfügung gestandenen Beobachtungen. Die Anzahl der Beobachtungen ist zur besseren Darstellung skaliert, wobei ein Wert von 1 etwa 35–40 Beobachtungen bedeutet.

Im Falle einer Bahnanalyse eines gewählten Satelliten werden die in der Datei *Controlwwwd.txt* abgelegten Bahndifferenzen zwischen den prädizierten IGU-Bahnen und jenen in Echtzeit ermittelten Bahnen von RTIGU-Control graphisch aufbereitet. Die Darstellung der Bahndifferenzen erfolgt hierbei nicht im erdfesten-geozentrischen Koordinatensystem (TRS), sondern wie bereits in Abschnitt 2.3 beschrieben, im satelliten-bezogenen Koordinatensystem mit den Komponenten *radial*, *along-track* und *out of plane*. Folgende Graphiken werden generiert und dem Benutzer ausgegeben:

- Darstellung des zeitlichen Verlaufs der Abweichungen in *along-track*, *cross-track* und *out of plane*. Zusätzlich werden ebenfalls die bei der Parameterschätzung erhaltenen Standardabweichungen aller 3 Komponenten sowie Informationen zur Anzahl der verfügbaren Beobachtungen und des zeitlichen Verlaufs des PDOP-Faktors dargestellt.
- Darstellung des zeitlichen Verlaufs der Geschwindigkeitsdifferenzen in *along-track*, *cross-track* und *out of plane*, mit Angabe der berechneten Standardabweichungen der Geschwindigkeitskomponenten.
- Analyse der Positions- und Geschwindigkeitsdifferenzen in Form von Histogrammverteilungen aller drei Koordinatenrichtungen.

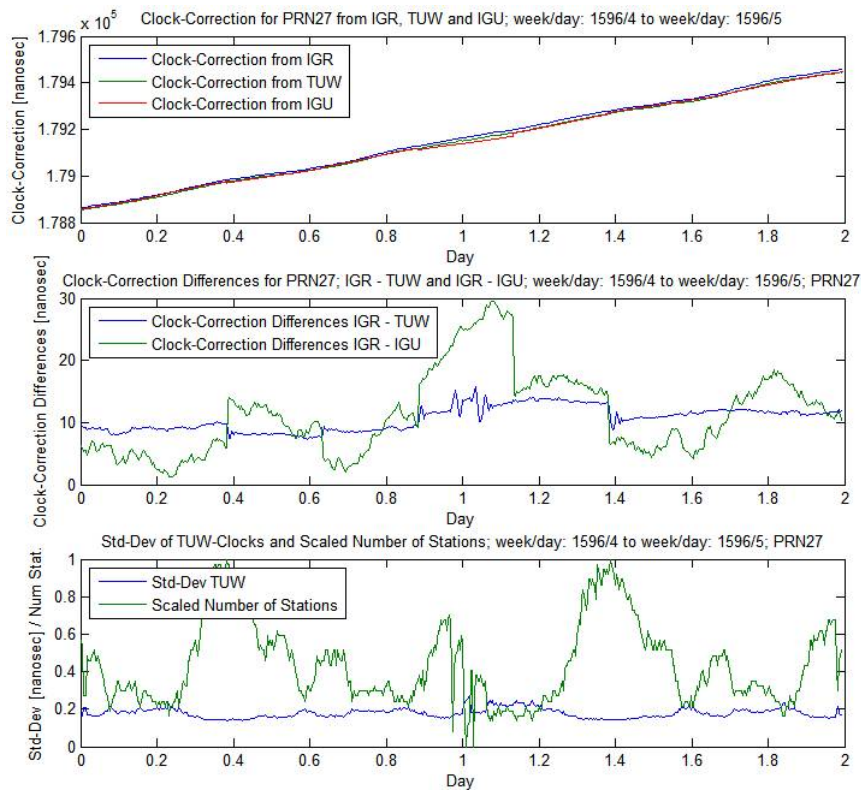


Abbildung 6.3: Beispiel eines Uhrvergleichs mit RTIGU-Analyse

- Farbkodierte 3D-Punktwolke der Bahndifferenzen. Dabei bedeuten blaue Einträge eine Gesamtabweichung < 0.5 Meter, grüne Einträge eine Gesamtabweichung < 1.0 Meter und braune Einträge eine Gesamtabweichung > 1.0 Meter.

Einen Auszug, der bei der Orbitanalyse erzeugten Graphiken, zeigt Abbildung 6.4. Es handelt sich dabei um die Abweichungen der Echtzeitbahnlösungen von PRN10 in *along-track*, *cross-track* und *out of plane*, für den Zeitraum von 2 Tagen mit den zugehörigen Histogrammdarstellungen, sowie der farbkodierten 3D-Punktwolke.

Die vierte Möglichkeit Aussagen über die Qualität der RTIGU-Control Produkte in Form von Vergleichen mit den präzisen IGR Uhrfehler zu treffen, ist die Anfertigung von Vergleichen von Uhrdifferenzen. Dies bedeutet konkret, dass produktinterne Differenzen zwischen 2 ausgewählten Satelliten- oder Stationsuhrfehler über die Dauer des Analysezeitraums epochenweise gebildet und anschließend miteinander verglichen werden. Im vorliegenden Fall von RTIGU-Analyse werden die Differenzen zweier IGR Uhrfehler wieder als Referenz angenommen und die weiteren Darstellungen und Analysen der IGU- und TUW-Differenzen hinsichtlich dieser Referenz angefertigt. Die Betrachtung von Uhrdifferenzen ist deshalb interessant, weil dadurch die "innere Uhrgeometrie" überprüft und verglichen werden kann. Stimmen die Uhrdifferenzen der TUW Produkte im Rahmen der zu erwartenden Genauigkeiten (1-sigma 0.5–1 ns) mit jenen der IGRs überein, so kann davon ausgegangen werden, dass bei Verwendung dieser Uhren für Positionierungsaufgaben auch die zu erwartenden Positionsgenauigkeiten von etwa 2–3 dm erreicht werden können. Im Gegensatz dazu ist ein konstanter Offset aller Satellitenuhrlösungen ("äußere Uhrgeometrie"), also die Differenz $IGR - TUW$, für die Qualität und Konsistenz kein wesentliches Kriterium. In Abbildung 6.3 beträgt dieser Offset zwischen IGR und TUW z.B. etwa 10 ns. Sind nun zwei Satelliten bzw. Stationen zur Differenzbildung im GUI von RTIGU-Analyse ausgewählt, kann mit der epochenweisen Berechnung der produktinternen Uhrdifferenzen begonnen werden. Die Ergebnisausgabe der Vergleiche der Uhrdifferenzen erfolgt auch hier in Form von drei verschiedenen Ausgabegraphiken. Die erste Graphik enthält die Zeitreihen der produktinternen Uhrdifferenzen über den Analysezeitraum, die zweite Graphik beinhaltet den

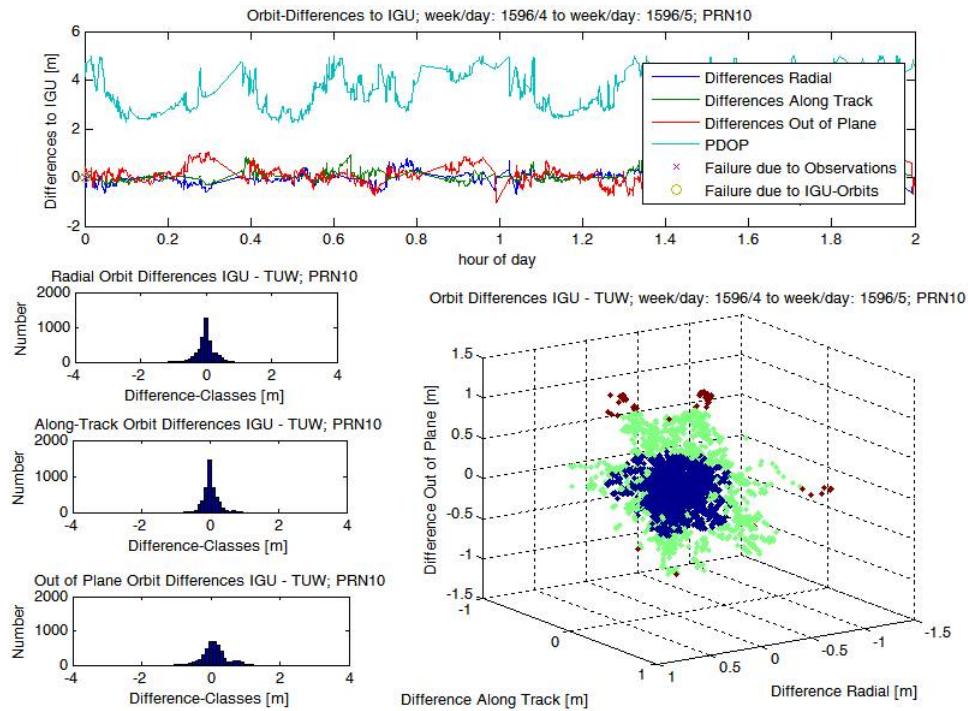


Abbildung 6.4: Beispielgraphiken einer Bahnanalyse (Vergleich Echtzeit- mit IGU-Bahnen)

zeitlichen Verlauf der Differenzen der IGU und TUV Lösungen zur IGR Referenz und die dritte Graphik zeigt eine statistische Auswertung der Abweichungen der IGU und TUV Differenzen von der IGR Referenz, wieder in Form einer Histogrammverteilung. Ein Auswertebispiel für Uhrdifferenzen ist in Abbildung 6.5 für die Uhrdifferenzen von $PRN09 - PRN27$ für den Zeitraum von 2 Tagen angeführt.

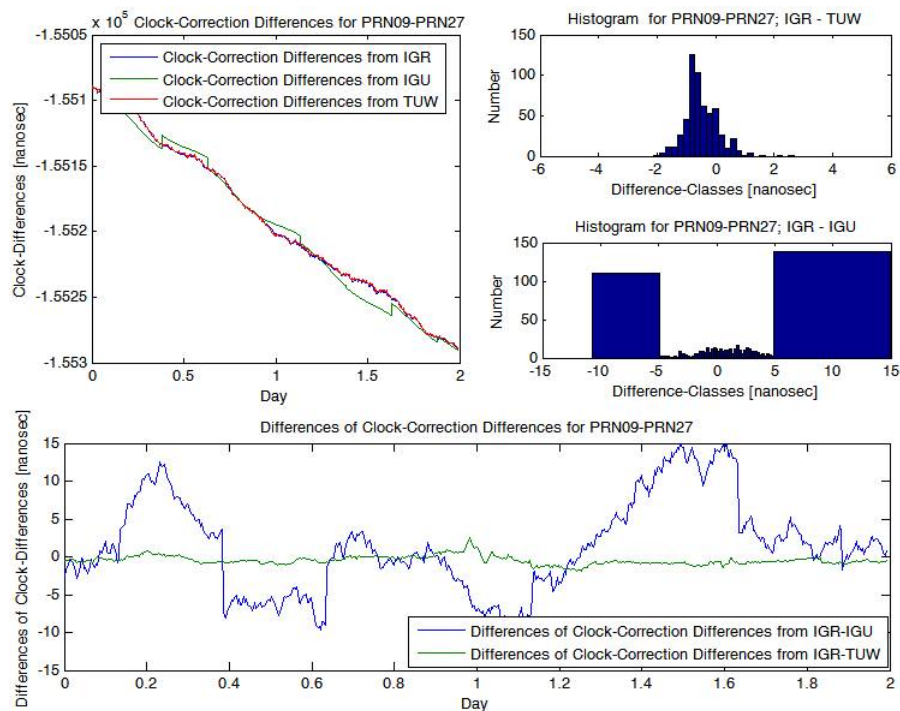


Abbildung 6.5: Beispielgraphiken zur Bildung von Uhrdifferenzen

RTIGU-Analyse, mit seinen oben beschriebenen Analyse- und Produktvergleichsfunktionen, bildet neben den Software-Paketen Bernese und BNC (BNS) zur Auswertung von Positionierungsaufgaben ein wesentliches Werkzeug für die Analyse der Qualität und Konsistenz der RTIGU-Control Produkte. Die Durchführung der Produktvergleiche, deren Ergebnisse und Interpretationen sowie die Verwendung der Produkte für präzise Punktbestimmungsaufgaben, werden in den folgenden Abschnitten näher beschrieben.

6.2 Produktvergleiche und Qualitätsanalyse

Der Inhalt dieses Abschnitts beschreibt im Wesentlichen die Anfertigung von Vergleichen der RTIGU-Control Produkte (TUW-Produkte) mit den prädierten IGU Produkten und den präzisen IGR Produkten für speziell ausgewählte Satelliten und Stationen und in weiterer Folge auch im Hinblick auf das Gesamtsystem. Auf Basis dieser Vergleiche ist es dann möglich, die Qualität der TUW Produkte im Hinblick auf die erreichbare Genauigkeit der Punktbestimmung mittels PPP unter Verwendung der TUW Produkte (siehe Abschnitt 6.3 und 6.4) einzuschätzen. Grundsätzlich muss die Analyse in zwei Bereiche geteilt werden. In einen Bereich, welcher die Ergebnisse der Echtzeit Satelliten- und Stationsuhrschätzung von RTIGU-Control mit den Referenzprodukten vergleicht und in einen zweiten Bereich, welcher Aussagen über die in Echtzeit (basierend auf den zuvor bestimmten Uhrlösungen) ermittelten Satellitenbahnen enthält. Bei den zunächst behandelten Uhrvergleichen werden in weiterer Folge Analysen mittels der in Abschnitt 6.1 beschriebenen Software RTIGU-Analyse und Vergleiche der TUW Uhrlösungen mit den Ergebnissen anderer Echtzeit Analysezentren durchgeführt. Letztgenannte Analysen werden nicht direkt am Institut für Geodäsie und Geophysik der Technischen Universität Wien, sondern beim *European Space Operations Center* (ESOC) in Darmstadt durchgeführt. Deren Ergebnisse werden dann per e-mail an die einzelnen Analysezentren retourniert bzw. an registrierte Benutzer weitergeleitet. Außerdem können die Ergebnisse auch z.B. über den ftp-Server des *Crustal Dynamics Data Information System* [CDDIS] des *Goddard Space Flight Centers* eingesehen werden. RTIGU-Analyse eignet sich hervorragend zum Vergleich der Uhr- und Bahnparameter der TUW-Lösungen und der IGR-Lösungen. Kennwerte über die Qualität der TUW Produkte (aber eben auch jener Produkte der anderen Echtzeit Analysezentren), im Vergleich zu IGR hinsichtlich der gesamten GPS-Satellitenkonstellation, liefern die Vergleiche von ESOC.

Für die durchzuführenden Uhr- und Bahnvergleiche wurde in weiterer Folge ein Analysezeitraum von einer Woche gewählt. Es ist dies die GPS-Woche 1594 vom 25. 07. bis 31. 07. 2010. Diese Woche wurde vor allem gewählt, da für diesen Zeitraum der Betrieb von RTIGU-Control nahezu störungsfrei und ohne größere Datenlücken des Echtzeit-Datenstroms von NRCAN vollzogen werden konnte. Ein Zeitraum von einer Woche wurde gewählt, um eventuell langwellige Trends, bzw. subtägliche und tägliche Perioden in den Daten erkennen zu können. Für die Analyse der Uhrparameter für den gewählten Zeitraum wurden beispielhaft die Satelliten PRN07, PRN09, PRN23 und PRN27 sowie die Stationen BRUS (Brüssel, Belgien), VILL (Madrid, Spanien) und HOFN (Hoefn, Island) ausgewählt.

Analyse der Satellitenuhren

Bei der Wahl der Satelliten und Stationen wurde das Hauptaugenmerk vor allem auf das Kriterium Driftverhalten der Uhr gelegt. Ein nahezu lineares Driftverhalten, wie bei den Rubidiumuhren bzw. Wasserstoffmaser der modernen Block II-R (PRN23) und Block IIR-M (PRN07) Satelliten, ist dementsprechend einfach zu modellieren und in den IGU-Produkten zu prädiieren, ein von der Linearität abweichendes Driftverhalten, wie bei einigen Cäsiumuhren der Block II-A Satelliten (PRN09 und PRN27), erschwert die Prädiktion der Satellitenuhrfehler in den IGU-Produkten und führt zu dementsprechend großen Abweichungen gegenüber der Realität. Durch die Wahl der vier oben angeführten Satelliten(uhren) für die Analyse mit RTIGU-Analyse sollen diese Sachverhalte gezeigt und visualisiert werden. Gleichzeitig kann der enorme Qualitätsgewinn der in Echtzeit berechneten Uhrfehler von RTIGU-Control gegenüber den IGU-Prädiktionen, vor allem im Falle der schwer prädiierbaren Uhren der Satelliten PRN09 und PRN27, gezeigt werden. Tabelle 6.1 liefert eine Übersicht über die innerhalb dieses Analysezeitraums im All befindlichen GPS-Satelliten mit den

Kennwerten für deren lineares Driftverhalten. Als Kennwerte wurde der mittlere Uhrdrift (in [ns/s]), sowie die dafür ermittelte Standardabweichung für den Analysezeitraum berechnet und in Tabelle 6.1 eingetragen. Des weiteren wurde jeder Satellit einer der beiden Kategorien “stabil” (ST) oder “unregelmäßig” (UR) im Hinblick auf das Driftverhalten zugeordnet. “Stabil” äußert sich dabei in einer geringen Standardabweichung des mittleren Drifts, “unregelmäßig” durch demensprechend höhere Werte. Die Größe des mittleren Uhrdrifts spielt dabei für die Zuordnung in eine der Kategorien keine Rolle.

PRN	Block	mittl. Drift [ns/s]	Kat.	PRN	Block	mittl. Drift [ns/s]	Kat.
02	II-R	$0.003 \pm 4.9E-4$	ST	17	IIR-M	$0.002 \pm 5.2E-4$	ST
03	II-A	$0.005 \pm 1.4E-3$	UR	18	II-R	$0.002 \pm 5.8E-4$	ST
04	II-A	$0.008 \pm 4.8E-4$	ST	19	II-R	$-0.003 \pm 4.4E-4$	ST
05	IIR-M	$-0.003 \pm 5.8E-4$	ST	20	II-R	$-4.5E-4 \pm 6.9E-4$	ST
06	II-A	$-0.014 \pm 6.4E-4$	ST	21	II-R	$-0.003 \pm 5.7E-4$	ST
07	IIR-M	$-1.1E-4 \pm 5.3E-4$	ST	22	II-R	$-0.001 \pm 9.3E-4$	UR
08	II-A	$1.8E-4 \pm 1.4E-3$	UR	23	II-R	$-0.002 \pm 4.5E-4$	ST
09	II-A	$0.002 \pm 1.5E-3$	UR	24	II-A	$0.003 \pm 1.4E-3$	UR
10	II-A	$-0.001 \pm 1.4E-3$	UR	26	II-A	$-0.007 \pm 4.6E-4$	ST
11	II-R	$-0.003 \pm 8.8E-4$	ST	27	II-A	$0.004 \pm 1.6E-3$	UR
12	IIR-M	$0.004 \pm 5.4E-4$	ST	28	II-R	$0.001 \pm 5.4E-4$	ST
13	II-R	$-0.001 \pm 4.9E-4$	ST	29	IIR-M	$0.003 \pm 5.4E-4$	ST
14	II-R	$0.004 \pm 4.7E-4$	ST	30	II-A	$0.003 \pm 1.5E-3$	UR
15	IIR-M	$0.006 \pm 5.7E-4$	ST	31	IIR-M	$0.003 \pm 4.4E-4$	ST
16	II-R	$-0.004 \pm 5.1E-4$	ST	32	II-A	$-0.009 \pm 2.4E-4$	ST

Tabelle 6.1: Lineares Driftverhalten der GPS-Satellitenuhren, Woche 1594

Zu Beginn der Produktanalyse sind in Abbildung 6.6 für die beiden Satelliten PRN07 und PRN27 die Zeitreihen ihrer Uhrkorrekturen für die drei Produkte IGR, IGU und TUW dargestellt. Zur besseren und übersichtlicheren Darstellung der Unterschiede der einzelnen Lösungen wurde als zeitlicher Ausschnitt der Tag 3 der Woche 1594 gewählt.

Betrachtet man die Lösungen der prädizierten IGU Uhren, so fällt in beiden Graphiken eine mehr oder weniger große sprunghafte Änderung der Uhrfehler von PRN07 und PRN27 im Abstand von 6 Stunden (0.25 Tage) auf. Diese sprunghaften Änderungen resultieren aus der Aktualisierung der IGU Produkte im Abstand von 6 Stunden (siehe Abschnitt 5.1.1, Abbildung 5.3), mit dem Ziel, die Prädiktionen für die nächsten 6 Stunden bestmöglich anhand realer bis dahin gesammelter Beobachtungsdaten anzupassen. Des weiteren fällt auf, dass diese sprunghafte Änderung, besonders bei der stabil driftenden Uhr des Satelliten PRN07, auch bei den Echtzeit-Lösungen von RTIGU-Control auftreten. Die Ursache dafür ist bereits in Abschnitt 5.3.2 (Formel (5.74)) angeführt und resultiert aus der Anpassung des Mittelwertes aller zur jeweiligen Epoche geschätzter Uhrfehler an den Mittelwert aus den IGU-Prädiktionen. Der daraufhin folgende kurze Einschwingvorgang der Echtzeit-Uhrlösungen bedeutet dabei aber keine Qualitätsminderung hinsichtlich der inneren Genauigkeit des Gesamtsystems. Die Betrachtung der beiden Graphiken der Satellitenuhrfehler von PRN07 und PRN27 lässt auch bereits erste Aussagen über die Qualität der einzelnen Lösungen zu. Die Uhrkorrekturen des Satelliten PRN07 verlaufen für beide Lösungen, IGU und TUW, bis auf die Sprungstellen beim Wechsel zwischen den IGU-Produkten nahezu parallel zur präzisen IGR-Referenzlösung, nur durch einen konstanten Offset getrennt. Hingegen weisen die IGU-Uhrprädiktionen für PRN27, besonders in der ersten Tageshälfte, keineswegs einen der IGR-Lösung folgenden Verlauf auf. Die vom linearen Driftverhalten deutlich abweichende Wellenbewegung mit einer Periode von etwa einem halben Tag, lässt sich nur sehr schwer mittels Modellen über einen Zeitraum von einigen Stunden für die IGUs vorhersagen. Die Echtzeit TUW-Lösung folgt wieder weitestgehend, durch einen nahezu konstanten Offset getrennt, der IGR-Referenzlösung (in weiterer Folge ist es entscheidend, dass dieser Offset für alle Satelliten gleich groß ist). Die Differenzen zwischen den IGU und TUW Uhrprodukten in Relation zu den

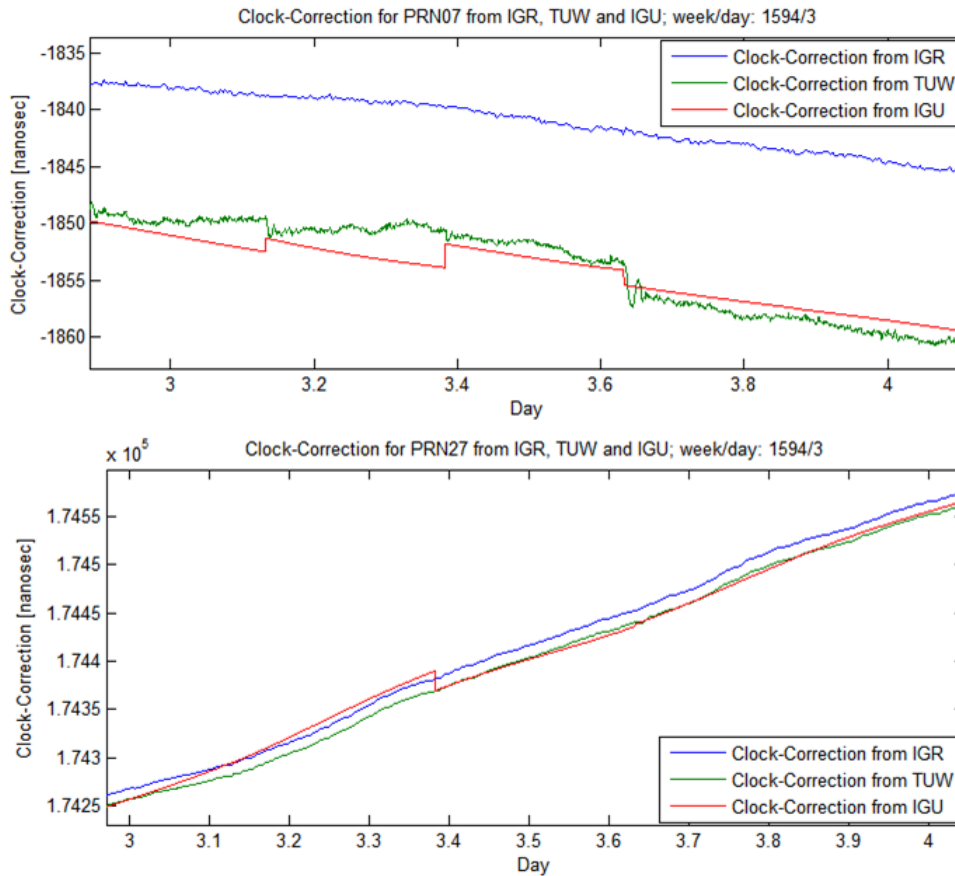


Abbildung 6.6: Zeitreihe der Uhrkorrekturen von PRN07 und PRN27 für Woche/Tag 1594/3

IGR-Referenzlösungen sind für die Satelliten PRN07, PRN09, PRN23 und PRN27 für die Woche 1594 in Abbildung 6.7 gegeben.

