

Interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung mit Mikrosatelliten am Beispiel DLR-TUBSAT

vorgelegt von
Dipl.-Ing. Stefan Schulz
aus Berlin

Vom Fachbereich 10 — Verkehrswesen und Angewandte Mechanik —
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. H. Linde

Berichter: Prof. Dr.-Ing. U. Renner

Berichter: Prof. em. Dr.-Ing. R. Priebs

Tag der mündlichen Prüfung: 23. März 2001

Berlin 2001

D 83

Danksagung

An dieser Stelle möchte ich die Gelegenheit nutzen, mich bei all denjenigen zu bedanken, die zum Gelingen dieser Doktorarbeit beigetragen haben.

Allen voran möchte ich Herrn Prof. Dr. Udo Renner danken, der immer ein offenes Ohr für mich hatte. Ohne seine fachliche Erfahrung und technische Unterstützung, wäre das Projekt DLR-TUBSAT nicht realisierbar gewesen.

Herzlichen Dank auch an Herrn Prof. Dr. Ralf Priebs für die Betreuung in der Funktion als zweiter Gutachter und an Herrn Prof. Dr. Horst Linde für die Übernahme des Vorsitzes des Promotionsausschusses.

Mein ganz besonderer Dank gilt der gesamten Arbeitsgruppe, namentlich Pius Butz, Grzegorz Pawlukiewicz, Robert Schulte, Marc Steckling, Christian Stelter und Veit Zimmermann. Es war für mich eine Freude Teil dieses hochmotivierten Teams zu sein, das das Kunststück vollbracht hat, innerhalb von ca. vier Jahren vier Satelliten zu entwickeln und drei davon in ihre vorgesehene Umlaufbahn zu bringen. Frau Eva Büttner möchte ich für ihre freundliche Unterstützung in den administrativen Bereichen danken

Vielen Dank an das DLR in Adlershof für die technische Unterstützung und Bereitstellung der Testanlagen.

Danke auch an das DFD in Neustrelitz, insbesondere die Herren Dr. Hans-Dietrich Bettac, Dr. Joachim Schwarz und Michael Löblich, für den Aufbau der Videoempfangsanlage und die Unterstützung beim Betrieb des Satelliten. In diesem Zusammenhang möchte ich auch Herrn Per Dudeck der Radioamateurstation in Rönne bei Kiel erwähnen, der in seiner Freizeit einen entscheidenden Beitrag durch Aufzeichnung der aufregenden Bilder des Satelliten auf kilometerlangen Videobändern geleistet hat.

Ebenfalls gilt mein Dank den Werkstätten der TU-Berlin und des DLR.

Mein ganz besonderer Dank gilt weiterhin meinen Eltern und Freunden, die mich während der Promotion begleitet haben. Sie gaben mir die nötige Motivation und Ausdauer um diese Arbeit zu beenden.

Abstract

Die Konzeption eines Mikrosatellitensystems mit interaktiver Lageregelung zur Erdbeobachtung, bestehend aus Raum- und Bodensegment, die Entwicklung des dreiachsigen Lageregelungssystems, der Aufbau des Bodensegments und die Demonstration nach dem Start des Mikrosatelliten ist Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit.

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT mit den Abmessungen $32 \times 32 \times 32 \text{ cm}^3$ und der Masse 45 kg fungiert als freifliegende Kamera, deren Videobilder zur Bodenstation übertragen und auf einem Bildschirm dargestellt werden. Das Kamerasystem ist mit mehreren Brennweiten (16, 50 und 1000 mm) ausgerüstet, zwischen denen wahlweise umgeschaltet werden kann. Die Ausrichtung des Kamerasystems erfolgt mit Hilfe der empfangenen Videobilder und einer Maussteuerung von der Bodenstation aus, d.h. der Nutzer interpretiert die Videobilder und richtet den Satelliten interaktiv auf das Zielgebiet aus. Die Steuerung der Rotationsbewegungen mit der Maus ist sehr einfach zu handhaben und ermöglicht, in Verbindung mit der Interaktivität, die Aufnahme von Zielgebieten mit unbekannten geografischen Koordinaten (z.B. Schiffsunglücke) oder unbekannter Größe (z.B. Feuer, Ölteppiche). Durch die Agilität des Mikrosatelliten ist die Beobachtung eines Zielgebiets während des gesamten Überflugs durch Nachführung des Kamerasystems möglich, wodurch ein dreidimensionales Bild erhalten wird. Die maximale geometrische Auflösung beträgt 6 m und die temporale Auflösung mindestens zwei Tage, was vor allem im Bereich von Naturkatastrophen attraktiv ist, um z.B. in möglichst kurzer Zeit die Größe und Lage der betroffenen Gebiete für die Einleitung von Hilfsmaßnahmen nach einem Hurrikan zu bestimmen.