Die ersten beiden Graphiken in Abbildung 6.7 enthalten die Differenzen (Offsets) der lt. Tabelle 6.1 stabil driftenden Uhren der Satelliten PRN07 und PRN23, die nächsten beiden Graphiken jene der unregelmäßig driftenden Uhren der Satelliten PRN09 und PRN27. Sehr gut erkennbar anhand der Graphiken für PRN07 und PRN23 ist die Kopplung der Echtzeit Lösungen an den Mittelwert der IGU-Prädiktionen anhand der langfristigen Veränderung des Offsets zu IGR. Die TUV-Lösungen liefern für alle vier Uhrbeispiele sehr ähnliche Differenzkurven, wie im Hinblick auf ein konsistentes Gesamtsystem gefordert. Bei den IGU-Prädiktionen ist diese Forderung nur für die stabilen Uhren der Satelliten PRN07 und PRN23 näherungsweise erfüllt. Das schwer vorhersagbare Verhalten der Uhren von PRN09 und PRN27 wird in den unteren beiden Graphiken deutlich, wobei es hier zu Abweichungen im 10er Nanosekunden-Bereich zur TUV-Lösungen kommen kann (beachte Skalierung der y-Achse). Je nach Größe der sprunghaften Änderung der Uhrprädiktion in den IGUs alle 6 Stunden, kommt es aufgrund der Kopplung zu einer Änderung des Offsets der TUV-Lösungen zu IGR, welcher sich jedoch nach einer kurzen Einschwingperiode relativ konstant für alle Satelliten einstellt. Diese "Ähnlichkeit" der Offsets der einzelnen Uhrlösungen der Satelliten zu IGR ist entscheidend für die Qualität der "inneren Uhrgeometrie" und damit in weiterer Folge entscheidend für die zu erreichende Positionsgenauigkeit einer PPP-Lösung unter Verwendung der TUV-Uhrprodukte. Es bietet sich daher an, um Aussagen über die Qualität der "inneren Uhrgeometrie" treffen zu können, die oben dargestellten Differenzkurven für 2 Satelliten noch einmal zu differenzieren. In RTIGU-Analyse erfolgt dies anschaulich, indem zuerst produktintern die Differenz zweier Uhrlösungen gebildet wird und danach die produktinternen Uhrdifferenzen von IGU und TUV mit jenen von IGR verglichen werden, was nichts anderes bedeutet, als dass nochmals die Differenzen IGR-TUV (IGU) berechnet werden.

Die obere Zeitreihe in Abbildung 6.8 gemeinsam mit den rechtsstehenden Histogrammen zeigt die



Abbildung 6.7: Differenzen der IGU und TUW Uhrkorrekturen zu IGR

Unterschiede der TUW und IGU Uhrdifferenzen zu IGR für die Woche 1594 zwischen den beiden stabil driftenden Satellitenuhren von PRN07 minus PRN23. Positiv anzumerken ist hierbei, dass beide Differenzkurven sichtlich um den Wert Null situiert sind. Des Weiteren kann auf den ersten Blick festgestellt werden, dass die Differenzen grundsätzlich im Bereich von ± 1 – 2 Nanosekunden ausfallen. Eine Differenz von Null entspricht einem gleichen Offset der Uhrfehler der einzelnen Satelliten zum IGR-Uhrfehler, was gleichbedeutend ist mit einer identen “inneren Uhrgeometrie” zwischen den beiden Satelliten. Die beiden Histogramme rechts neben der Zeitreihe zeigen die Verteilung der Abweichungen der Uhrdifferenzen zu IGR, die Obere jene der TUW-Lösungen, die Untere jene der IGU-Prädiktionen. Entlang der x-Achse sind die Abweichungen in Nanosekunden (ns) unterteilt in 0.2 ns breite Differenzklassen, entlang der y-Achse die Anzahl der in jeder Klasse vorkommenden Uhrdifferenzen aufgetragen. Mit einem Mittelwert für die Uhrdifferenzen von 0.05 ns und einer Standardabweichung von 0.76 ns ist die IGU-Lösung in diesem Falle bei zwei stabil driftenden Satellitenuhren sogar etwas besser als die TUW Lösung mit einem Mittelwert von 0.23 ns und einer Standardabweichung von 0.87 ns. Im unteren Teil der Abbildung 6.8 ist dies noch einmal für die Differenzen der unregelmäßig driftenden Satellitenuhren von PRN09 minus PRN27 dargestellt. Die Abweichungen der TUW-Differenzen von IGR sind vergleichbar mit jenen aus dem obigen Beispiel, mit einem Mittelwert von -0.28 ns und einer Standardabweichung von 0.88 ns. Im Falle der IGU-Differenzen sieht es aufgrund der schwierigen Vorhersage des Verhaltens der unregelmäßig driftenden Satellitenuhren aber deutlich schlechter aus. Im Mittel liegen die Uhrdifferenzen im Vergleich zu IGR zwar um den Wert 0 (Mittelwert 0.01 ns), jedoch mit maximalen Abweichungen von 10 – 15 ns. Die resultierende Standardabweichung ergibt sich zu 7.39 ns. Dies ist nur eines von vielen, hier aus Platzgründen nicht angeführten Beispielen, die die Konsistenz und den Qualitätsgewinn der

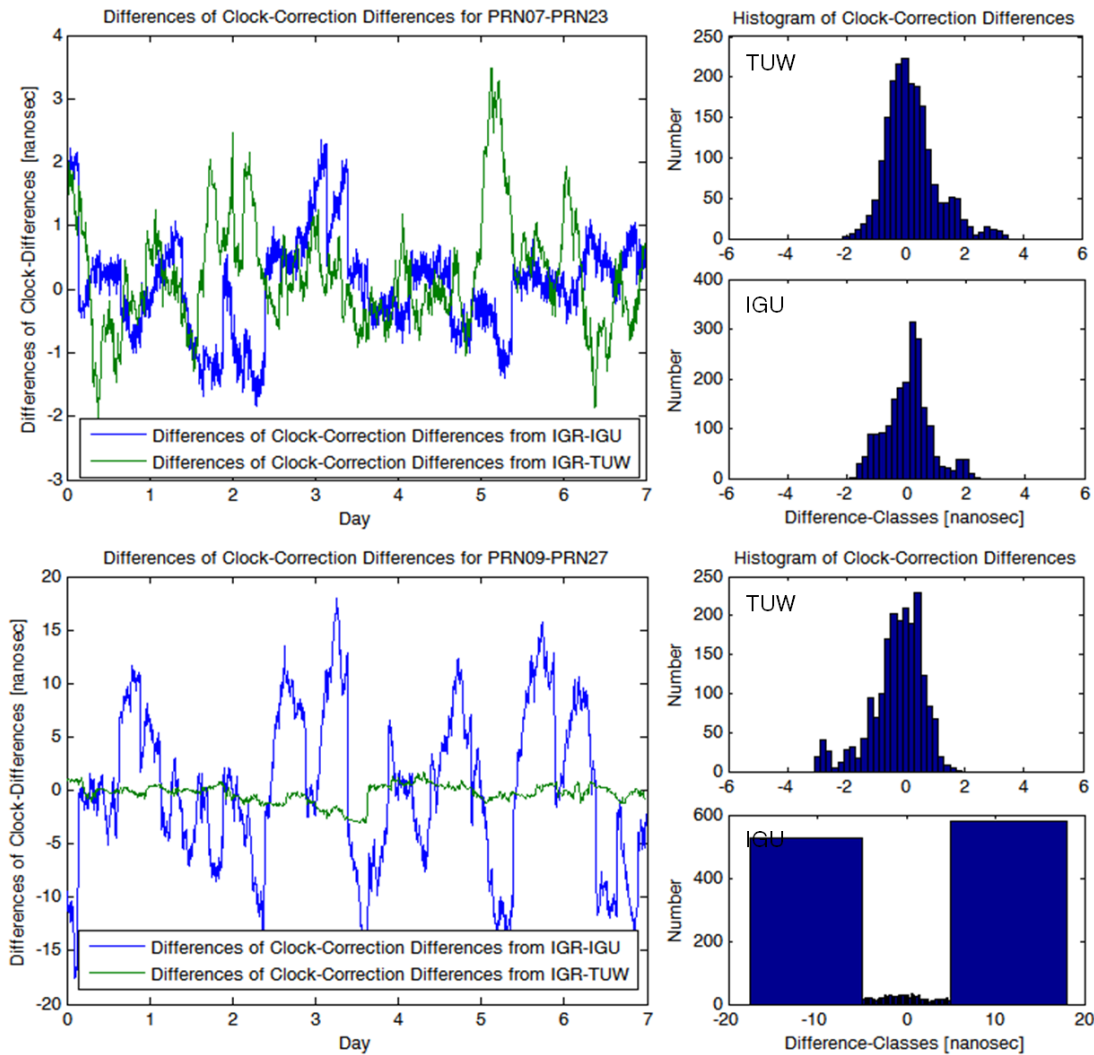


Abbildung 6.8: Vergleich produktinterner TUV und IGU Uhrdifferenzen mit jenen aus IGR

Echtzeit TUV-Produkte im Hinblick auf die “innere Uhrgeometrie” widerspiegeln.

Allgemeine Aussagen über die Güte der Uhrlösungen des Gesamtsystems aller Satellitenuhren im Vergleich zu IGR und zu den Echtzeit-Lösungen anderer RT-Analysezentren liefern die im Folgenden angeführten Vergleiche des RT-IGS *Combination Centers* am *European Space Operations Center* (ESOC) in Darmstadt. Hierbei werden die von den einzelnen Analysezentren (unter anderem auch eine Lösung des ESOC selbst) mittels ftp übermittelten Clock-RINEX und SP3-Dateien analysiert und Vergleiche mit den IGR-Produkten angefertigt. Die Ergebnisse dieser Vergleiche liegen anschließend in Form von Textdateien vor. Im ersten Teil jeder Ergebnisdatei folgt die Angabe einzelner Kennwerte für die Qualität des Gesamtsystems der einzelnen Echtzeit-Lösungen im Vergleich zu den präzisen IGR-Produkten in Form einer Übersichtstabelle. Ein Beispiel dafür ist in Abbildung 6.9 angegeben.

Die Spalten dieser Tabelle von links nach rechts haben dabei folgende Bedeutung:

- AC: Kürzel des Analysezentrum
- nSats: Anzahl der für die Analyse verfügbaren Satelliten
- OrbRMS: RMS der Abweichungen der interpolierten IGU-Bahnen der einzelnen ACs zu IGR
- nSatClk und nUsed: Anzahl der verfügbaren Uhrkorrekturen bzw. Anzahl der für die Analyse verwendeten Uhrkorrekturen

Summary Table										
AC	nSats	OrbRMS (mm)	nSatClk	nUsed	SatRMS (ns)	SatSig (ns)	nStaClk	nUsed	StaRMS (ns)	StaSig (ns)
comb	30	0.0	8639	8639	0.22	0.12	0	0	0.00	0.00
rtcomb	30	36.4	8640	8640	0.30	0.19	0	0	0.00	0.00
bkg	30	44.8	8631	8631	0.77	0.12	0	0	0.00	0.00
bkg2	51	124.4	8926	8926	0.90	0.17	0	0	0.00	0.00
d1r2	30	43.7	8640	8640	0.33	0.16	0	0	0.00	0.00
esoc	31	49.0	8928	8928	0.20	0.14	7134	7052	6.55	1.36
esoc2	30	44.8	8616	8616	0.21	0.12	4283	4192	8.13	1.75
nrc	30	42.3	8637	8637	0.20	0.12	6576	6480	0.69	0.37
gmv	30	54.0	8493	8493	0.33	0.16	0	0	0.00	0.00
gfz	30	44.3	7828	7828	0.90	0.66	0	0	0.00	0.00
tuw	31	41.3	8748	8748	0.79	0.52	7823	7731	14372.12	5.79

Abbildung 6.9: Vergleich der Qualität der Datenströme aller RT-IGS Analysezentren

- SatRMS(ns): Standardabweichung der Echtzeitlösungen in Bezug auf IGR berechnet aus n Epochen reduziert um einen gemeinsamen Offset. Dieser gemeinsame Offset errechnet sich in jeder Epoche i aus der mittleren Differenz aller u verfügbaren Satellitenuhrkorrekturen zwischen IGR und RT unter Berücksichtigung von Ausreißern und wird danach an die einzelnen Echtzeitlösungen der Satellitenuhrkorrekturen des betreffenden ACs angebracht

$$Offset_i = \frac{1}{u} * \sum_{j=1}^u (SCE_{IGR,j,i} - SCE_{RT,j,i}) \quad (6.1)$$

Der Wert für SatRMS für den Satelliten j errechnet sich damit zu

$$SatRMS_j = \sqrt{\frac{1}{n-1} * \sum_{i=1}^n dSCE_{IGR-RT,j,i}^2} \quad (6.2)$$

mit

$$dSCE_{IGR-RT,j,i} = SCE_{IGR,j,i} - SCE_{RT,j,i} - Offset_i \quad (6.3)$$

- SatSig(ns): Standardabweichung der Größen $dSCE_{IGR-RT,j,i}$ aus Beziehung (6.3) für n Epochen für den Satelliten j , d.h.

$$SatSig_j = \sqrt{\frac{1}{n-1} * \sum_{i=1}^n (\text{mean}(dSCE_{IGR-RT,j}) - dSCE_{IGR-RT,j,i})^2} \quad (6.4)$$

Die Parameter SatRMS und SatSig werden auf diese Weise für alle verfügbaren Satelliten berechnet. Für das Gesamtsystem wird anschließend noch die Standardabweichung aller SatRMS- und SatSig-Werte ermittelt und in die Übersichtstabelle aus Abbildung 6.9 eingetragen. Die letzten 4 Spalten der Tabelle betreffen die Analysen der Stationsuhren der Echtzeitlösungen mit jenen der IGR Referenzprodukte. Da die meisten ACs keine Echtzeitlösungen für die Stationsuhren liefern, wird in weiterer Folge auf eine detaillierte Behandlung verzichtet. Für den Analysezeitraum der GPS-Woche 1594 sind 7 Vergleiche (für die 7 Tage) der Echtzeit-Lösungen zu IGR vorhanden. In Abbildung 6.10 ist der Verlauf der Parameter SatRMS und SatSig der Übersichtstabelle (d.h. des Gesamtsystems) für die einzelnen Analysezentren für die Woche 1594 in Form eines Balkendiagramms eingetragen.

Die im oberen Bereich dargestellte Graphik der SatRMS Parameter der einzelnen Analysezentren enthält im Prinzip Informationen über die mittlere Abweichung der einzelnen Lösungen von der präzisen IGR-Lösung. Diese Parameter enthalten jedoch auch noch nach der epochenweisen Reduktion um den gemeinsamen Offset zwischen IGR und RT verbliebene Restfehler. Als mögliche Restfehler können beispielsweise Fehler in der Modellierung der Phasenzentrumsexzentrizitäten der Sende- und Empfangsantennen, fehlerhafte Modellierung instrumenteller Fehlerquellen wie *Differential Code* und *Phase Bias* der Satelliten- und Stationsempfänger, sowie im Falle der

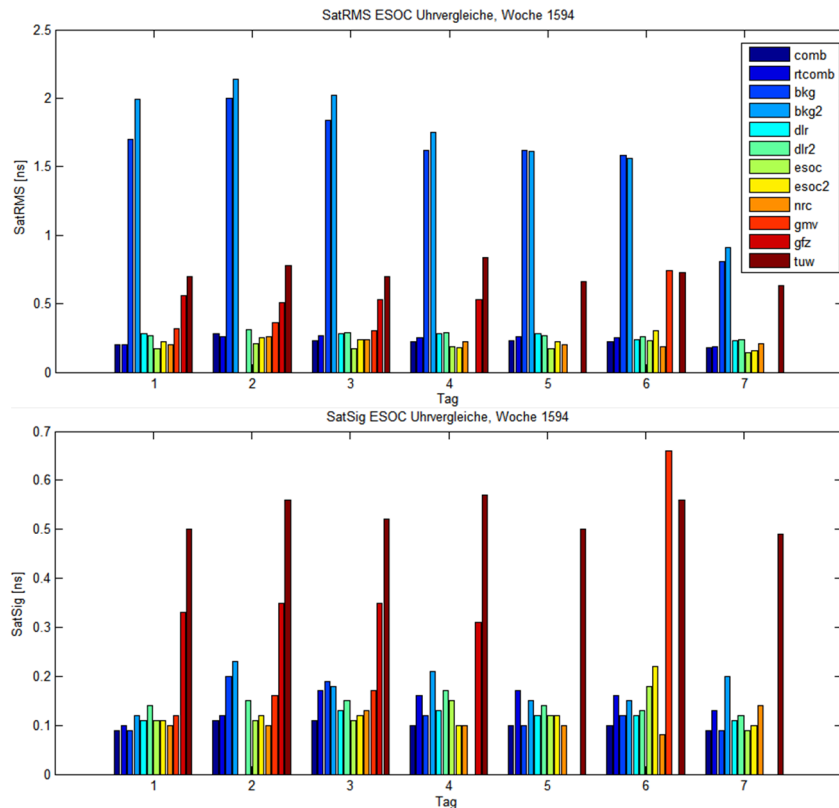


Abbildung 6.10: Verlauf der Parameter SatRMS und SatSig der Woche 1594

Verwendung code-geglätteter Beobachtungen bei RTIGU-Control schlichtweg das verbliebene Code-Rauschen der Beobachtungsdaten angesehen werden. Die durchwegs hohen RMS-Werte der beiden BKG-Analysezentren (bkg und bkg2) entstehen ausschließlich durch das Vorhandensein von 2–3 schlecht bestimmter Satelliten. Deren Satellitenuhrfehler zeigen durchwegs konstant hohe Differenzen zu den Uhrkorrekturen von IGR, was in weiterer Folge in einem hohen RMS-Wert und in einer Verzerrung der Ergebnisse für das Gesamtsystem der Satelliten resultiert. Diese großen, aber konstanten Differenzen führen zwar zu einem hohen SatRMS-Wert, aber zu einem geringen SatSig-Wert. Der SatSig-Wert gibt demnach Auskunft über die mittlere Streuung der einzelnen Differenzen um den Mittelwert der Differenzen was gleichzeitig als Indikator für das Rauschen der Lösung herangezogen werden kann. Betrachtet man wieder die Ergebnisse der beiden BKG-Lösungen, so kann hier festgestellt werden, dass der SatSig-Wert so wie bei den meisten anderen Lösungen zwischen 0.1 und 0.2 ns liegt und keineswegs wie im Falle von SatRMS übermäßig hoch ausfällt. Daraus kann geschlossen werden, dass die Lösungen der 2–3 Satelliten zwar nur eine geringe Streuung (Rauschen) um den Mittelwert ihrer Differenzen zu IGR aufweisen, diese Differenzen aber aufgrund an dieser Stelle nicht bekannter Ursachen sehr hoch ausfallen. Aus der Betrachtung und dem Vergleich der TUV-Analyseergebnisse mit den Ergebnissen der anderen Zentren kann grundsätzlich geschlossen werden, dass bis auf die Lösung des GFZ alle anderen Lösungen bereits ausschließlich mittels reiner Phasenbeobachtungen (*Phase-only*) berechnet wurden. Andererseits sind die Ergebnisse der TUV-Vergleiche im Hinblick auf die verwendeten phasengeglätteten Codebeobachtungen, besonders die SatSig-Werte von etwa 0.5–0.6 ns, durchaus realistisch und zufriedenstellend. Dies wird auch durch die zuvor mit RTIGU-Analyse durchgeführten Vergleiche und Ergebnisse (siehe z.B. Abbildung 6.8) bestätigt. Fehlende Balken (besonders gmv und gfz) bedeuten, dass für diese Tage keine Lösungen dieser Analysezentren vorhanden waren.

Im Anschluss an die allgemeinen Aussagen über die Güte des Gesamtsystems der einzelnen Echtzeit-Lösungen folgt, getrennt für jedes einzelne Analysezentrum, eine Auflistung von Vergleichsparametern, wie beispielsweise der schon häufig angesprochene Mittelwert oder

Maximalwert der Differenzen zu IGR jedes einzelnen Satelliten. Aus diesen satellitenspezifischen Vergleichsergebnissen werden schlussendlich auch die zuvor beschriebenen und in Abbildung 6.10 dargestellten Qualitätsaussagen hinsichtlich des Gesamtsystems ermittelt. In Abbildung 6.11 soll beispielhaft der Verlauf der Parameter Mittelwert, Maximalwert, RMS und Sigma der Differenzen der Echtzeitlösungen der einzelnen ACs zu IGR des Satelliten PRN07 für die Woche 1594 dargestellt werden.

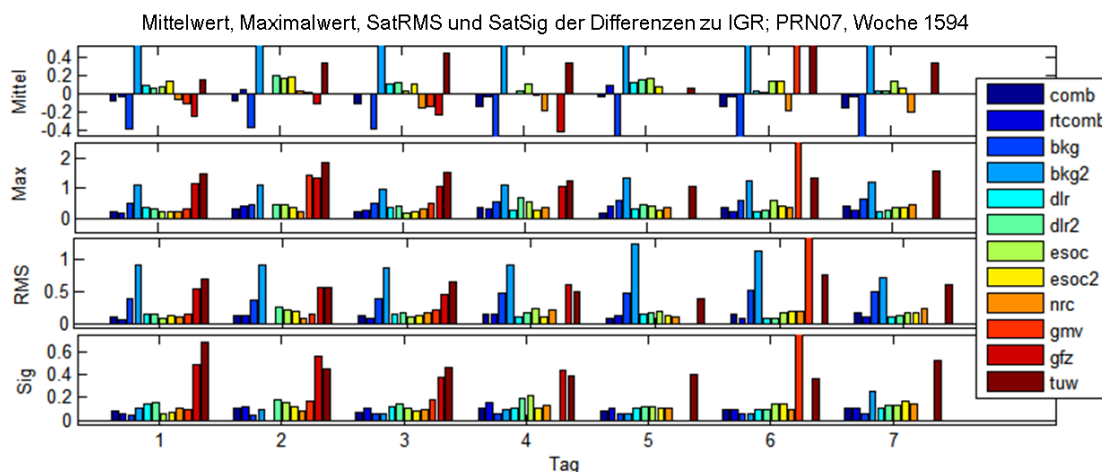


Abbildung 6.11: Mittelwert, Maximalwert, RMS und Sig der Differenzen zu IGR, PRN07 (beachte unterschiedliche Skalierung der y-Achse)

Im Großen und Ganzen bestätigen die beiden unteren Grafiken der Parameter SatRMS und SatSig für den Satelliten PRN07 die oben getätigten Aussagen. PRN07 ist demnach einer jener Satelliten, welche den beiden Echtzeit-Lösungen des BKG Probleme bereitet. Dies wird auch in der obersten Graphik für den Mittelwert der Abweichungen zu IGR deutlich. Besonders auffällig bei Betrachtung des Verlaufs des Mittelwerts für PRN07 über die Woche 1594 ist, besonders bei den Kombinationslösungen, aber auch bei den meisten anderen Analysezentren, dass die Mittelwerte der einzelnen Zentren über die Tage relativ konstant bleiben. Auch dies ist ein Indiz dafür, dass innerhalb der Echtzeit-Schätzalgorithmen satelliten-spezifische Restfehler (wie z.B. *Differential Code* und *Phase Bias*) enthalten sind und dementsprechend in dieser Richtung noch Verbesserungspotential vorhanden ist. Die Absolutwerte der Maximalabweichungen zu IGR liegen bei den mittels Phasenbeobachtungen erzeugten Lösungen (mit Ausnahme der problembehafteten Lösung des BKG) bei etwa 0.3–0.5 ns, bei den Lösungen des GFZ und TUV bei etwa 1–1.5 ns. Zum Schluss sei hier nur noch erwähnt, dass auch beim Analysezentrum GMV Probleme beim Echtzeitbetrieb auftreten, was besonders am Tag 6 durch sehr hohe Vergleichswerte in allen vier Kategorien zu Tage tritt. Leere Spalten deuten wieder auf ein Fehlen der Echtzeit-Lösungen einzelner Analysezentren hin.

Analyse der Stationsuhren

Im Anschluss folgt eine Betrachtung der bereits in der Einleitung angeführten Stationsuhren BRUS, VILL und HOFN. Die Uhrfehler der Stationsempfänger resultieren innerhalb des Berechnungsalgorithmus (siehe Abschnitt 5.3.2) quasi als Beiprodukt zu den eigentlich interessanten Satellitenuhrfehlern. Auf die Modellierung eines linearen Uhrdrifts wird dabei verzichtet, was aufgrund des unregelmäßigen (unpräzisionsfähigen) Driftverhaltens der meisten Stationsuhren ohnehin nicht möglich wäre. Aufgrund fehlender Kenntnis der *Differential Code Bias* (DCB) Parameter der meisten im Netzwerk vorhandenen Stationsempfänger plus einer Nichtberücksichtigung der Antennentypen (Phasenzentrumsexzentrizitäten, Offset zum Monument, etc.), kommt es zu einer Verzerrung der “inneren Uhrgeometrie”. Daher sind Vergleiche der Echtzeit TUV Stationsuhrfehler mit jenen aus den IGR Produkten mit Vorsicht zu genießen. Der zeitliche Verlauf der TUV Stationsuhrfehler sollte jedoch bis auf unterschiedliche Offsets einzelner Uhren zu IGR korrekt und vergleichbar wiedergegeben werden. Eine Analyse produktinterner Stationsuhrdifferenzen (oder auch

Satellit-Station) mit RTIGU-Analyse zur Kontrolle der “inneren Uhrgeometrie” hat jedoch wenig Sinn. In Abbildung 6.12 sind für die oben angesprochenen 3 Stationsuhren die Fehler zu GPS-Zeit für die IGR und die TUW Produkte, sowie die Differenzkurven IGR minus TUW angegeben.

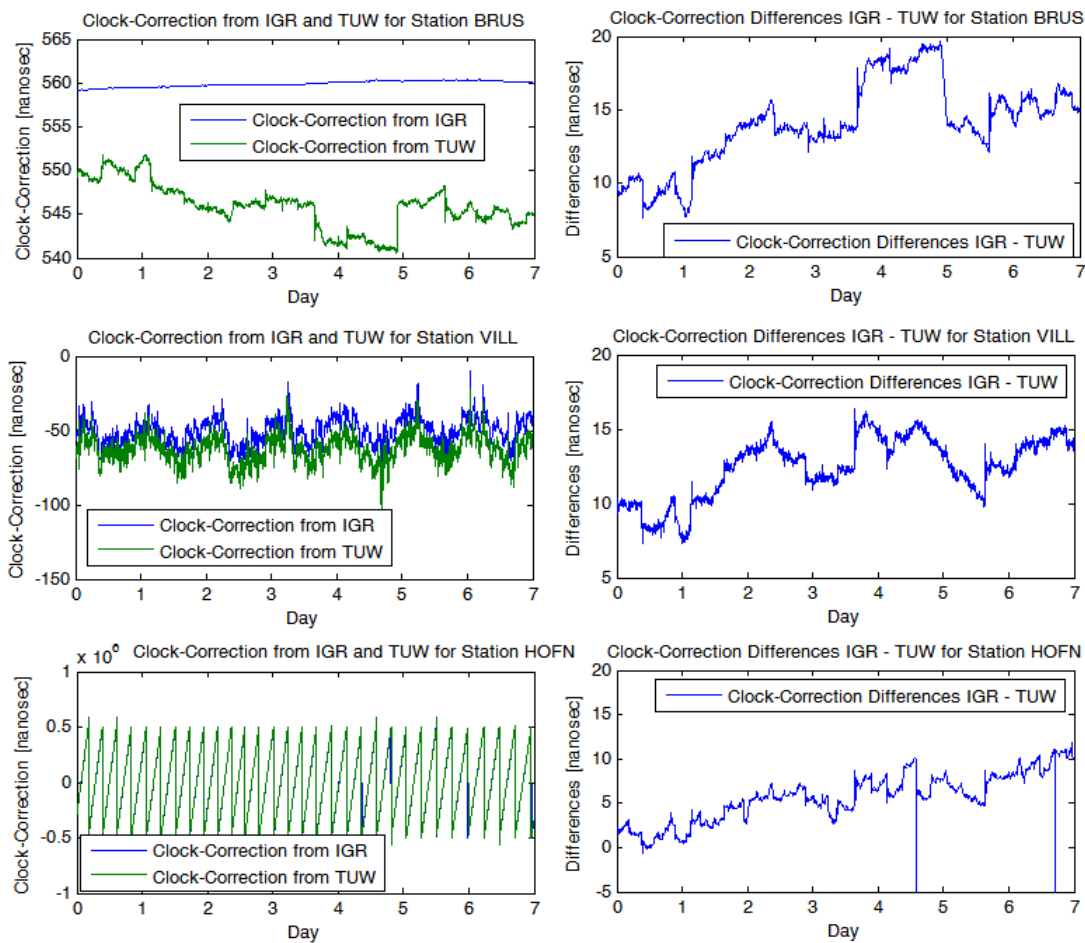


Abbildung 6.12: Stationsuhrfehler BRUS, VILL und HOFN der Woche 1594

Mit den Stationen BRUS, VILL und HOFN wurden dabei 3 Stationsuhren ausgewählt, die sich anhand ihres Driftverhaltens deutlich voneinander abheben und gleichzeitig die 3 wesentlichen Kategorien des Verhaltens der im RTIGS-Netz vorhandenen Empfängeruhren beschreiben. Der GNSS-Empfänger der Referenzstation BRUS in Brüssel wird direkt von einer Atomuhr, genauer gesagt durch einen Wasserstoff-*Maser* gespeist. Dies resultiert über lange Zeiträume hinweg in extrem stabilen Empfängeruhrfehlern. Ein Großteil der im RTIGS-Netzwerk vorkommenden Stationsuhren verhalten sich wie jene der Station VILL in Madrid. Deren Verhalten ist zwar über lange Sicht im Mittel stabil (hier etwa bei -17 ns), über kurze Zeiträume (Sekunden, Minuten) allerdings sehr verrauscht (einige Nanosekunden). Diese kurzfristigen Änderungen machen auch die lineare Prädiktion mittels eines festgelegten Driftfaktors unmöglich. Als Beispiel für das “extremste” Uhrverhalten dient die Empfängeruhr der Station HOFN. Diese Uhr zeichnet sich durch einen sehr hohen und fast linearen Uhrdrift von einigen 100er Nanosekunden pro Sekunde aus. Überschreitet dabei der Uhrfehler eine gewisse im Empfänger festgesetzte Schranke, wird dieser um einen ebenfalls festgesetzten Betrag (meist der doppelte Wert der Schranke) zurückgesetzt und der gesamte Vorgang beginnt von Neuem. Bei der Station HOFN beträgt diese Schranke etwa 150 Mikrosekunden. Im rechten Teil der Abbildung 6.12 sind die Differenzkurven zwischen der Echtzeit TUW-Uhrlösung und IGR für die Stationen BRUS, VILL und HOFN dargestellt. Vergleicht man den zeitlichen Verlauf der einzelnen Differenzkurven miteinander, so kann, bis auf wenige Ausnahmen (beispielsweise die beiden Ausreißer der Station HOFN), eine im Rahmen der zu erreichenden Genauigkeit von 0.5–0.8 ns gute Übereinstimmung

der drei Kurven erreicht werden. Ein durch die Vernachlässigung der DCB- und Antennenparameter der Stationen auftretender Offset zwischen den Stationsuhren HOFN und VILL (BRUS) von etwa 5 Nanosekunden kann ebenfalls festgestellt werden. Ein solcher Offset kann hingegen zwischen der Station BRUS und VILL nicht festgestellt werden.

Analyse der Satellitenbahnen

Den Abschluss dieses Abschnitts bildet die Veranschaulichung und Interpretation der in Echtzeit ermittelten Differenzen der “rückgerechneten” TUV-Bahnen zu jenen der prädierten IGU-Bahnen. Es sei an dieser Stelle noch einmal erwähnt, dass es sich bei den Bahnlösungen von RTIGU-Control nicht um eigenständige unabhängige Lösungen handelt. Diese entstehen durch die Einführung der aktuellen Beobachtungsdaten unter Anbringung der zuvor (auf Basis der prädierten IGU-Bahninformationen) ermittelten Satelliten- und Stationsuhrfehler in den dafür vorgesehen Kalman-Filter-Algorithmus, basierend auf einem kinematischen Modellansatz (siehe Abschnitt 5.3.3). Aufgrund der in der Regel bereits hohen Qualität der prädierten IGU-Bahnen (besonders jene der für RTIGU-Control relevanten ersten 9 Stunden) entfällt an dieser Stelle der Vergleich der TUV-Bahnen mit jenen aus IGR. Die Differenzen zwischen den Bahnen der prädierten IGU-Produkte und den IGR-Bahnen betragen grundsätzlich nur wenige Zentimeter. Konkrete Vergleiche der IGU-Produkte (Bahnen und Uhren) werden laufend von IGS erstellt, aktualisiert und über die Internetseite des IGS-ACC [IGS-ACC, 2010] publiziert. Es werden daher in weiterer Folge nur die Ergebnisse aus den Vergleichen mit den IGU-Bahnen gezeigt.

In Abbildung 6.13 sind die Ergebnisse der TUV-Bahnlösungen im Vergleich mit den prädierten IGU-Bahnen für den Satelliten PRN27 für die Woche 1594 dargestellt. Die Ergebnisse gliedern sich in eine Graphik mit den Zeitreihen der Abweichungen und der Standardabweichung der Koordinatenkomponenten in *radial*, *along-track* und *out of plane*, sowie in Histogrammdarstellungen dieser Abweichungen. Ebenso dargestellt ist eine Punktwolke der Bahnrealisierungen im Vergleich zur IGU-Solllösung. Aufgrund der Tatsache, dass innerhalb der Bahnschätzung im Gegensatz zum Netzwerk der Uhrschätzung jede Satellitenposition unabhängig von den anderen im Schätzprozess ermittelten Satellitenpositionen berechnet wird, können die hier anhand des Satelliten PRN27 gezeigten Ergebnisse auch auf alle anderen Bahnlösungen verallgemeinert werden.

Die Differenzen der Echtzeit-Bahnlösungen von RTIGU-Control zu den prädierten IGU-Bahnen der einzelnen Koordinatenkomponenten liegen bei Betrachtung der Zeitreihe in der obersten Graphik der Abbildung 6.13 im Durchschnitt bei etwa 2–3 Dezimeter. Des Weiteren kann über den gesamten Zeitraum der Produktanalyse eine gleichbleibende Qualität der Echtzeit-Lösungen festgestellt werden. Der PDOP-Faktor (der Indikator für die Schnittgüte der Beobachtungen eines Satelliten zu mehreren Beobachtungsstationen) liegt durchwegs zwischen 2.5 und 5.0. Die vom Kalman-Filter errechnete Standardabweichung der Koordinatenkomponenten beträgt im Mittel ebenfalls etwa 3 dm. Interessant ist auch das jeden Tag wiederkehrende Muster der Anzahl der den Satelliten beobachtenden Stationen und die damit verbundene Änderung der PDOP-Faktoren. Jedesmal, wenn sehr viele (gut verteilte) Stationen den Satelliten beobachten (in diesem Beispiel etwa um die Mittagszeit, UTC), fallen die PDOP-Werte auf ein Minimum, umgekehrt auf ein Maximum. Die absolute Anzahl der verfügbaren Beobachtungen pro Epoche schwankt dabei etwa zwischen 6 und 30 und hängt davon ab, über welchem Gebiet der Erde der Satellit sich gerade befindet. Unterteilt man die Koordinatendifferenzen weiters wieder in 1 dm Differenzklassen und stellt die Anzahl der in den Klassen vorkommenden Einzeldifferenzen in Form von Histogrammen dar, erhält man die in Abbildung 6.13 links unten abgebildeten Verteilungen. Diese gruppieren sich für alle 3 Koordinatenrichtungen um den Mittelwert 0, woraus geschlossen werden kann, dass zumindest keine weiteren Offsets oder Trends in den Echtzeit-Lösungen enthalten sind. Die Verteilung der Komponenten *radial* und *along-track* ist nahezu gleich mit einem Großteil der Differenzen unter ± 2 dm. Anders ist die Situation bei der Verteilung der Differenzen der Komponente *out of plane*. Diese verläuft zwar ebenfalls um 0 zentriert, aber mit einer größeren Streuung. Der Grund dafür konnte bisweilen nicht identifiziert werden, liegt aber möglicherweise an der Tatsache, dass durch die vorhandenen 1–2 dm genauen Distanzmessungen die radiale Komponente zwar relativ gut bestimmt werden kann, die Positionslösungen selbst aber quasi um die tatsächliche Bewegungstrajektorie “taumeln”. Für die Woche 1594 liegen 71% aller

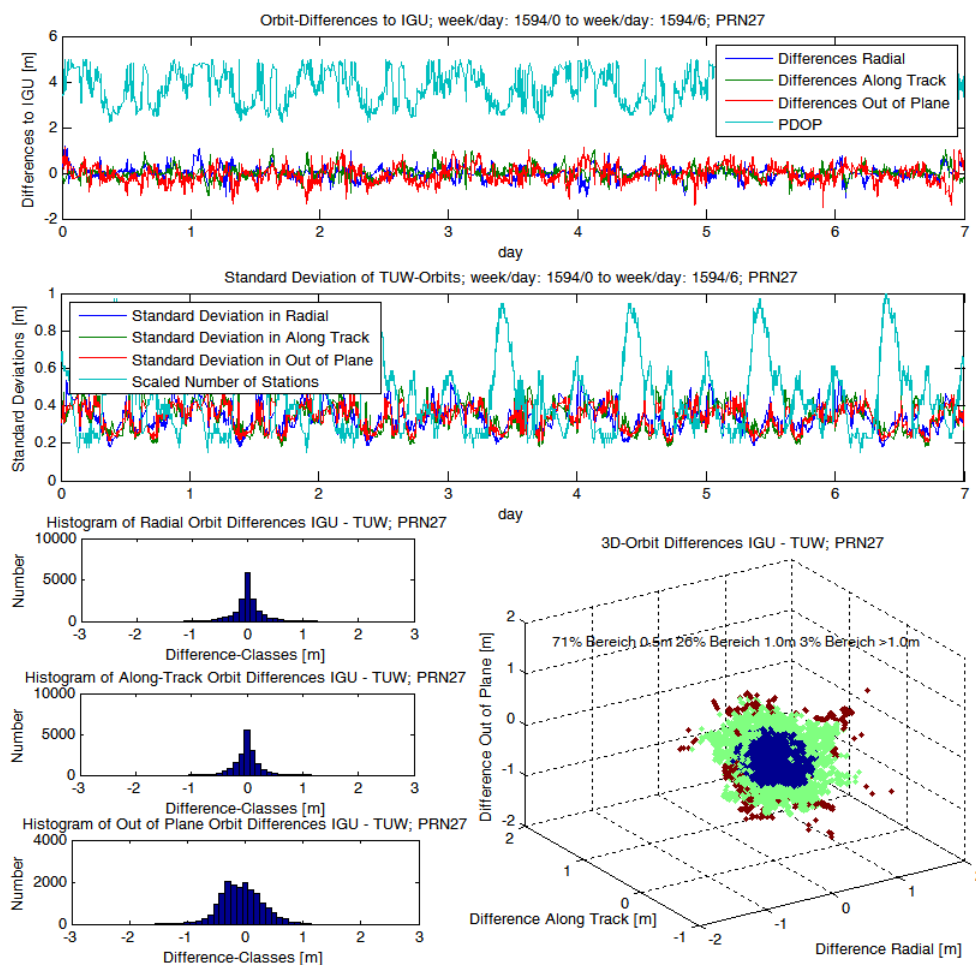


Abbildung 6.13: TUV Bahnvergleiche für PRN27, Woche 1594

3D-Positionsunterschieden zu IGU unter 0,5m, 26% unter 1,0m und lediglich 3% über 1,0m. Letztere resultieren hauptsächlich aus dem Fehlen von Beobachtungen, bzw. einer schlechten Verteilung der Beobachtungsstationen und der damit verbundenen hohen PDOP-Werte.

6.3 Statische/Kinematische präzise Punktbestimmung im Postprocessing, PPP

Dieser Abschnitt beschreibt die Möglichkeit der Verwendung der täglich erzeugten RTIGU-Control Produkte (TUV-Produkte, siehe Abschnitt 5.4) für präzise Punktbestimmungen (PPP) im *Postprocessing*. Dies erlaubt zudem, Aussagen hinsichtlich Qualität und Konsistenz der TUV-Produkte durch direkten Vergleich der Positionslösungen eines Beobachtungsdatensatzes über einen gewissen Zeitraum unter Verwendung verschiedener Bahn- und Uhrprodukte zu tätigen. Als Beobachtungsdaten werden jene der IGS-Station in Graz (Österreich), mit einer Datenrate von 30 Sekunden, wieder für den Analysezeitraum der GPS-Woche 1594 verwendet. Die im vorherigen Abschnitt gezeigten Ergebnisse der TUV-Bahnlösungen lassen auf globale epochenweise Einzelpunktbestimmungen im Genauigkeitsbereich von etwa 2–3 dm schließen. Folgende Auswertestrategien wurden verfolgt und deren Ergebnisse verglichen:

1. Statische/kinematische PPP-Lösungen unter Verwendung der präzisen IGS Bahnen und Uhren (*Final*, siehe IGS-Produktpalette in Abschnitt 4.2)
2. Statische/kinematische PPP-Lösungen unter Verwendung der prädizierten IGS Bahnen und Uhren (IGU-Produkte)

3. Statische/kinematische PPP-Lösungen unter Verwendung der von GPS an den Nutzer gesendeten Navigationsdaten (*Broadcast*-Ephemeriden, BRDC)
4. Statische/kinematische PPP-Lösungen unter Verwendung der in Echtzeit ermittelten und in täglichen Bahn- und Uhrdateien abgelegten TUW-Produkte

Die ermittelten PPP-Lösungen beziehen sich auf den Koordinatenrahmen ITRF2005 zur Epoche der Beobachtungen. Die Referenzkoordinaten für die Durchführung der Vergleiche der Station Graz (ebenfalls im System ITRF2005 zur Epoche der Beobachtungen) sind in Tabelle 6.2 angeführt.

Station (ITRF2005)	X [m]	Y [m]	Z [m]
GRAZ	4194423.729	1162702.794	4647245.473
	Breite [° ' "]	Länge [° ' "]	Höhe [m]
	47 4 1.67061	15 29 36.53463	538.294

Tabelle 6.2: Referenzkoordinaten der IGS-Station Graz, ITRF2005 Ep. 2010.6

Bevor nun aber in weiterer Folge im Detail auf die Ergebnisse der Vergleiche eingegangen wird, folgt in wenigen Sätzen eine kurze Beschreibung der Methode der präzisen Punktbestimmung (PPP), sowie ein kurzer Überblick über das Software-Paket “Bernese”, welches für die Berechnungen verwendet wurde.

Precise Point Positioning (PPP) ist eine Möglichkeit die Position eines Empfängers hochgenau zu bestimmen (im 1–2 cm Bereich), ohne die Bildung von Beobachtungsdifferenzen zu einer koordinativ bekannten Referenzstation (*zero-difference-Level*). Die Entwicklung dieses Auswerteverfahrens wurde Ende der 1990er Jahre am *Jet Propulsion Laboratory* der NASA betrieben [Zumberge et al., 1997]. Die Grundidee von PPP für Beobachtungen auf 2 Frequenzen beruht dabei auf der Verwendung präziser Bahn- und Uhrinformationen, beispielsweise die präzisen Produkte von IGS und der Schätzung der Empfängerposition, des Empfängeruhrfehlers und einem Zuschlag zu einer a priori berücksichtigten troposphärischen Laufzeitverzögerung aus einem Standardmodell (z.B. Modell von Saastamoinen [Saastamoinen, 1972]). Die weiters in den Code- und Phasenbeobachtungen enthaltenen Einflüsse (siehe Formel (3.5) und (3.6)), wie z.B. relativistische Effekte, Auflasteffekte der Ozeane und Atmosphäre, Phasenzentrumsvariationen der Empfangsantennen, etc., werden entweder durch geeignete Modellierung berücksichtigt, bzw. im Falle der ionosphärischen Laufzeitverzögerung durch geeignete Linearkombination der Code- und Phasemessungen auf den Frequenzen L1 und L2 weitgehend eliminiert (L3-Linearkombination, siehe Formel (5.17)). Die zu Beginn des PPP-Algorithmus mit Hilfe der Code-Beobachtungen ermittelten a priori Werte für die nicht ganzzahligen Mehrdeutigkeiten (*Float-Ambiguities*) der L3-Phasenbeobachtungen werden ebenfalls im Schätzprozess mitbestimmt (im Gegensatz zur Vorgehensweise bei RTIGU-Control, siehe Abschnitt 5.2.1) und konvergieren mit fortlaufender Dauer der Beobachtung zu den tatsächlichen Sollwerten (Stichwort Konvergenzzeit). Formel (6.5) und (6.6) zeigen die PPP Code- und Phasenbeobachtungsgleichungen, mit P_3 und ϕ_3 als ionosphärenfreie Code- und Phasenbeobachtungen, mit ρ_r^s als geometrische Strecke zwischen Satellit und Empfänger, SCE und RCE als Satelliten- und Empfängeruhrfehler. $\Delta\rho_{trop}$ ist der Zuschlag zur troposphärischen Laufzeitverzögerung, λ_3 und b_3 repräsentieren die effektive Wellenlänge der ionosphärenfreien Linearkombination, sowie den Mehrdeutigkeitsparameter, c steht schließlich für die Lichtgeschwindigkeit. Mehr zu PPP bzw. eine Analyse der zu erreichenden Genauigkeit mittels PPP findet man beispielsweise bei [Sanli et al., 2010].

$$P_3 = \rho_r^s - c * (SCE - RCE) + \Delta\rho_{trop} \quad (6.5)$$

$$\phi_3 = \rho_r^s - c * (SCE - RCE) + \Delta\rho_{trop} + \lambda_3 b_3 \quad (6.6)$$

Das GNSS Software-Paket “Bernese” wurde und wird am Astronomischen Institut der Universität Bern entwickelt und dient hauptsächlich zur wissenschaftlichen Auswertung von GNSS-Beobachtungsdaten. Beispielsweise wird Bernese vom ebenfalls am Astronomischen Institut in Bern befindlichen

Center for Orbit Determination in Europe (CODE) für die Ermittlung der eigenen, für die präzisen Kombinationslösungen der IGS-Produkte bereitgestellten Lösungen verwendet. Das Software-Paket selbst besteht aus über 100 Einzelprogrammen, welche vor allem zur Auswertung globaler GNSS-Stationsnetzwerke dienen, aber auch die Berechnung statischer und kinematischer PPP-Lösungen im Postprocessing ermöglichen. Eine detaillierte Beschreibung der Eigenschaften von Bernese, sowie weiterführende Informationen hinsichtlich der aktuellen Software-Version und des Bezugs der Software, kann über die Internetseite des astronomischen Instituts in Bern [Bernese, 2010] erhalten werden.

Die Auswertung der Punktbestimmungsaufgaben erfolgte dabei jeweils tageweise für alle sieben Tage der Woche 1594, sowohl für die statische, als auch für die kinematische PPP-Lösung. Der Hauptunterschied zwischen der statischen und kinematischen PPP-Lösung besteht in der Schätzung der Stationskoordinaten. Im statischen Fall wird für den gesamten Zeitraum einer Beobachtungs-Session (im vorliegenden Fall für den Zeitraum eines Tages) ein Koordinatensatz, d.h. ein Koordinatentrippl (X, Y, Z), geschätzt. Als Ergebnis erhält man für jeden Auswertetag eine Koordinatenlösung der Beobachtungsstation, je nach gewählter zeitlicher Auflösung (z.B. 1 Stunde) Schätzwerte für die troposphärische Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung, sowie epochenweise Schätzwerte des Empfängeruhrfehlers. Abbildung 6.14 zeigt die Lage- und Höhenresiduen im Vergleich zu den Sollkoordinaten der statischen PPP-Lösungen aller sieben Tage unter Verwendung der verschiedenen Bahn- und Uhrprodukte. Des Weiteren sind auch die rms-Werte der einzelnen Tageslösungen für Breite, Länge und Höhe in Form einer Histogrammdarstellung eingetragen.

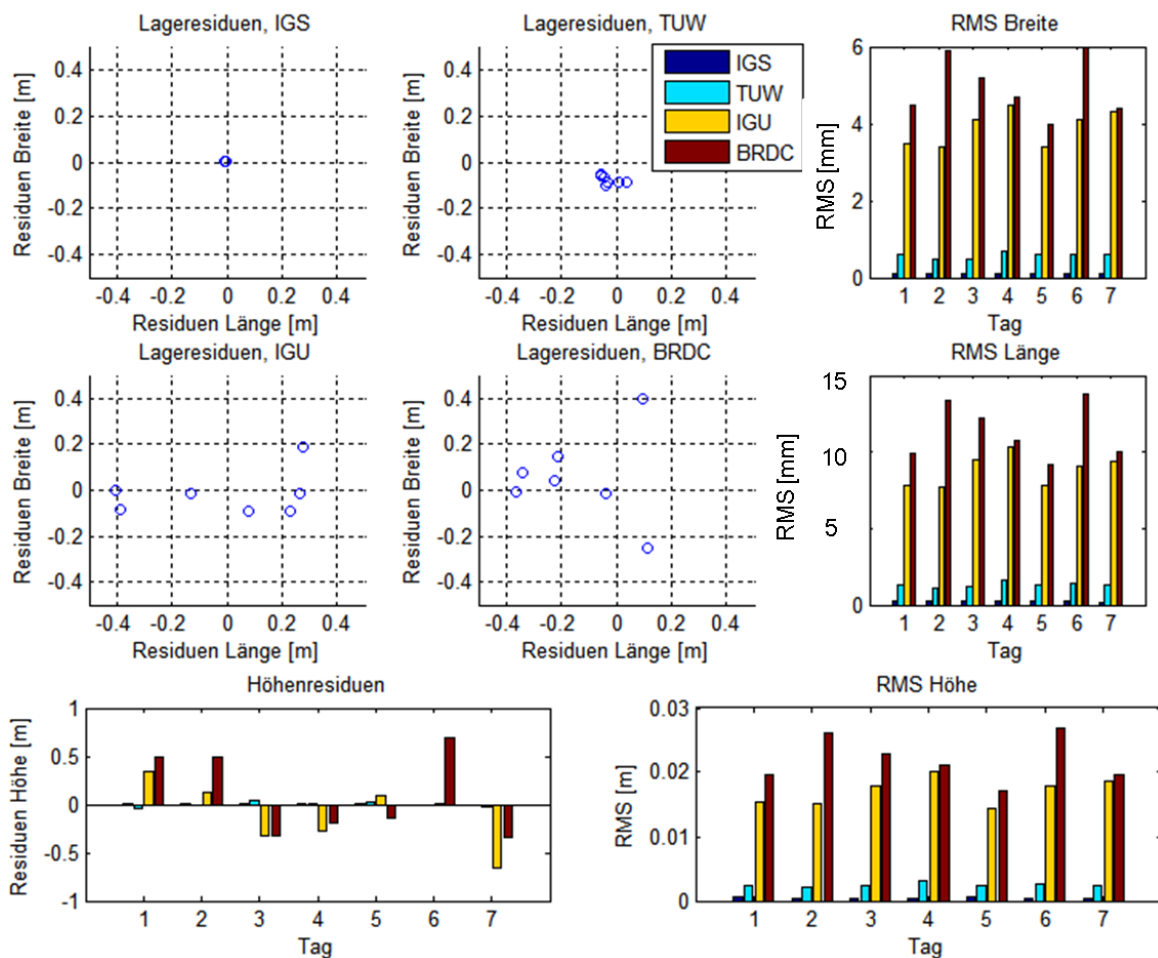


Abbildung 6.14: Lage- und Höhenresiduen der statischen PPP-Lösungen

Wie zu erwarten war, liefern die Lösungen unter Verwendung der präzisen IGS Bahnen und Uhrenfehler die besten Ergebnisse. Deren Residuen liegen für alle 7 Tage im Bereich von unter 1 cm in allen drei Komponenten. Die nächst besten Ergebnisse liefert die PPP-Lösung auf Basis der TUV Uhr- und Bahnprodukte. Die Lage- und Höhenresiduen der TUV-Lösungen liegen im Bereich von unter 10 cm. Diese zufriedenstellenden Ergebnisse konnten aufgrund der im vorigen Abschnitt 6.2 durchgeführten Vergleiche und Qualitätsanalysen der TUV-Produkte mit anderen Produkten durchaus erwartet werden, zumal es sich in diesem Falle auch noch um eine Tageslösung und nicht um epochenweise geschätzte Positionslösungen handelt. Miteinander vergleichbare Ergebnisse resultieren bei der Verwendung der prädizierten IGU-Produkte, sowie bei Verwendung der *Broadcast*-Bahnen und Uhrfehler. Deren Residuen bewegen sich im Bereich von etwa 2–4 dm in der Lage und bis zu 5 dm in der Höhenkomponente, was auf die prädizierten Uhrfehler in den IGUs bzw. auf die qualitativ schlechteren Bahn- und Uhrparameter der *Broadcast*-Informationen im Vergleich zu den präzisen IGS-Produkten zurückzuführen ist. Der Vollständigkeit halber muss jedoch an dieser Stelle erwähnt werden, dass es sich aufgrund auswertetechnischer Probleme im Falle der IGUs immer um 24h-Prädiktionen handelt (also `iguwwwwd_00.sp3`), was sicherlich zusätzlich zu einer Verschlechterung der Ergebnisse der IGU-Auswertung geführt hat.

Die Histogrammdarstellungen der rms-Werte der einzelnen Tageslösungen zeigen ein ähnliches Bild, wie die Residuen selbst. Im Falle der IGS-Lösungen bewegen sich diese im Submillimeterbereich. Bei den Positionslösungen unter Verwendung der TUV-Produkte liegen die rms-Werte der drei Koordinatenkomponenten im 1–2 mm Bereich. Für die IGU- und *Broadcast*-Lösungen resultieren Werte im Schnitt zwischen 5–15 Millimeter für die Lagekomponenten und 2–3 cm für die Höhenkomponente.

Im Falle einer kinematischen PPP-Lösung werden die Koordinaten der Station, wie auch der Empfängeruhrfehler epochenweise bestimmt. Die Schätzung des troposphärischen Einflusses erfolgt beispielsweise wieder mit einer zeitlichen Auflösung von 1 Stunde. Als Ergebnis erhält man daher für jede Beobachtungsepoche (im vorliegenden Fall alle 30 Sekunden) eines Auswertetages eine Lösung für die Stationskoordinaten. Aus Gründen der Übersichtlichkeit zeigt Abbildung 6.15 nur die ermittelten Lagerresiduen der kinematischen PPP-Lösungen aller vier Auswerteszenarien. Die Ergebnisse der Höhenresiduen sind in Abbildung 6.16 eingetragen und folgen im Anschluss an die Lageauswertung.

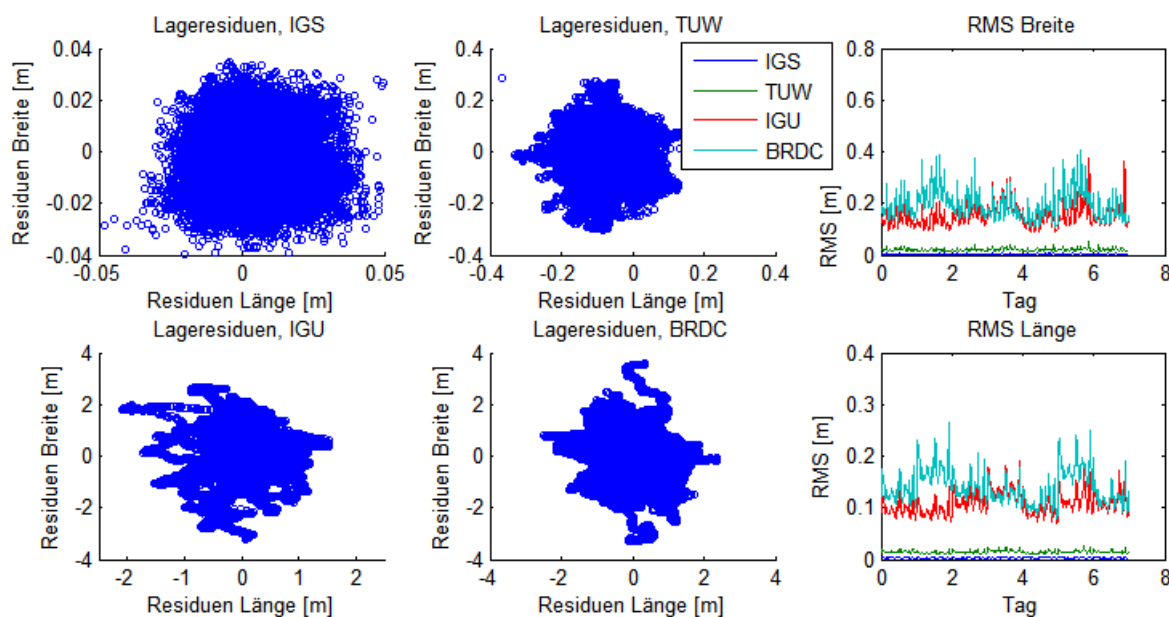


Abbildung 6.15: Lagerresiduen der kinematischen PPP-Lösungen

Sehr homogene und konsistente Lösungen werden erneut bei der Verwendung der präzisen IGS-Produkte erreicht. Die epochenweise ermittelten Punktresiduen der Lagekomponenten im

Vergleich zu den Referenzkoordinaten liegen auch im vorliegenden kinematischen Fall im Bereich weniger cm. Die Verteilung der Residuen um den Sollwert erscheint homogen und gleichmäßig. Die rms-Werte in Breite und Länge liegen durchwegs zwischen 3–6 mm. Um etwa eine Zehnerpotenz größere Werte für die Lagerresiduen liefern die Positionslösungen unter Verwendung der in Echtzeit generierten Bahn- und Uhrfehler von RTIGU-Control (TUV-Produkte). Mehr oder weniger zentral verteilt um den Sollwert (Nullpunkt), bewegen sich diese innerhalb von etwa 1–2 dm, mit rms-Werten um etwa 2 cm. Wieder etwa eine Zehnerpotenz schlechtere Ergebnisse im Vergleich mit den Lösungen der TUV-Positionen erhält man bei Verwendung der prädierten IGU- bzw. *Broadcast*-Produkte, wobei die IGU-Positionslösungen noch geringfügig besser ausfallen, als jene der *Broadcast*-Produkte. Dieser Sachverhalt spiegelt sich auch in den rms-Werten wieder. Diese liegen im Falle der IGU-Lösungen zwischen 1–2 dm, bei den Lösungen mit den *Broadcast*-Produkten zwischen 2–3 dm.

Die Höhenresiduen fallen, wie zu erwarten war, um einen Faktor 1.5–2 höher aus als die Lagerresiduen. Sie liegen im Falle der IGS-Auswertung durchwegs unter 10 cm mit rms-Werten um 1 cm. Im Falle der TUV-Lösungen der Höhenkomponente sind die Residuen stets kleiner als 1 Meter. Auch hier kann wieder grob der Faktor 10 hinsichtlich der Qualität der IGS-Lösungen im Vergleich zu TUV herausgelesen werden. Die rms-Werte der TUV-Lösungen bewegen sich zwischen 3–5 cm. Die Maximalabweichungen in der Höhe erreichen bei Verwendung der IGUs und *Broadcast*-Produkte durchaus Werte bis zu 10 Meter zum Sollwert, wobei auch hier wieder eine leichte Verbesserung bei Verwendung der IGUs im Vergleich zu den *Broadcast*-Lösungen festgestellt werden kann. Die rms-Werte der Höhenresiduen beider Lösungen sind recht ähnlich und bewegen sich im Bereich von etwa 0.3–0.6 m.

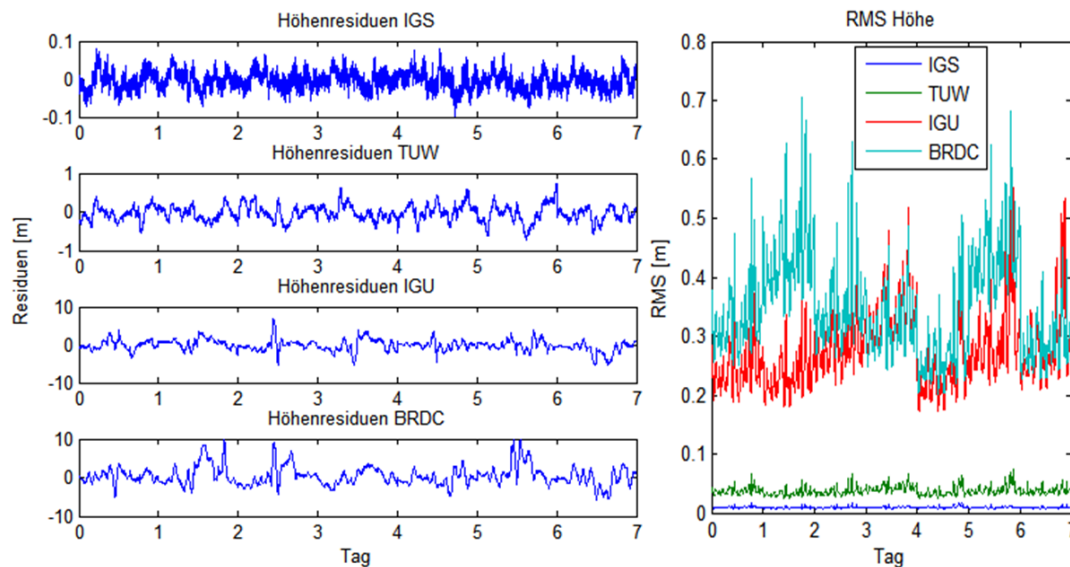


Abbildung 6.16: Höhenresiduen der kinematischen PPP-Lösungen

Anhand der Verwendung der TUV-Produkte für statische als auch für kinematische präzise Punktbestimmungsaufgaben konnte die Qualität und Konsistenz der RTIGU-Control Echtzeitprodukte bestätigt werden. Diese liefern besonders im Falle der epochenweisen (kinematischen) Punktschätzung im Vergleich mit den zur Zeit gängigen Echtzeitprodukten der prädierten IGUs und *Broadcast*-Ephemeriden (ausgenommen der ebenfalls in Echtzeit vorhandenen Bahn- und Uhrprodukte anderer RT-ACs, siehe Abschnitt 6.2) eine um den Faktor 10 genauere Positionslösung. Für nahe-Echtzeit-Anwendungen (Echtzeit-nahes *Postprocessing*) im Bereich weniger Stunden nach Datenaufnahme wäre es demnach möglich, unter Verwendung der in Echtzeit bestimmten und stündlich abgelegten RTIGU-Control Bahnen und Uhrfehler der GPS-Satellitenkonstellation, statische präzise Punktbestimmungen mit einer Genauigkeit von 1–2 dm und kinematische präzise Punktbestimmungen mit einer Genauigkeit von 3–5 dm durchzuführen. Dass es bereits auch möglich ist, die in Echtzeit ermittelten Bahnen und Uhrfehler von RTIGU-Control direkt für die Positionierung

in Echtzeit zu nutzen, zeigt der nun folgende Abschnitt 6.4.

6.4 Statische/Kinematische präzise Punktbestimmung in Echtzeit, RT-PPP

Um weitere Aussagen hinsichtlich Qualität und Konsistenz der RTIGU-Control Produkte (TUW-Produkte), diesmal in quasi Echtzeit, tätigen zu können, wurden die TUW-Produkte für Echtzeit-statische bzw. kinematische Punktbestimmungsalgorithmen eingesetzt. Ein möglicher Ansatz für RT-PPP verwendet dabei kontinuierlich von einem GNSS-Empfänger bereitgestellte Beobachtungsdaten und Navigationsdaten in Form der *Broadcast*-Ephemeriden, zusammen mit präzisen in Echtzeit vorhandenen Korrekturtermen, zu den aus den *Broadcast*-Ephemeriden ermittelten Satellitenbahn- und Uhrparameter. Wie bereits in Abschnitt 5.4 kurz erwähnt, wurde dies bereits vom Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG) in Deutschland, gemeinsam mit der TU Prag, in Form der beiden Softwarepakete “BKG Ntrip Client, BNC” und “BKG Ntrip State Space Server, BNS”, realisiert. Beide Softwarepakete BNC und BNS können von der Internetseite des BKG [GDC] frei bezogen werden. Abbildung 6.17 zeigt das Schema, wie innerhalb dieser Arbeit RT-PPP realisiert und durchgeführt wurde.

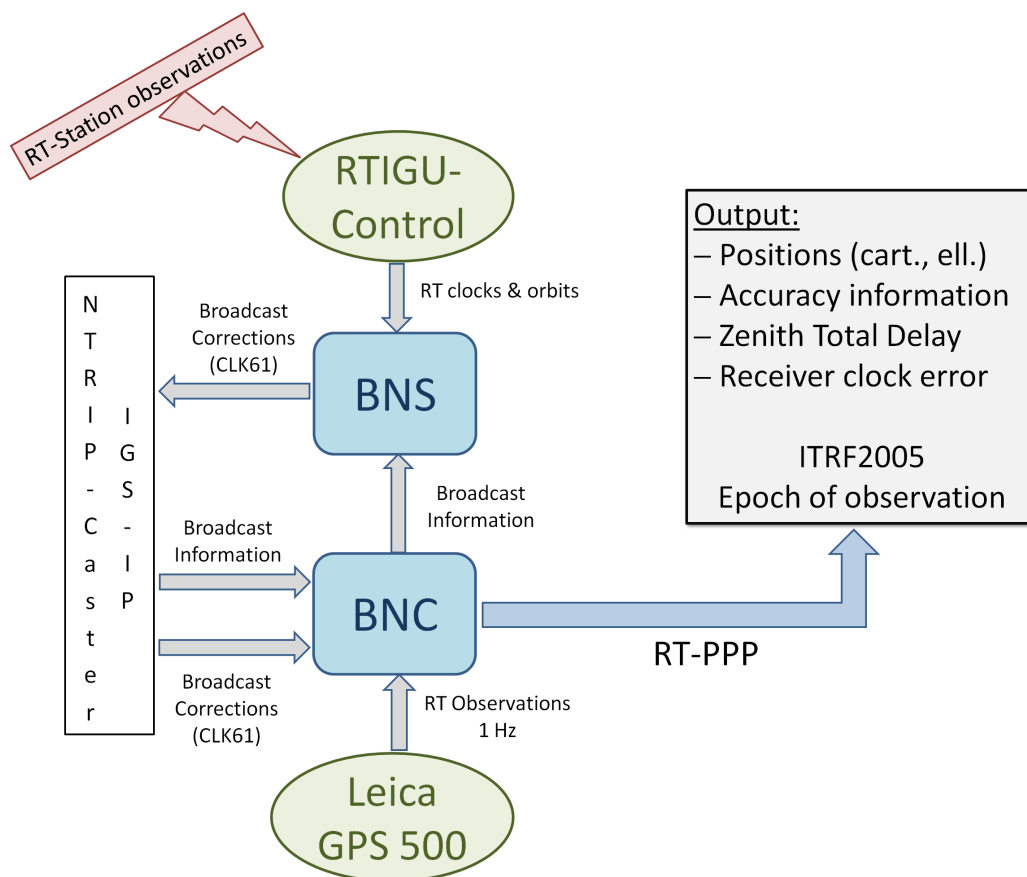


Abbildung 6.17: Realisierung von RT-PPP innerhalb des Testszenarios

Ausgangspunkt sind die von RTIGU-Control epochenweise (alle 30 Sekunden) ausgegebenen Echtzeitinformationen hinsichtlich Satellitenuhr- und Bahnparameter (siehe Abschnitt 5.4). Diese werden neben einigen weiteren Parametern, wie z.B. DCBs, Phasenzentrums-Offsets der Satelliten, etc., pro Satellit in einem von BNS fix vorgegebenen Format in eine Textdatei ausgegeben und von einer weiteren C++-Funktion mittels TCP/IP-Verbindung an BNS weitergegeben. Dieser TCP/IP-Transfer erfolgt aus technischen Gründen (*Timeout*) alle 10 Sekunden, d.h. es werden jedesmal die gleichen

Korrekturen mit gleichem Zeitstempel 2–3 mal an BNS weitergegeben. Für eine genaue Beschreibung der Formatierung der an BNS zu übermittelnden Echtzeit-Parameter sei an dieser Stelle auf das der Software beigelegte Manual verwiesen. BNS benötigt für die Berechnung aktueller Korrekturen zu den *Broadcast*-Ephemeriden des Weiteren die *Broadcast*-Ephemeriden selbst. Diese können mittels BNC (NTRIP-Client) und einem vom Echtzeit GNSS-Datenprovider (NTRIP-Caster) igs-ip bereitgestellten Datenstrom, welcher durchgehend die aktuellen *Broadcast*-Ephemeriden übermittelt, bezogen werden. Sind auf der einen Seite aktuelle Echtzeit Bahn- und Uhrparameter (von RTIGU-Control) und auf der anderen Seite aktuelle *Broadcast*-Ephemeriden (BNC; igs-ip) vorhanden, kann BNS aus den präzisen Echtzeitinformationen Korrekturen zu den *Broadcast*-Ephemeriden berechnen. Diese Korrekturen bestehen im Großen und Ganzen pro verfügbarem Satelliten aus 3 Korrekturtermen in den Koordinatenrichtungen *radial*, *along-track* und *out of plane*, sowie einem Korrekturterm für den Satellitenuhrfehler. Diese Korrekturen werden anschließend in einem proprietären RTCM 3.x Format über einen extra dafür vorgesehenen Datenstrom (im konkreten Fall von RTIGU-Control ist dies der Datenstrom mit der Bezeichnung CLK61), über den Ntrip-Caster igs-ip, an diverse RT-PPP Nutzer verteilt. Am Zentralrechner muss demnach neben RTIGU-Control, sowohl BNS, als auch BNC installiert sein, wobei die einzige Aufgabe von BNC in diesem Fall darin besteht, aktuelle *Broadcast*-Informationen an BNS für die Korrekturberechnung weiterzuleiten.

Die Durchführung der präzisen Punktbestimmung in Echtzeit erfolgt dann mittels dem in BNC integrierten RT-PPP-Algorithmus (dieser unterscheidet sich durch seine Echtzeitfähigkeit wesentlich von jenem der Bernese-Software) und den weiters benötigten Eingangsdaten am Auswerte-PC, mit welchem die Positionierungsaufgabe durchgeführt wird. Es sind dies zum Einen die aktuellen *Broadcast*-Ephemeriden plus deren Korrekturen vom Ntrip-Caster igs-ip über die einzelnen zugeordneten Echtzeit-Datenströme, zum Anderen kontinuierlich vorhandene Beobachtungsdaten. Diese können ebenso wie die *Broadcast*-Informationen über einen der bei igs-ip zahlreich vorhandenen Echtzeit-Datenströme diverser Echtzeit IGS-Stationen, oder, wie im vorliegenden Versuch von einem eigens dafür bereitgestellten GNSS-Empfänger, bezogen werden. Im konkreten Fall wurden die Beobachtungsdaten von einem Leica GPS500 Empfänger, welcher über eine serielle Schnittstelle mit einem Auswerte-PC verbunden war, bereitgestellt. Der für die Durchführung der präzisen Punktbestimmung in Echtzeit in BNC implementierte Kalman-Filter-Algorithmus verwendet dabei die aus den beiden Frequenzen L1 und L2 gebildete ionosphärenfreie Linearkombination P3 als Codebeobachtung und L3 als Phasenbeobachtung. Epochenweise werden folgende Parameter ermittelt und ausgegeben:

- Position der Messstation im System ITRF2005 zur Epoche der Beobachtung einschließlich der Standardabweichungen in den Koordinatenrichtungen
- Geschätzter Zuschlag zur troposphärischen Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung aus dem a priori Modell
- Empfängeruhrfehler
- L3 Bias oder auch *Float Ambiguity* genannt, pro Satellit
- Code und Phasenresiduen der Streckenmessungen

Neben der Vernachlässigung einiger Effekte, wie z.B. Gezeiten der festen Erde, oder Auflasteffekte der Ozeane und Atmosphäre, werden auch empfangsantennen-spezifische Eigenschaften (Phasenzentrums-Offsets und Variationen) vernachlässigt, was bedeutet, dass sich die ermittelten Positionen auf das L3-Phasenzentrum und nicht auf den Antennenreferenzpunkt beziehen. Des Weiteren geht der RT-PPP-Algorithmus von BNC grundsätzlich davon aus, dass sich der Empfänger bewegt, also eine kinematische Positionierung durchgeführt wird. Weitere Details und Informationen zu den einzelnen Funktionen von BNC können dem der Software beigelegten Manual entnommen werden. Positionen, deren Standardabweichung, sowie Abweichungen in der Nord, Ost und Höhenkomponente im Vergleich zur Sollposition (wenn bekannt), werden dem Nutzer in

numerischer und graphischer Form direkt am Bildschirm dargestellt. Alle angeführten Parameter werden epochenweise in einer Ausgabedatei abgelegt. Abschließend sind in Abbildung 6.18 die beiden graphischen Nutzeroberflächen von BNC (im Vordergrund) und BNS (im Hintergrund) im laufenden Betrieb dargestellt.

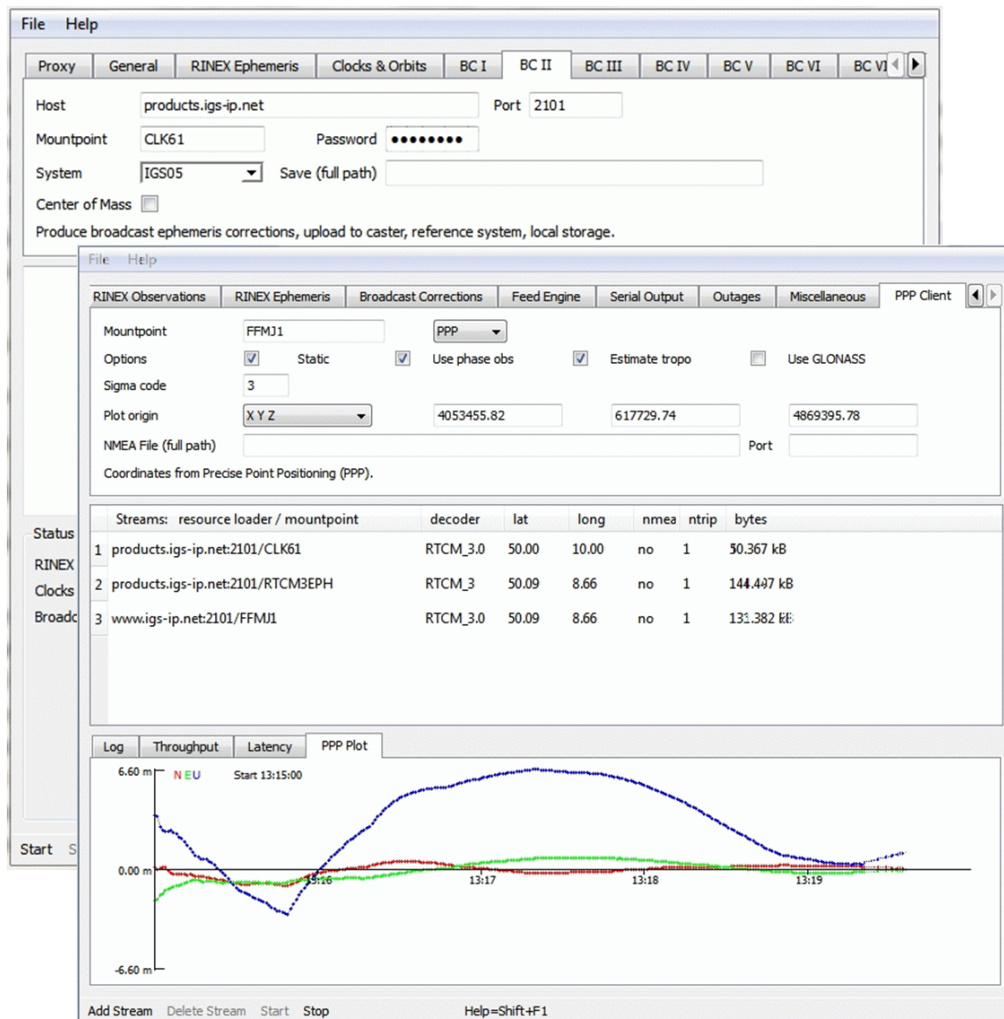


Abbildung 6.18: GUI der Programme BNS und BNC

Der Zweck der im Folgenden beschriebenen RT-PPP Messkampagne war die Validierung der mittels RTIGU-Control und BNS erzeugten Korrekturterme zu den Broadcastephemeriden mittels RT-PPP, sowohl für statische als auch kinematische Punktbestimmungsaufgaben. Diese Validierung erfolgte zum Einen mittels Auswertung einer eigens für die Testmessungen ausgearbeiteten Messanordnung, zum Anderen in Form von Vergleichen der in Echtzeit erhaltenen Punktlösungen mit Lösungen eines kinematischen PPP-Algorithmus unter Verwendung präziser IGS-Produkte. Abbildung 6.19 zeigt das für die Testmessungen geplante Szenario bestehend aus 4 statisch eingemessenen Punkten, einmal schematisch und einmal die abgesteckten Punkte in der Natur. Die Messungen selbst wurden am 12.06.2010 durchgeführt.

Die 4 statisch bestimmten Punkte bildeten dabei die Eckpunkte eines Rechtecks mit Seitenlängen von etwa 10m x 5m. Die Forderung 10 mal 5 Meter für die Abmessungen des Rechtecks sind hierbei lediglich genähert benötigt und dient hauptsächlich einer rein visuellen Kontrolle der erzielten RT-PPP Ergebnisse, bzw. einer ersten Abschätzung der Positionsgenauigkeiten. Alle 4 Punkte haben dabei moderate Abschattungscharakteristika. Die Idee dahinter war nun Folgende: Die Initialisierung (erreichen der Konvergenz) des RT-PPP-Algorithmus von BNC erfolgt statisch auf PKT1. Danach werden systematisch alle anderen Punkte (PKT2-PKT4) statisch beobachtet. Dies dient zum Einen

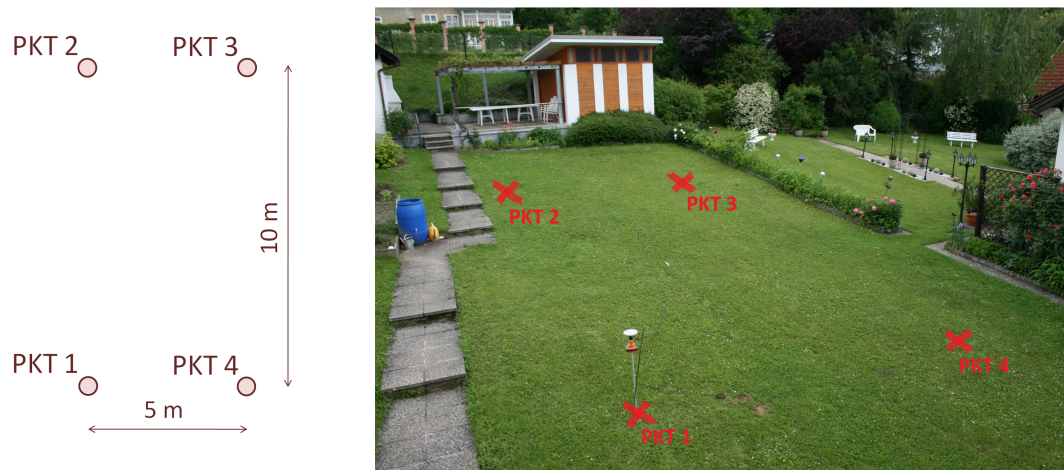


Abbildung 6.19: Messanordnung des RT-PPP Szenarios

zur Durchführung mehrerer statischer RT-PPP Punktbestimmungen, zum Anderern zur Aufzeichnung der Rohdaten der 4 Punkte und anschließender Berechnung von Referenzkoordinaten. Nach den statischen Messungen werden diverse Trajektorien zwischen den 4 Punkten abgegangen (kinematische Punktbestimmung). Aufgrund der bekannten Abmessungen des Rechtecks („Massstab“), kann dadurch bereits visuell ein Eindruck der erzielten Punktgenauigkeiten gewonnen werden.

Für die Durchführung der RT-PPP Tests wurde eine Leica AT502 Antenne mittels eines Antennenaufsatzes und dem zugehörigen Dreifuß mit einem Lotstab verbunden und über ein etwa 15 Meter langes Antennenkabel an einen Leica GPS System 500 Empfänger angeschlossen, welcher wiederum über eine serielle RS-232 Verbindung kontinuierlich Beobachtungsdaten im Sekundentakt an das Auswerte-Notebook weiterleitete. Die Rohdaten wurden zum Einen für die im Anschluss folgenden Auswertungen im *Postprocessing* im Format RINEX v2.12 aufgezeichnet und in entsprechenden Beobachtungsdateien abgelegt, zum Anderen der am Auswerte-Notebook installierten Software BNC für die weiteren Positionierungsaufgaben zugeführt. Als Beobachtungen standen C1, P2 Codebeobachtungen sowie L1, L2 Phasenbeobachtungen zur Verfügung. Die ebenfalls benötigten *Broadcast*-Informationen, sowie die Korrekturterme zu den *Broadcast*-Ephemeriden wurden über den *Ntrip-Caster* igs-ip bezogen. Konkret waren das die beiden Echtzeitdatenströme RTCM3EPH für die *Broadcast*-Ephemeriden und CLK61 für die von RTIGU-Control und BNS berechneten Echtzeit-Korrekturterme. Die Internetverbindung wurde über WLAN sichergestellt. Die Stromversorgung des Leica Empfängers erfolgte über eine externe Stabbatterie. Abbildung 6.20 zeigt die für die RT-PPP Tests verwendete Messausrüstung.

Wie bereits angesprochen, erfolgte die Initialisierung des RT-PPP-Algorithmus statisch auf PKT1, d.h. die Antenne wurde auf PKT1 näherungsweise lotrecht aufgestellt und der RT-PPP-Algorithmus von BNC gestartet. Da die Reproduzierbarkeit der einzelnen Punktkoordinaten PKT1-PKT4 eher eine untergeordnete Rolle spielt, bzw. die ausgegebenen Positionslösungen von BNC sich auf das L3-Phasenzentrum beziehen, ist eine näherungsweise lotrechte Aufstellung auf den einzelnen Punkten sicherlich ausreichend. Der Bezug auf das L3-Phasenzentrum muss natürlich demensprechend auch bei der Ermittlung der Referenzkoordinaten der 4 Punkte im *Postprocessing* berücksichtigt werden. Zur Berechnung dieser Referenzkoordinaten wurde die Software Leica GeoOffice (LGO), der Online-PPP Service von NRCAN, sowie die aufgezeichneten Rohdaten der 4 Punkte und die Beobachtungsdaten einer etwa 6 Kilometer entfernten Station eines regionalen GNSS-Referenznetzbetreibers verwendet. Den ersten Auswerteschritt bildete die Berechnung der Koordinaten der Referenzstation des Netzbetreibers im System ITRF2005 zur Messepoche. Dies war erforderlich, um die ebenfalls in diesem Referenzrahmen ermittelten RT-PPP Lösungen von BNC mit den Referenzkoordinaten der Punkte PKT1–PKT4 vergleichen zu können und wurde mit Hilfe des Online-PPP Service in Form einer statischen PPP Lösung durchgeführt. Die Referenzkoordinaten der Punkte PKT1-PKT4 errechneten sich in einem zweiten Schritt aus den 4 Basislinienauswertungen zu der zuvor eingerechneten



Abbildung 6.20: Messausrüstung der RT-PPP Tests

Referenzstation des Netzbetreibers unter Verwendung präziser IGS-Produkte und befanden sich damit ebenso im System ITRF2005 zur Messepoche. Die Beobachtungsdauer betrug beim Punkt PKT1 aufgrund der Initialisierungszeit des RT-PPP-Algorithmus etwa 1.5 Stunden, bei allen anderen Punkten etwa 30 Minuten. Die Beobachtungsrate war mit 1Hz festgelegt. Die Erstellung einer Vergleichs- bzw. Referenzlösung für die kinematischen Bewegungsabläufe zwischen den Festpunkten erfolgte unter Verwendung der aufgezeichneten Beobachtungsdaten, sowie präziser IGS-Produkte wieder mittels dem PPP Online Service von NRCAN, diesmal in Form einer kinematischen Auswertung. Des weiteren wurden ebenfalls mit den Beobachtungsdaten der statischen Messungen auf den Punkten PKT1–PKT4 kinematische PPP Lösungen berechnet, um weitere Vergleiche mit den in Echtzeit erzielten Ergebnissen von BNC anstellen zu können. Tabelle 6.3 enthält den Messablauf des durchgeführten RT-PPP Tests, sowie die für die einzelnen Testabschnitte ermittelten Echtzeit- und Vergleichsergebnisse.

Die Konvergenzzeit des RT-PPP-Algorithmus von BNC unter Verwendung der mit dem Datenstrom CLK61 gesendeten *Broadcast*-Korrekturen von RTIGU-Control beträgt erfahrungsgemäß etwa 45–60 Minuten. Unter der Konvergenzzeit versteht man jene Zeitspanne, die der Kalman-Filter benötigt, um von den anfangs, aus reinen Codebeobachtungen ermittelten a priori Werten der unbekannt Parameter (Koordinaten, Empfängeruhrfehler, Float-Bias, etc.), auf die endgültigen Parameterwerte im Rahmen der zu erzielenden Genauigkeiten zu kommen. Je nach Qualität der *Broadcast*-Korrekturen, bzw. der intern im Kalman-Filter gesetzten Gewichtung der Code- und Phasenbeobachtungen, kommt es zu einer Verkürzung oder Verlängerung der Konvergenzzeit bzw. im Extremfall zur Divergenz des Filteralgorithmus. Die in Abbildung 6.21 dargestellten Lage- und Höhengraphiken der einzelnen Echtzeit Punktlösungen während der Initialisierung auf PKT1 zeigen den Konvergenzverlauf der ersten Stunde. Bei der Lagegraphik sei des Weiteren darauf hingewiesen, dass hier der zeitliche Verlauf der Punktlösungen in Form einer Farbkodierung eingetragen ist.

Diese Graphik zeigt sehr anschaulich, wie die Echtzeitlösungen mit fortschreitender Dauer der Positionierung sowohl in der Lage, als auch in der Höhenkomponente, zur Solllösung konvergiert, wobei diese Konvergenz in diesem Beispiel sogar erst nach etwas mehr als einer Stunde, um ca. 13:30 Ortszeit erreicht wurde. Als Solllösungen (Referenzen) dienen hierbei die im Postprocessing mit LGO berechneten Koordinaten der Punkte PKT1–PKT4, wobei deren Lagekoordinaten durch rote Kreuze, die Höhenkomponenten als horizontale Linien über die Zeitachse dargestellt sind.

Wie Tabelle 6.3 entnommen werden kann, folgte nach der Initialisierungsphase des RT-PPP-Algorithmus die Beobachtung der anderen drei Punkte PKT2–PKT4, wobei jeder etwa 30 Minuten beobachtet wurde. Für den Wechsel zwischen den einzelnen Punkten wurde der Lotstock

Messdauer (MESZ)	Messszenario	BNC RT-PPP (kin.)	LGO Basislinie	NRCAN PPP (kin.)	Anmerkung
12:11-13:43	Statische Messung PKT1	X	X	X	Initialisierung des RT-PPP-Algorithmus
13:45-14:23	Statische Messung PKT2	X	X	X	
14:26-14:57	Statische Messung PKT3	X	X	X	
14:59-15:32	Statische Messung PKT4	X	X	X	
ab 15:35	Kinematische Messung	X	-	X	Form einer "Acht" zwischen den Punkten PKT1-PKT4
ab 15:37	Kinematische Messung	X	-	X	Abgehen der Rechtecksseiten
ab 15:42	Kinematische Messung	X	-	X <td Schleifenförmige Bewegung zwischen den Festpunkten	

Tabelle 6.3: Messablauf und Auswertergebnisse der RT-PPP Testmessungen

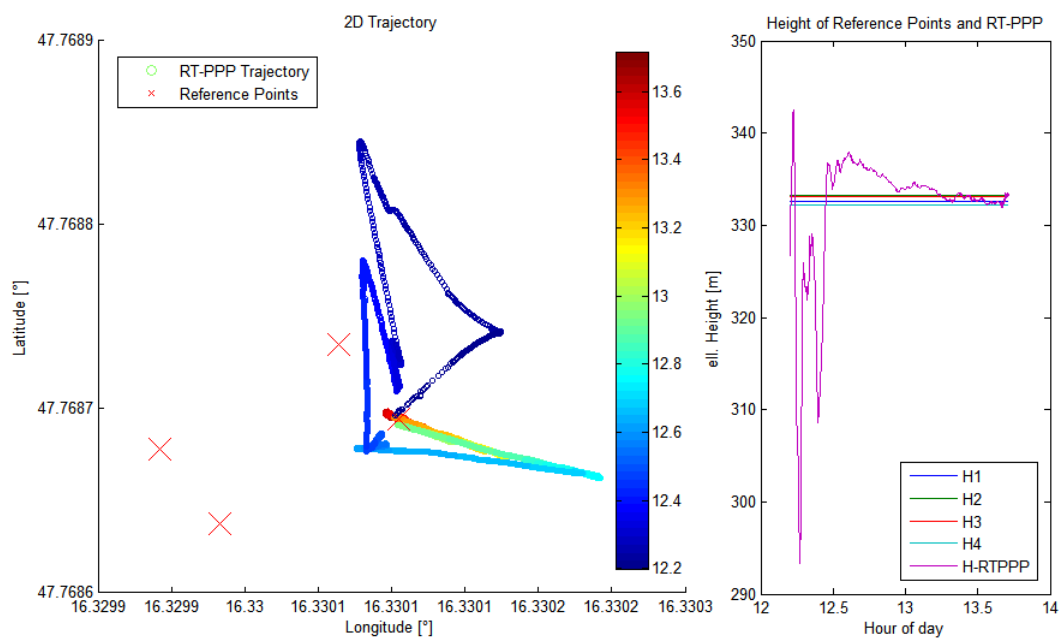


Abbildung 6.21: Konvergenzverhalten der RT-PPP Lösung

mitsamt der Antenne einfach von einem zum nächsten Punkt versetzt und wieder näherungsweise horizontal aufgestellt. Die (kinematischen) Rohdaten jenes kurzen Zeitbereiches für das Umsetzen der Antenne wurden im Nachhinein vor der statischen Auswertung der Referenzkoordinaten der 4 Punkte manuell herausgeschnitten. Repräsentativ für alle anderen statischen Beobachtungen zeigt Abbildung 6.22 den Lage- und Höhenverlauf der Punktbestimmungen auf PKT3. Eingetragen sind wieder die Referenzkoordinaten und die RT-PPP Lösungen, aber diesmal auch die kinematischen PPP Lösungen des Online PPP-Service von NRCAN.

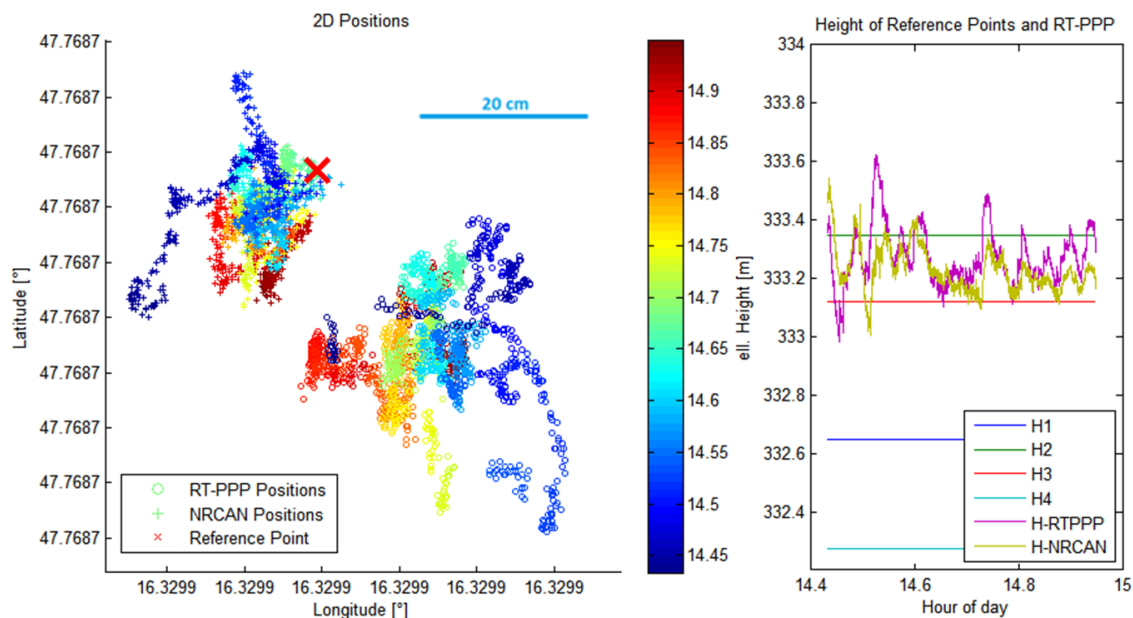


Abbildung 6.22: LGO, RT-PPP und NRCAN-PPP Lösung für PKT3

Bei Betrachtung der Lagekomponenten der Punktlösungen fallen als erstes die beiden deutlich voneinander getrennten Punktwolken der beiden Lösungen von NRCAN und RT-PPP ins Auge. Die Streuung der NRCAN-Positionen um die Mittelposition mit etwa 5–10 cm fällt dabei etwas geringer aus als bei der RT-PPP-Lösung mit 10–15 cm. Zusätzlich ist anzumerken, dass die Positionierungen von NRCAN im Mittel sehr nahe an die mittels Basislinienauswertung bestimmten Sollkoordinaten (hier mit einem roten X eingetragen) herankommen und nur um etwa 10 cm in südwestlicher Richtung abweichen, jene der in Echtzeit ermittelten RT-PPP Positionen jedoch einen Offset von etwa 25 cm in südöstlicher Richtung aufweisen. Am zeitlichen Verlauf beider Lösungen kann auch sehr gut ein “Wandern” der Positionslösungen verfolgt werden, was auf eine mit der Zeit sich ändernde Satellitenkonfiguration (Hinzukommen bzw. Wegfall einzelner Satelliten, Veränderung der Geometrie, etc.) zurückzuführen ist. Zum Ende der statischen Beobachtungen des Punktes PKT3 sind beispielsweise die Lösungen von NRCAN und RT-PPP sehr ähnlich. Auch der zeitliche Verlauf der Höhenkomponente zeigt große Ähnlichkeiten zwischen NRCAN und RT-PPP. Tendenziell liegt dabei die RT-PPP Lösung im Bereich weniger cm über jener von NRCAN. Beide Lösungen sind wiederum bei Betrachtung der Referenzhöhe von PKT3 (rote horizontale Linie) um 10–15 cm zu hoch ausgefallen, was möglicherweise auf eine unzureichende Modellierung bzw. Schätzung der troposphärischen Laufzeitverzögerung der Signale zurückzuführen ist. Die Schätzergebnisse für die troposphärische Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung, sowie jene des Empfängeruhrfehlers sind in Abbildung 6.23 dargestellt.

Die Schätzwerte der totalen Laufzeitverzögerung in Zenitrichtung, verursacht durch die Troposphäre (*Zenith Total Delay, ZTD*), liegen bei den RT-PPP-Lösungen durchwegs über jenen von NRCAN, mit Differenzen zwischen 1–4 cm. Dies ist auch der Grund, warum tendenziell die Punkthöhen der RT-PPP Lösungen über den Höhen von NRCAN zu liegen kommen. Des Weiteren fällt der treppenartige Verlauf der Änderungen des ZTDs der RT-PPP Lösungen von BNC auf. Der Grund dafür ist einfach jener, dass

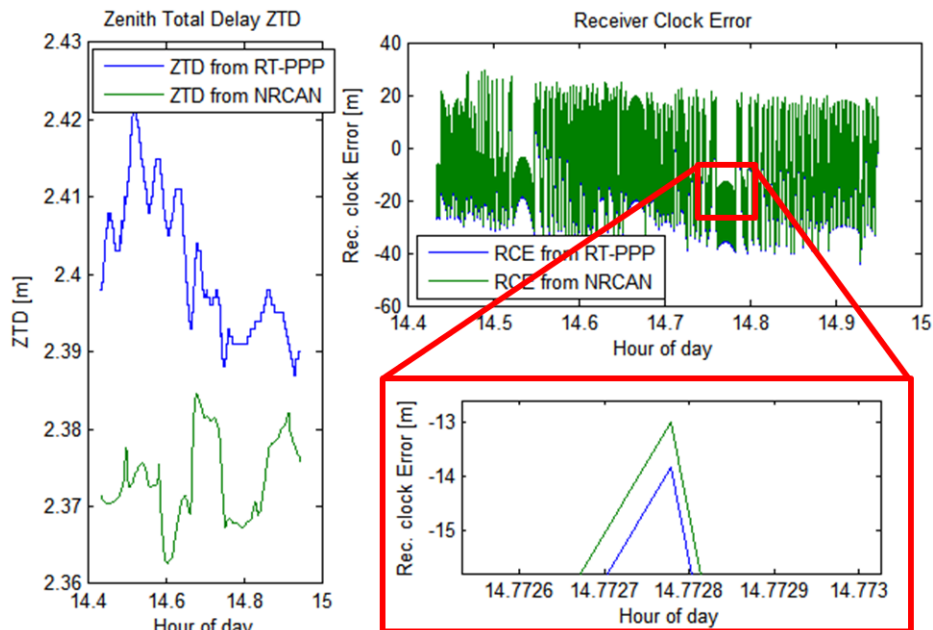


Abbildung 6.23: ZTD und RCE des Punktes PKT3 aus RT-PPP und NRCAN

die Schätzwerte für den ZTD nur bis 3 Stellen nach dem Komma (also bis zum Millimeter) ausgegeben werden und diese für mehrere hintereinander folgende 1-Sekunden-Berechnungsintervalle konstant bleiben. Die Ergebnisse der Schätzwerte des Empfängeruhrfehlers sind bei beiden PPP-Ansätzen auf den ersten Blick gleich. Diese variieren im Laufe der Zeit zwischen etwa -30 bis +30 Meter. Bei näherer Betrachtung beider Lösungen für den Empfängeruhrfehler, wie im vergrößerten Bereich in Abbildung 6.23 dargestellt, wird ein konstanter Offset zwischen beiden Lösungen sichtbar. Dieser Offset hat seinen Ursprung in der Verwendung unterschiedlicher Uhrprodukte innerhalb beider Positionslösungen. Die Echtzeit-Punktbestimmungen mittels BNC besitzen als Grundlage die Echtzeit-Uhrinformation von RTIGU-Control, hingegen beruhen die Lösungen von NRCAN auf den präzisen IGR-Uhrprodukten. Durch Vergleich beider Uhrprodukte, beispielsweise mit RTIGU-Analyse (siehe Abschnitt 6.1), kann der Offset zwischen den TUV- und IGR-Uhrlösungen ermittelt werden. Dieser beträgt für den Auswertzeitraum in etwa 3–4 Nanosekunden, was umgerechnet den in Abbildung 6.23 resultierenden Offset im geschätzten Empfängeruhrfehler von ca. 1 Meter ergibt ($1 \text{ ns} \approx 30 \text{ cm}$).

Den Abschluss der RT-PPP Testkampagne zur Validierung der RTIGU-Control Produkte im Hinblick auf Echtzeit-Positionierungsaufgaben bildet die im Folgenden beschriebene kinematische Bewegungstrajektorie zwischen den 4 Punkten PKT1–PKT4. Beispielhaft für die im Rahmen dieser Messanordnung durchgeführten kinematischen Testszenarien (siehe Tabelle 6.3) soll das Szenario ‘‘Schleife’’ näher behandelt werden. In diesem Testszenario wurde ausgehend vom Punkt PKT4 zuerst der Punkt PKT3 angesteuert, dieser von außen umrundet, diagonal zu PKT1, zurück zu PKT3, danach zu PKT2 und nach einer Umrundung dieses Punktes zurück zum Ausgangspunkt PKT4 gegangen. Der Vergleich und die Analyse der erzielten Echtzeit-Positionen kann zum Einen wieder sehr anschaulich über den visuellen Vergleich der Trajektorie in Bezug auf die bekannte Konfiguration der 4 Referenzpunkte, zum Anderen über die nachträglich mit Hilfe präziser IGS-Produkte durchgeführte kinematische PPP Lösung von NRCAN erfolgen. Lage- und Höhenergebnisse der kinematischen Positionen von RT-PPP und NRCAN gemeinsam mit den Referenzkoordinaten der 4 statischen Punkte sind in Abbildung 6.24 eingetragen.

Die Darstellung der Lagekomponenten beider Lösungen, sowohl RT-PPP als auch NRCAN, bestätigt die oben beschriebene und mit der Antenne abgegangene Bewegungstrajektorie. Allerdings ist auch hier, wie bereits bei der statischen Messung auf PKT3, ein Offset der RT-PPP Lösung im Vergleich zu den statischen Referenzpunkten (und zur NRCAN-Trajektorie) von etwa 3 dm festzustellen. Dieser bleibt über den gesamten Verlauf der Bewegung der Antenne konstant, was auf eine gleich bleibende,

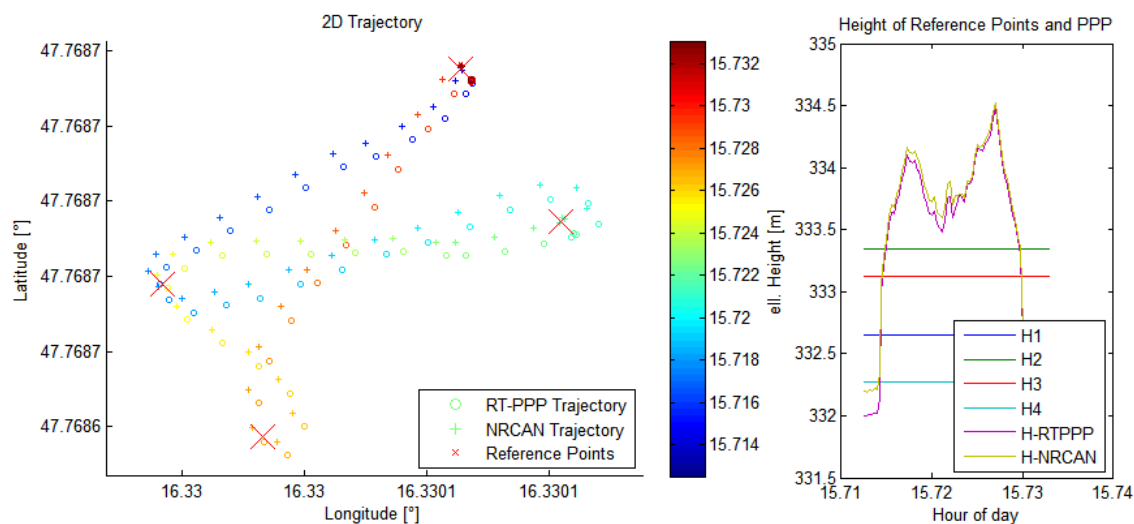


Abbildung 6.24: Lage- und Höhenergebnisse des Testszenarios "Schleife"

bzw. nicht signifikant verändernde Satellitengeometrie während der Bewegung hindeutet. Tatsächlich waren für den kurzen Zeitraum von nur etwa eineinhalb Minuten und trotz Bewegung der Antenne und der damit verbundenen veränderten Abschattungscharakteristik durchgehend die gleichen sieben Satelliten für die Positionierung verfügbar. Für die Punkthöhen liefern beide Verfahren in diesem Fall nahezu gleiche Ergebnisse. Alle anderen kinematischen Testszenarien liefern vergleichbare Resultate.

Zum Schluss dieses Abschnitts soll nur noch kurz auf ein weiteres unabhängiges Testverfahren der Echtzeitprodukte eingegangen werden. Dieses wird vom BKG in Form des sogenannten "PPP-Monitor-Szenario" durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Tests, sowie weiterführende Informationen können über die dafür angelegte Internet-Seite des BKGs bezogen werden [BKG-PPP]. Innerhalb dieses PPP-Monitor Szenarios werden sämtliche, von verschiedensten Anbietern (BKG, ESO, GFZ, TUW, ...) über den NTRIP-Caster igs-ip zur Verfügung gestellten Broadcast-Korrekturdatenströme kontinuierlich (24/7) zur kinematischen Positionierung einer ausgewählten Echtzeit-Referenzstation herangezogen. Als RT-PPP-Algorithmus wird natürlich wieder der beim BKG dafür entwickelte PPP-Client von BNC verwendet. Zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit existieren 13 verschiedene PPP-Monitor Szenarien, die vom BKG ausgewertet und deren Resultate über das Internet publiziert werden. Für jedes einzelne Monitor-Szenario sind dabei jeweils die zur Beschreibung notwendigen Parameter angegeben. Im Falle des TUW-Szenarios sind folgende Angaben aufgeführt (nur die Wichtigsten):

- PPP Client Software: BNC
- Beobachtungsstation: IGS Referenzstation FFMJ, Frankfurt, Deutschland
- Beobachtungen: 1 Hz, 2-Frequenzdaten, GPS-only
- Referenzkoordinaten: ITFR2005/IGS05, X=4053455.82m, Y=617729.74m, Z=4869395.78m
- Echtzeit Bahn- und Uhrberechnungssoftware: RTIGU-Control
- Echtzeit Broadcast-Korrekturdatenstrom: CLK61
- Datenstrom der Broadcast-Ephemeriden: RTCM3EPH
- PPP-Berechnungsalgorithmus: Kinematisch
- Verhältnis der Standardabweichungen zwischen Code- und Phasenmessungen: 500

Die Visualisierung der Ergebnisse erfolgt mittels eines 24 Stunden langen, immer auf die aktuelle Beobachtungsepoche bezogenen gleitenden Fensters, welches alle 15 Minuten aktualisiert wird. Zusätzlich sind die Ergebnisse der letzten 10 Tage in Form von Differenzkurven, der in Echtzeit ermittelten Positionen in Bezug zur Referenzposition, verfügbar. Ein Beispiel der Differenzen in Nord, Ost und Höhe zur Referenzposition für den Tag 247/2010 (4. September) des TUW-Szenarios ist in Abbildung 6.25 dargestellt.

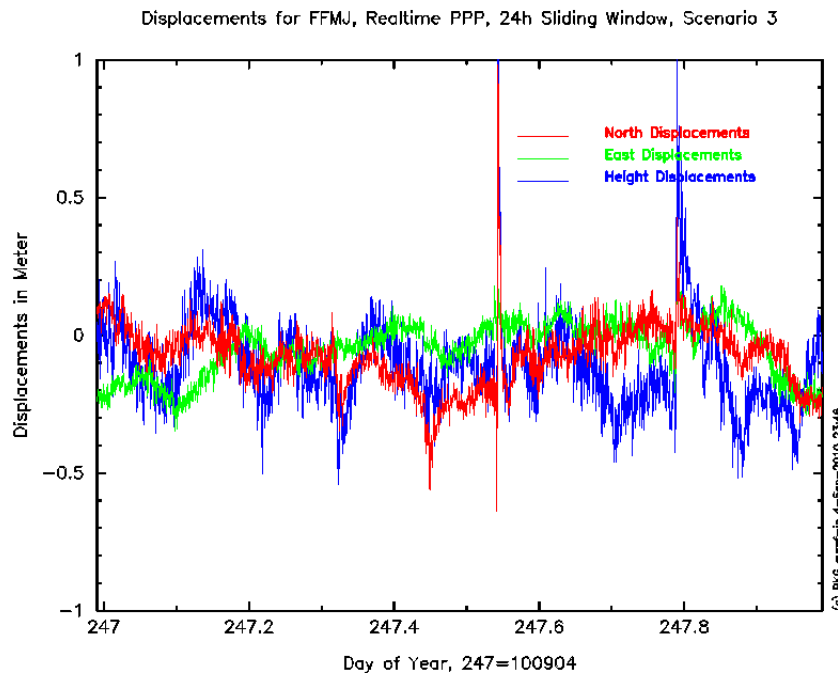


Abbildung 6.25: Differenzgraphik des TUW-Monitor Szenarios des BKGs

Die resultierenden Abweichungen zu den Referenzkoordinaten sind dabei bis auf zwei kurze Datenausfälle zur Tagesmitte und zum Ende hin lagemäßig immer im Bereich von 2–3 dm und bestätigen somit die im eigenen RT-PPP Testszenario erreichten Ergebnisse. Die Differenzen liegen dabei im Mittel um den Wert Null, was auf ein Nichtvorhandensein von signifikanten Offsets und Bias-Werten in den *Broadcast*-Korrekturen hindeutet. Zusätzlich sei jedoch an dieser Stelle auch darauf hingewiesen, dass der im eigenen RT-PPP Testszenario scheinbar konstant auftretende Offset der Lagekoordinaten in südöstlicher Richtung über eine längere Beobachtungsdauer (diese betrug ja lediglich 3.5h) keineswegs konstant ist und ebenfalls im Mittel um die Sollposition schwanken würde.

Das Resümee über diesen Abschnitt und die Resultate der einzelnen PPP und RT-PPP Testszenarien fällt durchaus positiv aus. Die Tests und die Ergebnisse haben gezeigt, dass die in Echtzeit mit RTIGU-Control ermittelten Satellitenuhr- und Bahnparameter für präzise Punktbestimmungsansätze in Nahe-Echtzeit bzw. auch in Echtzeit durchaus zielführend verwendet werden können. Die im Mittel erzielbaren Positionsgenauigkeiten liegen bei etwa 2–3 dm in Lage und Höhe (nach Konvergenz des PPP-Algorithmus). Diese Positionsgenauigkeiten sind global zu verstehen und sind keineswegs an regionale GNSS-Netze gebunden, was beispielsweise für globale Navigationsanwendungen interessant ist. Die Forderung einer kontinuierlichen Internetverbindung ist jedoch unumgänglich. Des Weiteren konnte kein signifikanter Einfluss des im Vergleich zu anderen Broadcast-Korrekturanbietern langen Aktualisierungsintervalls der Echtzeit Uhr- und Bahnlösungen von 30 Sekunden festgestellt werden, was eher für eine relativ langsame Veränderung der *Broadcast*-Korrekturterme mit der Zeit spricht.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Das Ziel dieser Arbeit war die Erstellung eines Softwarepakets zur Ermittlung der Uhrkorrekturen und Bahnparameter der GPS-Satellitenkonstellation in nahezu Echtzeit. Dabei sollte besonderes Augenmerk auf die Bestimmung der Satellitenuhrparameter gelegt werden, da die Güte der Uhrprädiktionen der IGUs speziell für präzise Echtzeitanwendungen nicht ausreicht. Die in diesem Zusammenhang entwickelte Software RTIGU-Control, basierend auf der Entwicklungsumgebung RTIGSMR, verwendet die Echtzeit-Beobachtungsdatenströme der Stationen des RTIGS-Netzwerks zusammen mit den prädizierten Satellitenbahnen aus den IGU-Produkten. Durch das RÜckeinsetzen der ermittelten Satellitenuhrfehler in die aktuellen Beobachtungsdaten, kann danach erneut auf die Satellitenpositionen geschlossen werden und so eine Art Konsistenzprüfung der IGU-Prädiktionen vollzogen werden. Durch die Analyse bzw. Verwendung der von RTIGU-Control erzeugten Produkte für Positionierungsaufgaben im *Postprocessing* und in Echtzeit, konnte vor allem die hohe Qualität der ermittelten Satellitenuhrfehler bestätigt werden.

Das Prinzip des *Code-Smoothings* der Beobachtungen auf beiden Frequenzen (L1 und L2) und anschließender Elimination des ionosphärischen Effekts durch Bildung der L3-Linearkombination, konnte erfolgreich innerhalb von RTIGU-Control implementiert werden (siehe Abschnitt 5.2.1). Nach einer kurzen Initialisierungsphase, wo sowohl Code- als auch Phasenmessungen benötigt werden, erfolgt in weiterer Folge die Fortschreibung der Beobachtungen nur mehr basierend auf den Phasenbeobachtungen. Auf diese Weise kann der Rauschpegel der reinen Code-Beobachtungen extrem reduziert (geglättet) werden. *Code-Smoothing* hat sich zwar als sehr praktikabel erwiesen, um mit minimal mehr Rechenzeit qualitativ höherwertige Beobachtungsgrößen im Vergleich zu reinen Code-Beobachtungen zu erhalten, kann aber hinsichtlich der zu erreichenden Genauigkeit der Uhrprodukte mit einer reinen Phasenlösung mit gelösten L1, L2 oder, wie im Falle der ionosphärenfreien Linearkombination L3 (Float-Bias), Mehrdeutigkeiten nicht verglichen werden. Dies ist auch ein Punkt bei RTIGU-Control, wo mit Sicherheit Verbesserungspotential besteht. Ein erster Ansatz wäre die Einführung der nicht mehr ganzzahligen L3 Mehrdeutigkeiten als zusätzliche Schätzgrößen (Parameter) in den Kalman-Filter-Algorithmus. Das Problem dabei besteht aber in der enormen Anzahl zu schätzender Parameter und der damit verbundenen Rechenzeit, die jedoch im Hinblick auf Echtzeitberechnungen ein entscheidendes Kriterium bildet. Eine zusätzliche Berücksichtigung der Phasenzentrumsexzentrizitäten der Stationsantennen zu den bereits verwendeten Beobachtungskorrekturen (z.B. Korrektur der Troposphäre mit Hilfe der VMF1-Gitterwerte), sowie eine Berücksichtigung des *Phase-Wind-Up* sollte in Zukunft ebenfalls noch in RTIGU-Control implementiert werden.

Das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Prinzip der "Range-Polynome" hat es ermöglicht, Beobachtungen der RT-IGS Stationen, bezogen auf einen gemeinsamen Empfangszeitpunkt in Beobachtungen hinsichtlich eines gemeinsamen Sendezeitpunkts (Berechnungsepoche) umzurechnen (siehe Abschnitt 5.2.3). Dies ist vor Allem für die Berechnung der Satellitenbahnparameter der zur Epoche verfügbaren Satelliten für eine gemeinsame Berechnungsepoche wichtig. Auch hier könnte in Zukunft versucht werden, Polynome verschiedenen Grades zu testen, bzw. die Anzahl der zur Polynomrechnung verwendeten Beobachtungen (Stützstellen) zu variieren. Auf diese Weise könnte auch die Rechenzeit minimiert werden.

Mit Hilfe der aufbereiteten Beobachtungen und dem Verfahren der Kalman-Filterung, konnte ein akkurater und zuverlässiger Algorithmus zur Schätzung der Uhr- und Bahnparameter realisiert werden. Dabei wurde vor allem aufgrund der für Echtzeit-Berechnungen kurz zu haltenden Berechnungszeiten eine Trennung der Uhr- und Bahnschätzung in zwei separate Kalman-Filter-Durchläufe pro Berechnungsepoche durchgeführt. Ein weiterer Grund für diese Trennung war aber mit Sicherheit auch die entstandene Divergenz des Filters nach einigen Epochen, wenn beide Beobachtungsgruppen (Uhren und Bahnen) gleichzeitig geschätzt wurden, was hauptsächlich auf die nicht ausreichende Qualität der Code-geglätteten Beobachtungen zurückzuführen ist. Auch in dieser Richtung wäre mit Sicherheit noch Entwicklungspotential für zukünftige Tätigkeiten vorhanden. Als ausgesprochen geeignet hat sich jedoch der Modellansatz des linearen Driftverhaltens

zwischen zwei Beobachtungsepochen der Satellitenuhren erwiesen, was sehr gut durch die in Kapitel 6 durchgeführten Analysen bestätigt werden konnte. Ein weiterer positiv herauszustreichender Punkt ist die Lagerung des epochenweisen Mittelwertes der Satellitenuhrschätzungen auf den epochenweisen Mittelwert der IGU-Prädiktionen, woraus auf die Festlegung einer speziellen Referenzuhr verzichtet werden kann. Dies hat vor Allem den Vorteil, über lange Zeit (Wochen, Monate) mit den IGS-Produkten vergleichbare Lösungen zu erhalten, ohne ein Wegdriften der eigenen Lösung im Vergleich zu den IGS-Produkten in Kauf zu nehmen.

Die in Abschnitt 6.2 durchgeführte Qualitätsanalyse der von RTIGU-Control ermittelten Echtzeit Bahn- und Uhrprodukte in Form von Vergleichen mit den präzisen *Postprocessing*-Produkten von IGS (IGR-Produkte) bzw. mit Echtzeit-Produkten anderer Analysezentren (z.B. BKG, ESOC, ...), bestätigen die erwartete Qualität der ermittelten Uhrfehler von etwa 0.3–0.5 Nanosekunden. Speziell bei den Uhrprodukten wurden Vergleiche der “absoluten” Uhrkorrekturen und auch Vergleiche von Uhrdifferenzen angefertigt. Im Falle von PPP-Algorithmen mittels Phasenbeobachtungen erhält man aber idente Positionslösungen, wenn zu den einzelnen Uhrkorrekturen zeitlich konstante (satellitenspezifische) Werte addiert würden, d.h. zeitlich konstante Offsets in den Daten vorhanden wären. Differenzvergleiche verschiedener Satellitenuhrlösungen mit den Lösungen von IGR, zeigen in diesem Fall unterschiedliche Offsets zu IGR und damit eine Verzerrung der “inneren Uhrgeometrie”. Tests im Hinblick auf diesen Sachverhalt wurden bisweilen nicht durchgeführt und bilden durchaus noch Potential für weitere Untersuchungen. Die zur Berechnung verwendeten phasengeglätteten Code-Beobachtungen liegen im Genauigkeitsbereich von etwa 0.2 Meter. Der Genauigkeitsgewinn der Echtzeit-Uhrfehler von RTIGU-Control im Vergleich zu den prädizierten Werten der IGUs fällt signifikant aus. Deren Genauigkeiten liegen im Bereich von 1–3 Nanosekunden (siehe Tabelle 4.2). Im selben Atemzug muss aber auf die bereits durchwegs höherwertigen Ergebnisse der meisten anderen Echtzeit-Analysezentren hingewiesen werden. Der Hauptunterschied liegt dabei in der Verwendung von Phasemessungen und Mitschätzung der Mehrdeutigkeitsparameter in den Algorithmen der meisten Analysezentren im Gegensatz zur Verwendung phasengeglätteter Code-Beobachtungen bei RTIGU-Control. Wie bereits zuvor angesprochen, bietet dieser Punkt mit Sicherheit das größte Entwicklungspotential von RTIGU-Control.

Die im letzten Teil dieser Arbeit (Abschnitt 6.3 und 6.4) durchgeführten präzisen Positionierungsaufgaben (PPP), unter Verwendung verschiedener Uhr- und Bahnprodukte, bestätigen ebenfalls die Erkenntnisse der zuvor durchgeführten Produktvergleiche. Generell werden dabei die 4 Szenarien *Postprocessing*-statisch, *Postprocessing*-kinematisch, Echtzeit-statisch und Echtzeit-kinematisch unterschieden. Die Auswertungen im *Postprocessing* (Abschnitt 6.3) wurden mit Hilfe der GPS-Software Bernese durchgeführt, wobei für jedes Auswerteszenario die präzisen Produkte von IGS, die Echtzeitprodukte von RTIGU-Control, die prädizierten IGU-Produkte sowie die *Broadcast*-Produkte verwendet wurden. Die erzielten Genauigkeiten der Positionen mit den TUW-Produkten liegen mit etwa 0.1–0.15 Meter für die statische Auswertung und 0.3–0.5 Meter für die kinematische Auswertung deutlich über jenen bei Verwendung der prädizierten IGUs (0.5–1 Meter bzw. 3–5 Meter). Anhand dieser Ergebnisse wird das enorme Potential von Echtzeit-Produkten im Hinblick auf Echtzeitpositionierungsaufgaben deutlich. Die Echtzeit-statischen und kinematischen Punktbestimmungen wurden unter Verwendung von Beobachtungsdaten in Kombination mit Korrekturtermen zu den *Broadcast*-Ephemeriden mit Hilfe des in der freien Software BNC enthaltenen Echtzeit-PPP-Algorithmus realisiert (Abschnitt 6.4). Der Vergleich mit den Referenzkoordinaten bzw. mit der Referenzlösung des Online-PPP-Service von *National Resources Canada* (NRCAN) zeigt auch hier Positionsgenauigkeiten von etwa 0.3–0.5 (0.7) Meter. Besonders auf dem Sektor des Echtzeit-PPP kann im Laufe der nächsten Jahre mit einer kontinuierlichen Verbesserung und Weiterentwicklung der Algorithmen gerechnet werden, was in Kombination mit ebenfalls immer besser werdenden Echtzeit-Produkten zu weiteren erheblichen Genauigkeitssteigerungen der Positionslösungen führen wird.

Mit der Erstellung der Software RTIGU-Control konnte ein erster Schritt in Richtung Erzeugung und Bereitstellung qualitativ hochwertiger GPS-Satellitenuhrkorrekturen und Bahnparameter in nahezu Echtzeit vollzogen werden. Die vorliegende Arbeit zeigt das bereits vorhandene Potential

dieser Produkte im Hinblick auf Punktbestimmungen mittels echtzeit-nahem *Postprocessing*, bzw. in quasi-Echtzeit. RTIGU-Control bietet des Weiteren eine stabile Plattform für weitere Entwicklungen und Ausbaustufen der Software. Hauptaugenmerk zukünftiger Entwicklungen sollte vor allem auf den Bereich der eingehenden Beobachtungen gelegt werden, konkret auf den Umstieg von phasengeglätteten Code-Beobachtungen auf reine Phasenlösungen unter Mitbestimmung der Phasenmehrdeutigkeiten. Dies resultiert zum Einen in einer Verbesserung der geschätzten Satellitenuhrfehler, basierend auf den IGU-Bahnprädiktionen, zum Anderen könnte in weiterer Folge ebenfalls auf die Schätzung eigenständiger Bahnen übergegangen werden.

A Interpolation der Satellitenpositionen aus Orbit-SP3-Dateien

Sämtliche IGS Bahnprodukte, sowohl die prädizierten IGU-Bahnen (siehe Abschnitt 5.1.1), als auch die präzisen IGR- und IGS-Bahnen haben eine zeitliche Auflösung von 15 Minuten, d.h. für alle verfügbaren Satelliten in der GPS Satellitenkonstellation sind alle 15 Minuten die Positionen (X, Y, Z in km) bezüglich einem geozentrischen erdfesten Koordinatensystem (TRS, IGS05, siehe Abschnitt 2.2) gegeben. Um nun die Position eines Satelliten für einen beliebigen Zeitpunkt zu ermitteln (z.B. Signalsendezeitpunkt, Auswerteepoche, etc.), muss diese mittels Interpolation aus den vorhandenen Positionen zu den 15 Minutenintervallen bestimmt werden.

Als praktikable Interpolationsmethode kann dabei die Lagrange-Interpolation verwendet werden. Die allgemeine Form des Lagrange-Polynoms lässt sich lt. [Xu, 2003] wie folgt anschreiben:

$$y(t) = \sum_{j=0}^m L_j(t) * y(t_j) \quad (\text{A.1})$$

mit

$$L_j(t) = \prod_{k=0, k \neq j}^m \frac{(t - t_k)}{(t_j - t_k)}, \quad k \neq j \quad (\text{A.2})$$

Hierbei bedeutet m den Grad des Lagrange-Polynoms, die $y(t_j)$ sind die in der Bahndatei gegebenen Koordinatenkomponenten X, Y oder Z zum Zeitpunkt t_j , die $L_j(t)$ sind die sogenannten Basisfunktionen $m - ten$ Grades und t ist der zu interpolierende Zeitpunkt. Grundsätzlich ist es erstrebenswert, dass der Termin t in der Mitte des Intervalls $[t_0, t_m]$ liegt. Aus diesem Grund wird für den Grad m des Polynoms in der Regel eine ungerade Zahl gewählt. Im Falle von RTIGU-Control wird ein Polynom 13. Grades für die Interpolation der Koordinatenkomponenten verwendet.

Die gleiche Interpolationsmethode kann und wird auch innerhalb von RTIGU-Control zur Interpolation der Satellitenuhrfehler aus den prädizierten IGU-Produkten verwendet. Diese werden dann in weiterer Folge zum Einen als a priori Werte bei der Initialisierung verwendet (siehe Abschnitt 5.3.1), zum Anderen werden die interpolierten IGU-Uhren für den Vergleich mit den Echtzeit-Ergebnissen benötigt (siehe Abschnitt 5.4 und 6.2).

Abschließend zeigt Abbildung A.1 ein Beispiel einer Interpolation der X-Komponente mittels der oben beschriebenen Methode der Lagrange-Interpolation 13. Grades. Schön zu sehen ist vor allem die Wirkung der Basisfunktionen $L_j(t)$ in Form von Gewichtungsfaktoren der einzelnen Stützstellen, abhängig von dem für die Interpolation gewählten Zeitpunkt t .

Zeit [s]	X [km]	$L_1(t)$
0,00000	-1620,96954	0,000049
900,00000	-1314,45162	-0,000689
1800,00000	-1036,01672	0,004607
2700,00000	-748,48893	-0,019556
3600,00000	-414,82722	0,060572
4500,00000	0,18625	-0,155453
5400,00000	528,32451	0,458017
6300,00000	1196,43082	0,747180
7200,00000	2025,13441	-0,119641
8100,00000	3027,82255	0,030493
9000,00000	4209,91291	-0,006413
9900,00000	5568,45690	0,000898
10800,00000	7092,08951	-0,000061
5990,00000	949,07466	

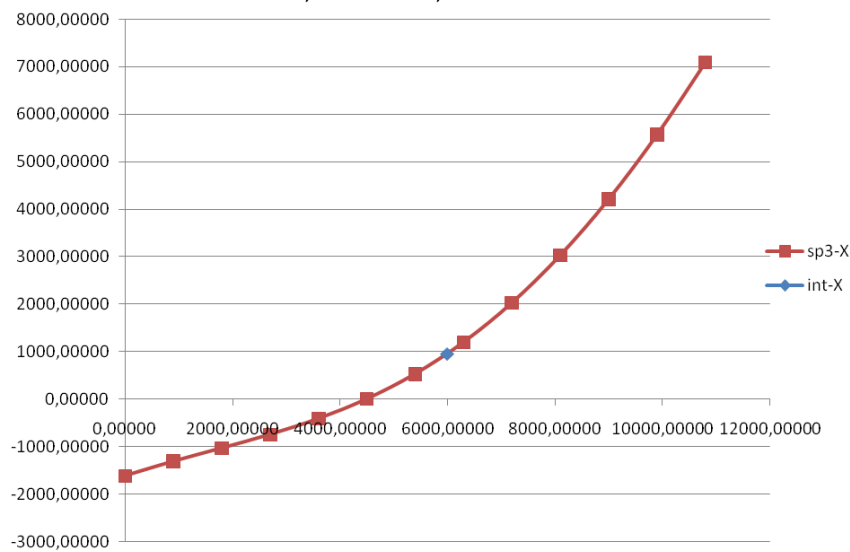


Abbildung A.1: Beispiel einer Lagrange-Interpolation

B Fortschreibung der Position mittels numerischer Integration

Zum Zwecke der Fortschreibung (Prädiktion) der Satellitenpositionen und Geschwindigkeiten innerhalb des Kalman-Filter-Algorithmus zur Schätzung der GPS-Satellitenbahnen (siehe Abschnitt 5.3.3), aber auch zur Bestimmung der Satellitengeschwindigkeiten aus 2 zu unterschiedlichen Zeiten gegebenen Satellitenpositionen (siehe Abschnitt C), wird auf das Verfahren der numerischen Integration zurückgegriffen. Bei der ersten Problemstellung, der Prädiktion der Satellitenposition, handelt es sich um ein sogenanntes Anfangswertproblem, d.h. im konkreten Fall sind die Position und Geschwindigkeit des Satelliten zum Zeitpunkt t_0 gegeben und die Position und Geschwindigkeit zum Zeitpunkt t (in der Regel gilt $t > t_0$) ist gesucht. Beim zweiten Fall, der Ermittlung der Geschwindigkeit zum Zeitpunkt t_0 aus den Positionen zum Zeitpunkt t_0 und t , spricht man von einem sogenannten Randwertproblem, welches jedoch relativ einfach auf ein Anfangswertproblem zurückgeführt werden kann (siehe Anhang C). Zur Lösung beider Aufgabenstellungen hat sich das sehr einfach zu implementierende numerische Integrationsverfahren nach Runge-Kutta als geeignet erwiesen. Der Runge-Kutta-Algorithmus fällt in die Kategorie der sogenannten Prädiktor-Korrektor Verfahren [Schwarz, 1988].

In weiterer Folge wird nun ohne weitere Angabe theoretischer Hintergründe zur numerischen Integration, direkt auf die in RTIGU-Control integrierte Ausprägung eines Runge-Kutta-Algorithmus 5. Ordnung (Butcher-Algorithmus) zur Lösung von Bewegungsproblemen eingegangen. Für nähere Informationen zu numerischen Integrationsverfahren sei an dieser Stelle auf [Schwarz, 1988] bzw. [Beutler, 1990] verwiesen.

Das in RTIGU-Control für die Modellierung der Satellitenbewegung verwendete Bewegungsmodell berücksichtigt den Zentralterm der Erdschwerebeschleunigung plus den Einfluss der Abplattung der Erde (J2) auf das Schwerefeld. Zusätzlich wird, da die Bahnintegration und Positionsschätzung im erdfesten Koordinatensystem (TRF, IGS05) erfolgt, der Einfluss der Coriolisbeschleunigung sowie der Fliehkraft (welche beide Scheinkräfte darstellen) mitberücksichtigt. Zur einfacheren Darstellung des nun folgenden Runge-Kutta-Algorithmus beschränken wir uns auf folgende, vereinfachte Bewegungsgleichung (Vektoren werden in weiterer Folge durch Fettdruck ausgewiesen):

$$\ddot{\mathbf{x}} = -\frac{GE}{r^3} * \mathbf{x} \quad (\text{B.1})$$

GE ist hierbei die geozentrische Gravitationskonstante, r ist die Länge des Vektors \mathbf{x} und $\ddot{\mathbf{x}}$ steht für die auf den Satelliten wirkende Beschleunigung. Da mit dem Verfahren nach Runge-Kutta nur Differentialgleichungen 1. Ordnung gelöst werden können, muss als nächstes die zuvor angeführte Bewegungsgleichung auf 2 Differentialgleichungen 1. Ordnung zurückgeführt werden. Mit dem Ansatz

$$f(\mathbf{v}) = \mathbf{v}_0, \quad g(\mathbf{x}) = -\frac{GE}{r^3} * \mathbf{x}_0 \quad (\text{B.2})$$

mit \mathbf{x}_0 und \mathbf{v}_0 als Position und Geschwindigkeit des Satelliten zum Zeitpunkt t_0 (Anfangswerte), erhält man für die beiden Differentialgleichungen 1. Ordnung

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = f(\mathbf{v}), \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = g(\mathbf{x}) \quad (\text{B.3})$$

Durch Anwendung des hier gewählten Runge-Kutta Verfahrens 5. Ordnung werden zunächst folgende Korrektoren der Funktionen $f(\mathbf{v})$ und $g(\mathbf{x})$ berechnet (Man beachte die Abhängigkeiten beider Funktionen untereinander):

$$\mathbf{f}_1 = h * f(\mathbf{v}_0) \quad (\text{B.4})$$

$$\mathbf{f}_2 = h * f\left(\mathbf{v}_0 + \frac{1}{4}\mathbf{g}_1\right) \quad (\text{B.5})$$

$$\mathbf{f}_3 = h * f\left(\mathbf{v}_0 + \frac{1}{8}\mathbf{g}_1 + \frac{1}{8}\mathbf{g}_2\right) \quad (\text{B.6})$$

$$\mathbf{f}_4 = h * f\left(\mathbf{v}_0 - \frac{1}{2}\mathbf{g}_2 + \mathbf{g}_3\right) \quad (\text{B.7})$$

$$\mathbf{f}_5 = h * f\left(\mathbf{v}_0 + \frac{3}{16}\mathbf{g}_1 + \frac{9}{16}\mathbf{g}_4\right) \quad (\text{B.8})$$

$$\mathbf{f}_6 = h * f\left(\mathbf{v}_0 - \frac{3}{7}\mathbf{g}_1 + \frac{2}{7}\mathbf{g}_2 + \frac{12}{7}\mathbf{g}_3 - \frac{12}{7}\mathbf{g}_4 + \frac{8}{7}\mathbf{g}_5\right) \quad (\text{B.9})$$

$$\mathbf{g}_1 = h * g(\mathbf{x}_0) \quad (\text{B.10})$$

$$\mathbf{g}_2 = h * g\left(\mathbf{x}_0 + \frac{1}{4}\mathbf{f}_1\right) \quad (\text{B.11})$$

$$\mathbf{g}_3 = h * g\left(\mathbf{x}_0 + \frac{1}{8}\mathbf{f}_1 + \frac{1}{8}\mathbf{f}_2\right) \quad (\text{B.12})$$

$$\mathbf{g}_4 = h * g\left(\mathbf{x}_0 - \frac{1}{2}\mathbf{f}_2 + \mathbf{f}_3\right) \quad (\text{B.13})$$

$$\mathbf{g}_5 = h * g\left(\mathbf{x}_0 + \frac{3}{16}\mathbf{f}_1 + \frac{9}{16}\mathbf{f}_4\right) \quad (\text{B.14})$$

$$\mathbf{g}_6 = h * g\left(\mathbf{x}_0 - \frac{3}{7}\mathbf{f}_1 + \frac{2}{7}\mathbf{f}_2 + \frac{12}{7}\mathbf{f}_3 - \frac{12}{7}\mathbf{f}_4 + \frac{8}{7}\mathbf{f}_5\right) \quad (\text{B.15})$$

In obigen Formeln beschreiben die \mathbf{g}_i die Änderung der Geschwindigkeit nach der Zeit, die \mathbf{f}_i beschreiben die Änderung des Ortes nach der Zeit. Mit Hilfe dieser Korrektoren werden danach die sogenannten Prädiktoren $\delta\mathbf{x}$ und $\delta\mathbf{v}$ berechnet, also jene Zuschläge (Differenzvektoren), welche die Positionen und Geschwindigkeiten zum Zeitpunkt t_0 auf den nächsten Zeitpunkt t überführen. Diese lauten für den hier gezeigten Ansatz wie folgt:

$$\delta\mathbf{x} = \frac{1}{90} * (7\mathbf{f}_1 + 32\mathbf{f}_3 + 12\mathbf{f}_4 + 32\mathbf{f}_5 + 7\mathbf{f}_6)$$

$$\delta\mathbf{v} = \frac{1}{90} * (7\mathbf{g}_1 + 32\mathbf{g}_3 + 12\mathbf{g}_4 + 32\mathbf{g}_5 + 7\mathbf{g}_6)$$

Die integrierte Position und Geschwindigkeit des Satelliten zum Zeitpunkt t lautet demnach:

$$\mathbf{x} = \mathbf{x}_0 + \delta\mathbf{x}$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_0 + \delta\mathbf{v}$$

Die ebenfalls in die Berechnung der Korrektoren eingehende Schrittweite der Integration in Form der Variablen h (in Sekunden) muss je nach der geforderten Genauigkeit der Bahnintegration gewählt werden. Dabei muss immer ein gewisser Kompromiss zwischen der zu erreichenden Bahngenauigkeit und der dafür benötigten Rechenleistung eingegangen werden. Im Falle von RTIGU-Control wurde bei Anwendung des in Formel (5.89) bis (5.91) angeführten Kräfte Modells eine Schrittweite von $h = 5/1000$ Sekunden gewählt, was beim üblichen Berechnungsintervall der TUW-Produkte von 30 Sekunden, pro verfügbarem Satelliten in 6000 Durchläufen des Runge-Kutta-Algorithmus resultiert. Die ermittelten Abweichungen der prädizierten Satellitenposition im Vergleich zur interpolierten Lösung

der IGU-Bahnen beträgt pro Koordinatenkomponente etwa 10–15 cm für ein Prädiktionsintervall von 30 Sekunden.

C Ermittlung der Satellitengeschwindigkeiten

Wie in Abschnitt 5.3.3 beschrieben, setzen sich die zu schätzenden Bahnparameter zum einen aus dem Positionsvektor \mathbf{x} , zum Anderen aus dem zugehörigen Geschwindigkeitsvektor \mathbf{v} zur Epoche t zusammen (Vektoren werden auch hier in weiterer Folge durch Fettdruck ausgewiesen). Im Falle der Initialisierung des Gesamtsystems (siehe Abschnitt 5.3.1) bzw. wenn während dem laufenden Betrieb von RTIGU-Control einzelne Satelliten neu initialisiert werden müssen, besteht die Notwendigkeit Startwerte der Position \mathbf{x}_0 und der Geschwindigkeit \mathbf{v}_0 zu bestimmen. Im Falle von \mathbf{x}_0 geschieht dies mittels Interpolation aus den IGU-Bahninformationen für die Epoche t_0 , durch Anwendung des in Anhang A beschriebenen Interpolationsalgorithmus. Da jedoch im Normalfall keine Geschwindigkeitsinformationen in den IGU-Produkten enthalten sind, muss \mathbf{v}_0 auf andere Weise ermittelt werden. Dies geschieht am einfachsten durch Lösung einer Randwertaufgabe ($\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1$), welche durch einen iterativen Ansatz einer Anfangswertaufgabe ($\mathbf{x}_0, \mathbf{v}_{0,0}$) mittels numerischer Integration nach Runge-Kutta (siehe Anhang B) gelöst wird. Konkret bedeutet dies für die hier gestellte Aufgabe:

1. Ermittlung der Satellitenpositionen (Randwerte) \mathbf{x}_0 und \mathbf{x}_1 der Zeitpunkte t_0 und t_1 durch Interpolation aus den prädizierten IGU-Bahnen. Die Zeitdifferenz $t_1 - t_0$ sollte dabei möglichst klein gewählt werden. Diese beträgt im Falle von RTIGU-Control 1 Sekunde.
2. Bestimmung eines a priori Geschwindigkeitsvektors $\mathbf{v}_{0,0}$. Dazu wird als Erstes das Kreuzprodukt der beiden Positionsvektoren \mathbf{x}_0 und \mathbf{x}_1 berechnet.

$$\mathbf{c} = \mathbf{x}_0 \times \mathbf{x}_1 \quad (\text{C.1})$$

Die Bildung der Einheitsvektoren \mathbf{c}_0 und \mathbf{r}_0 erfolgt zu

$$\mathbf{c}_0 = \frac{1}{\|\mathbf{c}\|} * \mathbf{c} \quad (\text{C.2})$$

$$\mathbf{r}_0 = \frac{1}{\|\mathbf{x}_0\|} * \mathbf{x}_0 \quad (\text{C.3})$$

Schließlich kann unter Ausnützung der Tatsache, dass der Absolutbetrag der Geschwindigkeitsvektoren der GPS-Satelliten bezogen auf ein globales erdfestes Koordinatensystem etwa 3 km/sec beträgt, der a priori Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{v}_{0,0}$ über den Ansatz

$$\mathbf{v}_{0,0} = 3000 * [\mathbf{c}_0 \times \mathbf{r}_0] \quad (\text{C.4})$$

berechnet werden.

3. Durchführung des Runge-Kutta-Algorithmus 5. Ordnung aus Anhang B, unter Verwendung der Anfangswerte \mathbf{x}_0 und $\mathbf{v}_{0,0}$ zur Prädiktion der Position $\mathbf{x}_{1,0}$ zum Zeitpunkt t_1 .

$$\mathbf{x}_{1,0} = \{\text{Runge} - \text{Kutta}(\mathbf{x}_0, \mathbf{v}_{0,0})\} \quad (\text{C.5})$$

4. Aufgrund der Tatsache, dass die a priori Geschwindigkeit $\mathbf{v}_{0,0}$ verwendet wurde, gilt im Allgemeinfall $\mathbf{x}_1 \neq \mathbf{x}_{1,0}$. Es folgt daher die Verbesserung des a priori Geschwindigkeitsvektors $\mathbf{v}_{0,0}$ durch Addition des Differenzvektors

$$d\mathbf{x} = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1,0} \quad (\text{C.6})$$

zu

$$\mathbf{v}_{0,1} = \mathbf{v}_{0,0} + d\mathbf{x} \quad (\text{C.7})$$

5. Dieser neue verbesserte Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{v}_{0,1}$ wird schließlich wieder gemeinsam mit dem Positionsvektor \mathbf{x}_0 dazu verwendet, um mittels Formel (C.5) einen neuen (verbesserten) Positionsvektor $\mathbf{x}_{1,1}$ zu bestimmen.

Die Berechnungsschritte 3–5 werden solange durchgeführt, bis der in Punkt 4 gebildete Differenzvektor $d\mathbf{x}$ fest vorgeschriebene Schranken nicht mehr überschreitet. Im Falle von RTIGU-Control wurde hier der Millimeter für die drei Koordinatenrichtungen gewählt. Der am Ende dieses Algorithmus erhaltene Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{v}_{0,i}$ (der Indizes i steht dabei für die Anzahl der absolvierten Durchläufe) bildet in weiterer Folge den Startwert \mathbf{v}_0 zur Epoche t_0 . Ein solcher Ansatz zur Lösung eines Randwertproblems wird in der Literatur auch als sogenanntes “Schießverfahren” bezeichnet [Beutler, 1990].

Literatur

- [Altamimi et al., 2007] Altamimi, Z., X. Collilieux, J. Legrand, B. Garayt, C. Boucher, 2007, "ITRF2005: A new release of the International Terrestrial Reference Frame based on time series of station positions and Earth Orientation Parameters", *Journal of Geophysical Research*, Vol. 112, No. 1, pp. 41-48.
- [Bernese, 2010] Bernese GPS Software, <http://www.bernese.unibe.ch/>
- [Beutler, 1990] Beutler, G., 1990, "Numerische Integration gewöhnlicher Differentialgleichungssysteme. Mitteilungen der Satelliten-Beobachtungsstation Zimmerwald", Nr. 23, Universität Bern.
- [BKG-PPP] GNSS Data Center (GDC), Realtime Precise Point Positioning Monitor, <http://igs.bkg.bund.de/ntrip/ppp>
- [Böhm et al., 2006] Böhm, J., B. Werl, H. Schuh, 2006, "Troposphere mapping functions for GPS and Very Long Baseline Interferometry from European Centre for Medium-Range Weather Forecasts operational analysis data", *J. Geophys. Res.*, 111, B02406, doi: 10.1029/2005JB003629.
- [CDDIS] Goddard Space Flight Center, CDDIS: NASA's Archive of Space Geodesy Data, <http://cddis.gsfc.nasa.gov/>
- [CODE] Center of Orbit Determination in Europe (CODE), <ftp.unibe.ch/aiub/CODE/>
- [GDC] GNSS Data Center (GDC), <http://igs.bkg.bund.de/index/index>
- [Heinkelmann, 2008] Heinkelmann, R., 2006, "Bestimmung des atmosphärischen Wasserdampfes mittels VLBI als Beitrag zur Klimaforschung", *Geowissenschaftliche Mitteilungen*, Nr. 82, Schriftenreihe der Studienrichtung Vermessung und Geoinformation, Technische Universität Wien, ISSN 1811-8380.
- [Hilla, 2007] Hilla, S., 2007, "The Extended Standard Product 3 Orbit Format (SP3-c)", <http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/sp3c.txt>
- [Hofmann-Wellenhof, 2008] Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger, E. Wasle, 2008, "GNSS-Global Navigation Satellite Systems, GPS, GLONASS, Galileo and more", Springer-Verlag, Wien, New York, ISBN 978-3-211-73012-6.
- [Horemuz, 2006] Horemuz, M., J. Anderson, 2006, "Polynomial interpolation of GPS satellite coordinates", *GPS Solutions* (2006) 10, S. 67-72.
- [Horizons] NASA Jet Propulsion Laboratory, Horizons System, <http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons>
- [IERS Conventions, 2003] IERS Conventions (2003). Dennis D. McCarthy and Gérard Petit. (IERS Technical Note 32) Frankfurt am Main: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, 2004. 127 pp., paperback, ISBN 3-89888-884-3 (print version)
- [IGN] Institut Géographique National (IGN), Paris, Frankreich, <http://www.ign.fr/>
- [IGS, 2002] International GNSS Service, 2002, "Towards Real-Time Network, Data, and Analysis Centre 2002 Workshop", Proceedings, Ottawa, Canada, April 8-11 2002.
- [IGS, 2010] IGS Central Bureau Information System CBIS, <http://igscb.jpl.nasa.gov/index.html>

- [IGS-ACC, 2010] IGS Analysis Center Coordinator, <http://acc.igs.org/>
- [IGS RT-PP, 2007] IGS Real-time Pilot Project Committee, 2007, "International GNSS Service, Call for Participation", June 26, 2007.
- [IGS-Site-Guidelines] IGS Central Bureau Information System CBIS, <http://igscb.jpl.nasa.gov/network/guidelines/guidelines.html>
- [Kouba, 2009] Kouba, J., 2009, "A Guide to using IGS Products"
- [Mathworks, 2010] The MathWorks, Inc. (2010). MATLAB - The Language Of Technical Computing, <http://www.mathworks.com/products/matlab/>
- [Mervart, 1995] Mervart, L., 1995, "Ambiguity Resolution Techniques in Geodetic and Geodynamic Applications of the Global Positioning System", Geodätisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz, Band 53, Schweizerische Geodätische Kommission, Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, Eidg. Technische Hochschule Zürich, Zürich.
- [Navratil, 2006] Navratil, G., M. Staudinger, 2006, "Ausgleichsrechnung 1 oder Die Anwendung statistischer Methoden in Vermessungswesen und GIS", Skriptum zur Vorlesung, Institut für Geoinformatik, Technische Universität Wien.
- [NRCAN, 2003] National Resources Canada Geodetic Survey Division (2003). UDP Relay, Version 0.9.1, September 5, 2003
- [Online-PPP] National Resources Canada Geodetic Survey Division, http://www.geod.nrcan.gc.ca/index_e.php
- [Ray, Gurtner, 2006] RINEX Extensions to Handle Clock Information (Version 3), http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex_clock.txt
- [RT-PP] IGS Real-Time Pilot Project, <http://www.rtigs.net/pilot/index.php>
- [RTWG] IGS Real-Time Working Group RTWG, <http://www.rtigs.net/index.php>
- [RTWG, 2002] IGS Real-Time Working Group RTWG, 2002, "The IGS Real-time Working Group, Terms of Reference".
- [Saastamoinen, 1972] Saastamoinen, J., 1972, "Atmospheric correction for the troposphere and stratosphere in radio ranging of satellites", The Use of Artificial Satellites for Geodesy, pp. 247-251.
- [Sanli et al., 2010] Sanli, D. U., S. Tekic, "Accuracy of GPS Precise Point Positioning, A Tool for GPS Accuracy Prediction", Lambert Academic Publishing, ISBN: 978-3-8383-5504-7.
- [Schaer et al., 2006] Schaer, S., P. Steigenberger, 2006, "Determination and use of GPS Differential Code Bias Values", IGS Workshop 2006, Darmstadt, Deutschland.
- [Schildt, 2007] Schildt, H., 2007, "C++ Die professionelle Referenz", REDLINE GMBH, Heidelberg, IT-Studienausgabe, 2. Auflage, ISBN 978-3-8266-1773-7.
- [Schwarz, 1988] Schwarz, H. R., 1988, "Numerische Mathematik". Teubner, Stuttgart.
- [Seeber, 1989] Seeber, G., 1989, "Satellitengeodäsie", Walter de Gruyter, Berlin, New York, ISBN 3-11-010082-7.
- [Seeber, 2003] Seeber, G., 2003, "Satellite Geodesy", Walter de Gruyter, Berlin, New York.

- [Snajdrova, 2005] Snajdrova, K., J. Böhm, P. Willis, R. Haas, H. Schuh, 2005, "Multi-technique comparison of tropospheric zenith delays derived during the CONT02 campaign", *J. Geod.* (2006) 79: 613-623, doi 10.1007/s00190-005-0010-z
- [SOPAC] Institute of Geophysics and Planetary Physics, University of California in San Diego, SOPAC: Scripps Orbit and permanent Array Center, <http://sopac.ucsd.edu/>
- [Teunissen, 1994] Teunissen, P.J.G., 1994, "A new method for fast carrier phase ambiguity estimation", *Proceedings IEEE Position, Location and Navigation Symposium PLANS'94*, Las Vegas, NV, April 11-15, pp. 562-573.
- [USNO] United States Naval Observatory (USNO), www.usno.navy.mil/USNO
- [Vallado, 2007] Vallado, D. A., 2007, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (Third Edition),
- [VMF1-Gitter] Institut für Geodäsie und Geophysik (IGG), Technische Universität Wien, <http://mars.hg.tuwien.ac.at/~ecmwf1/>
- [Weber, 2008] Weber, R., J. Webster, 2008, "IGS Needs and Requirements with Respect to New GNSS Signals and Receiver Instrumentation", IGS-GNSS-WG, Institut für Geodäsie und Geophysik TU Wien.
- [Wu et al., 1993] Wu, J.T., S.C. Wu, G.A. Hajj, W.I. Bertiger, and S.M. Lichten, 1993, Effects of antenna orientation on GPS carrier phase, *Man. Geodetica* 18, pp. 91-98. Zumberge, J. and Gent G., 2000, The Demise of selective availability and implication for the International GPS Service, position paper presented at the IGS Network Workshop 2000, held in Oslo, Norway, July, *Phys. Chem. Earth (A)*, Vol. 26, No. 6-8.
- [Xu, 2003] Xu, G., 2003, "GPS - Theory, Algorithms and Applications", Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, ISBN 3-540-67812-3.
- [Zarchan, 2005] Zarchan, H., M. Howard, 2005, "Fundamentals of Kalman Filtering: A Practical Approach", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Second Edition, ISBN 1-56347-694-0.
- [Zumberge et al.,1997] Zumberge, J. F., M. B. Hefflin, D. C. Jefferson, M.M. Watkins, F. H. Webb, 1997, "Precise Point Positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks", *Journal of Geophysical Research*, Vol. 102, pp. 5005-5018.

GEOWISSENSCHAFTLICHE MITTEILUNGEN

Bisher erschienen:

- Heft 1 Kolloquium der Assistenten der Studienrichtung Vermessungswesen. 1970 - 1973, Dezember 1973.
- Heft 2 EGGER-PERDICH-PLACH-WAGENSOMMERER, Taschenrechner HP 45 und HP 65, Programme und Anwendungen im Vermessungswesen. 1. Auflage, März 1974, Special Edition in English, Juli 1974, 2. verbesserte Auflage, November 1974.
- Heft 3 Kolloquium der Assistenten der Studienrichtung Vermessungswesen 1973 - 1974, September 1974.
- Heft 4 EGGER-PALFINGER-PERDICH-PLACH-WAGENSOMMERER, Tektronix-Tischrechner TEK 31, Programmbibliothek für den Einsatz im Vermessungswesen, November 1974.
- Heft 5 K. LEDERSTEGGER, Die horizontale Isostasie und das isostatische Geoid, Februar 1975.
- Heft 6 F. REINHART, Katalog von FK4 Horrebow-Paaren für Breiten von +30 bis +60, Oktober 1975.
- Heft 7 Arbeiten aus dem Institut für Höhere Geodäsie, Wien, Dezember 1975.
- Heft 8 Veröffentlichungen des Instituts für Photogrammetrie zum XIII. Internationalen Kongreß für Photogrammetrie in Helsinki 1976, Wien, Juli 1976.
- Heft 9 W. PILLEWIZER, Felsdarstellung aus Orthophotos, Wien, Juni 1976.
- Heft 10 PERDICH-PLACH-WAGENSOMMERER, Der Einsatz des programmierbaren Taschenrechners Texas Instruments SR-52 mit Drucker PC100 in ingenieurgeodätischen Rechentechnik, Wien, Mai 1976.
- Heft 11 Kolloquium der Assistenten der Studienrichtung Vermessungswesen 1974 - 1976, November 1976.
- Heft 12 Kartographische Vorträge der Geodätischen Informationstage 1976, Wien, Mai 1977.
- Heft 13 Veröffentlichung des Instituts für Photogrammetrie anlässlich des 80. Geburtstages von Prof. Dr.h.c. K. Neumaier, Wien, Januar 1978.
- Heft 14 L. MOLNAR, Self Checking Analytical Relative Orientation and Strip Formation, Wien, Dezember 1978.
- Heft 15 Veröffentlichung des Instituts für Landesvermessung anlässlich des 80. Geburtstages von Prof. Dr. Alois Bavir, Wien, Januar 1979.
- Heft 16 Kolloquium der Assistenten der Studienrichtung Vermessungswesen 1976 - 1978, Wien, November 1979.
- Heft 17 E. VOZIKIS, Die photographische Differentialumbildung gekrümmter Flächen mit Beispielen aus der Architekturbildmessung, Wien, Dezember 1979.
- Heft 18 Veröffentlichung des Instituts für Allgemeine Geodäsie anlässlich des 75. Geburtstages von Prof. Dipl.-Ing. Dr. F. Hauer, Die Höhe des Großglockners, Wien, 1981.
- Heft 19 H. KAGER, Bündeltriangulation mit indirekt beobachteten Kreiszentren, Wien, April 1981.
- Heft 20 Kartographische Vorträge der Geodätischen Informationstage 1980, Wien, Mai 1982.
- Heft 21 Veröffentlichung des Instituts für Kartographie anlässlich des 70. Geburtstages von Prof. Dr. Wolfgang Pillewizer: Glaziologie und Kartographie, Wien, Dezember 1982.
- Heft 22 K. TEMPFLI, Genauigkeitsschätzung digitaler Höhenmodelle mittels Spektralanalyse, Wien, Mai 1982.

- Heft 23 E. CSAPLOVICS, Interpretation von Farbinfrarotbildern, Wien, November 1982.
- Heft 24 J. JANSKA, Rektifizierung von Multispektral-Scanneraufnahmen - Entwicklung und Erprobung eines EDV-Programms, Wien, Mai 1983.
- Heft 25 Zusammenfassung der Diplomarbeiten, Dissertationen und Habilitationen an den geodätischen Instituten der TU Wien, Wien, November 1984.
- Heft 26 T. WUNDERLICH, Die voraussetzungsfreie Bestimmung von Refraktionswinkeln, Wien, August 1985.
- Heft 27 G. GERSTBACH (Hrsg.), Geowissenschaftliche/geotechnische Daten in Landinformationssystemen - Bedarf und Möglichkeiten in Österreich, Juni 1986.
- Heft 28 K. NOVAK, Orientierung von Amateuraufnahmen ohne Paßpunkte, Wien, August 1986.
- Heft 29 Veröffentlichung des Instituts für Landesvermessung und Ingenieurgeodäsie, Abt. Ingenieurgeodäsie, anlässlich des 80. Geburtstages von Prof. Dipl.-Ing. Dr. F. Hauer, Wien, Oktober 1986.
- Heft 30 K.-H. ROCH, Über die Bedeutung dynamisch ermittelter Parameter für die Bestimmung von Gesteins- und Gebirgseigenschaften, Wien, Februar 1987.
- Heft 31 G. HE, Bildverbesserung mittels digitaler Filterung, Wien, April 1989.
- Heft 32 F. SCHLÖGELHOFER, Qualitäts- und Wirtschaftlichkeitsmodelle für die Ingenieurphotogrammetrie, Wien, April 1989.
- Heft 33 G. GERSTBACH (Hrsg.), Geowissenschaftliche/geotechnische Daten in Landinformationssystemen - Datenbestände und Datenaustausch in Österreich, Wien, Juni 1989.
- Heft 34 F. HOCHSTÖGER, Ein Beitrag zur Anwendung und Visualisierung digitaler Geländemodelle, Wien, Dezember 1989.
- Heft 35 R. WEBER, Lokale Schwerefeldmodellierung unter Berücksichtigung spektraler Methoden zur Geländereduktion, Wien, April 1990.
- Heft 36 o.Prof. Dr. Hans Schmid zum 70. Geburtstag. Veröffentlichung der Abteilung für Landesvermessung, Wien, Oktober 1990.
- Heft 37 G. GERSTBACH, H. P. HÖLLRIEGL und R. WEBER, Geowissenschaftliche Informationsbörse - Eine Nachlese zu GeoLIS II, Wien, Oktober 1990.
- Heft 38 R. ECKER, Rastergraphische Visualisierungen mittels digitaler Geländemodelle, Wien, August 1991.
- Heft 39 Kartographische Forschungen und Anwendungsorientierte Entwicklungen, herausgegeben von W. Stams und F. Kelnhofer zum 80. Geburtstag von Prof. Dr. W. Pillewizer, Wien, Juli 1991.
- Heft 39a W. RIEGER, Hydrologische Anwendungen des digitalen Geländemodells, Wien, Juli 1992.
- Heft 40 K. STEINNOCHER, Methodische Erweiterungen der Landnutzungsklassifikation und Implementierung auf einem Transputernetzwerk, Wien, Juli 1994.
- Heft 41 G. FORKERT, Die Lösung photogrammetrischer Orientierungs- und Rekonstruktionsaufgaben mittels allgemeiner kurvenförmiger Elemente, Wien, Juli 1994.
- Heft 42 M. SCHÖNER, W. SCHÖNER, Photogrammetrische und glaziologische Untersuchungen am Gäs-bre (Ergebnisse der Spitzbergenexpedition 1991), Wien, Mai 1996.
- Heft 43 M. ROIC. Erfassung von nicht signalisierten 3D-Strukturen mit Videotheodoliten, Wien, April 1996.

- Heft 44 G. RETSCHER, 3D-Gleiserfassung mit einem Multisensorsystem und linearen Filterverfahren, Wien, April 1996.
- Heft 45 W. DAXINGER, Astrogravimetrische Geoidbestimmung für Ingenieurprojekte, Wien, Juli 1996.
- Heft 46 M. PLONER, CCD-Astrometrie von Objekten des geostationären Ringes, Wien, November 1996.
- Heft 47 Zum Gedenken an Karl Killian "Ingenieur" und "Geodät" 1903-1991, Veröffentlichung der Fachgruppe Geowissenschaften, Wien, Februar 1997.
- Heft 48 A. SINDHUBER, Ergänzung und Fortführung eines digitalen Landschaftsmodelles mit multispektralen und hochauflösenden Fernerkundungsaufnahmen, Wien, Mai 1998.
- Heft 49 W. WAGNER, Soil Moisture Retrieval from ERS Scatterometer Data, Wien, Dezember 1998.
- Heft 50 R. WEBER, E. FRAGNER (Editoren), Prof. Bretterbauer, Festschrift zum 70. Geburtstag, Wien, Juli 1999.
- Heft 51 Ch. ÖHRENER, A Similarity Measure for Global Image Matching Based on The Forward Modeling Principle, Wien, April 1999.
- Heft 52 M. LECHTHALER, G. GARTNER, Per Aspera ad Astra, Festschrift für Fritz Kelnhofer zum 60. Geburtstag, Wien, Jänner 2000.
- Heft 53 F. KELNHOFER, M. LECHTHALER, Interaktive Karten (Atlanten) und Multimedia – Applikationen, Wien, März 2000.
- Heft 54 A. MISCHKE, Entwicklung eines Videotheodolit-Meßsystems zur automatischen Richtungsmessung von nicht signalisierten Objektpunkten, Wien, Mai 2000.
- Heft 55 Veröffentlichung des I.P.F. anlässlich der Emeritierung von Prof. Dr. Peter Waldhäusl, Wien.
- Heft 56 F. ROTTENSTEINER, Semi-automatic Extraction of Buildings Based on Hybrid Adjustment Using 3D Surface Models and Management of Building Data in a TIS, Wien, Juni 2001.
- Heft 57 D. LEGENSTEIN, Objektrekonstruktion aus perspektiven Bildern unter Einbeziehung von Umrisslinien, Wien, Mai 2001.
- Heft 58 F. KELNHOFER, M. LECHTHALER und K. BRUNNER (Hrsg.), Telekartographie und Location Based Services, Wien, Jänner 2002.
- Heft 59 K. BRETTERBAUER, Die runde Erde eben dargestellt: Abbildungslehre und sphärische Kartennetzentwürfe, Wien, 2002.
- Heft 60 G. GARTNER, Maps and the Internet 2002, Wien 2002.
- Heft 61 L. DORFFNER, Erzeugung von qualitativ hochwertigen 3D Photomodellen für Internetbasierte Anwendungen mit besonderem Augenmerk auf Objekte der Nahbereichsphotogrammetrie, Wien, Jänner 2002.
- Heft 62 K. CHMELINA, Wissensbasierte Analyse von Verschiebungsdaten im Tunnelbau, Wien 2002.
- Heft 63 A. NIESSNER, Qualitative Deformationsanalyse unter Ausnutzung der Farbinformation, Wien 2002.
- Heft 64 K. BRETTERBAUER, R. WEBER, A Primer of Geodesy for GIS-Users, Wien 2003.
- Heft 65 N. PFEIFER, 3D Terrain Models on the basis of a triangulation, Wien, Jänner 2002.
- Heft 66 G. GARTNER (Hrsg), Location Based Services & Telecartography, Wien 2004.

- Heft 67 I. KABASHI, Gleichzeitig-gegenseitige Zenitwinkelmessung über größere Entfernungen mit automatischen Zielsystemen, Wien 2004.
- Heft 68 J. BÖHM, Troposphärische Laufzeitverzögerungen in der VLBI, Wien 2004.
- Heft 69 R. WEBER, W. SCHLÜTER, U. SCHREIBER, O. TITOV Evolving Space Geodesy Techniques (EGS XXVII General Assembly, Nice, France, 2002), Wien 2004.
- Heft 70 G. WEINWURM, Amalthea's Gravity Field and its Impact on a Spacecraft Trajectory, Wien 2004.
- Heft 71 Forschungsgruppe Ingenieurgeodäsie, Festschrift anlässlich des 65. Geburtstages von Herrn o.Univ. Prof. Dr.-Ing. Heribert Kahmen, Wien 2005.
- Heft 72 A. REITERER, A Knowledge-Based Decision System for an On-Line Video-Theodolite-Based Multisensor System, Wien 2005.
- Heft 73 M. HABERLER, Einsatz von Fuzzy Methoden zur Detektion konsistenter Punktbewegungen, Wien 2005.
- Heft 74 G. GARTNER, Location Based Services & Telecartography, Proceedings of the Symposium 2005, Wien 2005.
- Heft 75 Th. HOBIGER, VLBI as a tool to probe the ionosphere, Wien 2006.
- Heft 76 E. KLAFFENBÖCK, Troposphärische Laufzeitverzögerung von GNSS-Signalen – Nutzen aktiver Referenzstationsnetze für die Meteorologie, Wien 2006.
- Heft 76a P. J. MENDES-CERVEIRA, Tidal and non-tidal contributions to surface loading processes on station coordinates, Wien 2006.
- Heft 78 G. KOSTOV, G. BOURDA, L. FERNANDEZ, T. KONDO, Research Projects at IGG Reports, Wien 2007.
- Heft 79 J. BÖHM, A. PANY, H. SCHUH (Editors), Proceedings of the 18th European VLBI for Geodesy and Astrometry Working Meeting, 12-13 April 2007, Wien 2007.
- Heft 80 J. BÖHM, Tropospheric Delay Modelling at Radio Wavelengths for Space Geodetic Techniques, Wien 2007.
- Heft 81 G. Retscher, Mobile Multi-sensor Systems for Personal Navigation and Location-based Services, Wien 2007.
- Heft 82 R. HEINKELMANN, Bestimmung des atmosphärischen Wasserdampfes mittels VLBI als Beitrag zur Klimaforschung, Wien 2008.
- Heft 83 F. ROTTENSTEINER, Automatic extraction of buildings from airborne laserscanner data and aerial images, Wien 2008.
- Heft 84 S. TODOROVA, Kombination geodätischer Weltraumverfahren für globale Karten der Ionosphäre, Wien 2009.
- Heft 85 J. WRESNIK, Simulationen für die neue Generation von VLBI-Systemen, Wien 2009.
- Heft 86 A. KARABATIC, Precise Point Positioning (PPP). An alternative technique for ground based GNSS troposphere monitoring, Wien 2011.
- Heft 87 K. TEKE, Sub-daily Parameter Estimation in VLBI Data Analysis, Wien 2011.
- Heft 88 G. THALER, Echtzeit Bahn- und Uhrberechnung der GPS-Satellitenkonstellation basierend auf Beobachtungsdaten des RTIGS-Stationsnetzwerkes, Wien.

- Heft 89 P. SWATSCHINA, Dynamic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Satellites in Low Earth Orbits, Wien 2012.
- Heft 90 S. BÖHM, Tidal excitation of Earth rotation observed by VLBI and GNSS, Wien 2012.
- Heft 91 H. KRÁSNÁ, Estimation of solid Earth tidal parameters and FCN with VLBI, Wien 2013.
- Heft 92 J. SUN, VLBI scheduling strategies with respect to VLBI2010, Wien 2013.
- Heft 93 M.M. ALIZADEH ELIZEI, Multi-Dimensional modeling of the ionospheric parameters, using space geodetic techniques, Wien 2013.
- Heft 94 M. KARBON, Atmospheric effects on measurements of the Earth gravity field, Wien 2013.
- Heft 95 L. PLANK, VLBI satellite tracking for the realization of frame ties, Wien 2014.
- Heft 96 M. SCHINDELEGGER, Atmosphere-induced short period variations of Earth rotation, Wien 2014.
- Heft 97 M. MADZAK, Short period ocean tidal variations in Earth rotation, Wien 2016.
- Heft 98 A. HOFMEISTER, Determination of path delays in the atmosphere for geodetic VLBI by means of ray-tracing, Wien 2016.
- Heft 99 F. HINTERBERGER, Influence of GPS satellite orbits and clock corrections on the estimation of single difference uncalibrated phase delays, Wien 2016.
- Heft 100 D. LANDSKRON, Modeling tropospheric delays for space geodetic techniques, Wien 2017.
- Heft 101 G. MÖLLER, Reconstruction of 3D wet refractivity fields in the lower atmosphere along bended GNSS signal paths, Wien 2017.
- Heft 102 A. HELLERSCHMIED, Satellite Observations with VLBI, Wien 2018.