Im Rahmen dieser Forschungsarbeit war die Entwicklung eines hochintegrierten Lageregelungssystems für diese Mission erforderlich, das aus drei faseroptischen Kreiseln und drei Reaktionsrädern mit integrierter Wheel Drive Electronic besteht, die jeweils paarweise in den körperfesten Achsen des Satelliten angeordnet sind. Die Hauptfunktionen liegen in der dreiachsigen Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels. Das Lageregelungssystem zeichnet sich durch eine geringe Masse, kleine Abmessungen, niedrigen Energieverbrauch und eine hohe Agilität aus.

DLR-TUBSAT wurde am 26. Mai 1999 mit der indischen Trägerrakete PSLV in eine sonnensynchrone Umlaufbahn gestartet. Die Funktion des Lageregelungssystems nach dem Start wurde durch die Aufnahme geeigneter Messdaten bewiesen, die in dieser Forschungsarbeit diskutiert werden. Im Rahmen der interaktiven Lageregelung wurde eine Reihe von Versuchen durchgeführt. Einer der Interessantesten besteht in der Verfolgung der Adria- und Mittelmeerküste mit der 50 mm-Kamera, einem Schwenk zur Insel Korsika und anschließender Observierung der Insel mit der 1000 mm-Kamera. Der Versuch demonstriert die Interaktivität des Systems und die Agilität des Satelliten mit dem entwickelten Lageregelungssystem.

Das Lageregelungssystem war zum Zeitpunkt der Abgabe dieser Forschungsarbeit voll funktionsfähig.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Mikrosatelliten zur Erdbeobachtung	6
1.2	Aufgabenstellung	7
1.3	Projekt DLR-TUBSAT	9
2	Stand der Technik	11
2.1	Leistungsparameter von Erdbeobachtungssystemen	11
2.2	Großsatelliten	13
2.3	Klein- und Mikrosatelliten	17
2.4	Projekt X-MIR-INSPECTOR	20
2.4.1	Mission	20
2.4.2	Aufbau des Satelliten	20
2.4.3	Lageregelungssystem	22
2.5	Folgerungen für DLR-TUBSAT	25
3	Entwicklung des Lageregelungssystems	26
3.1	Anforderungen	26
3.2	Konzept	29
3.3	Faseroptischer Kreisel als Sensor	32
3.3.1	EEPROM-Konfiguration	32
3.3.2	Interfacebeschreibung und Betrieb	33
3.4	Reaktionsrad als Aktuator	35
3.4.1	Motor und Schwungscheibe	36
3.4.2	Elektronik	36
3.4.3	Gehäuse	42
3.4.4	Betriebsmodi	44
3.5	Reaktionsrad und faseroptischer Kreisel als Lageregelungssystem ...	48

3.5.1	Kreiseltelemetrie	48
3.5.2	Betriebsmodi	49
3.6	Softwareinterface	52
3.7	Betriebssicherheit und Konfigurierung über das EEPROM	55
4	Raum- und Bodensegment des Projekts DLR-TUBSAT	57
4.1	Raumsegment	58
4.1.1	Aufbau	58
4.1.2	Lageregelungssystem	61
4.1.3	Kamerasystem	62
4.1.4	Energieversorgungssystem	64
4.1.5	Kommunikationssystem	66
4.2	Bodensegment	71
4.2.1	Deutsches Fernerkundungsdatenzentrum in Neustrelitz	71
4.2.2	Radioamateurstation in Kiel	74
4.2.3	Hauptbodenstation an der TU-Berlin	77
5	Simulationssoftware zur Missionsplanung	79
5.1	Vorstellung des Programms und der Bedienungsoberfläche	80
5.2	Koordinatensysteme und Matrizen	84
5.3	Berechnung der Umlaufbahn	85
5.3.1	Berechnung des Greenwicher Stundenwinkels	85
5.3.2	NORAD-Daten	86
5.3.3	Bahnebenensystem	86
5.3.4	Bahnstörungen	88
5.3.5	Erdsystem	89
5.3.6	Horizontsystem	90
5.4	Sonne	90
5.5	Berechnung und Steuerung der Lage des Satelliten	91
5.5.1	Euler-Differentialgleichungen und -Winkel	92
5.5.2	Dreiaxige Steuerung der Lage des Satelliten	93
5.5.3	Akquisitionsmanöver	95
5.6	Berechnung und Darstellung des Kamerabildes	96
5.6.1	Lochblendentransformation	96
5.6.2	Himmelskugel als Gitternetz	99

5.6.3	Erdhorizont	99
5.6.4	Kontinente und Bodenstation	101
5.6.5	Sonne, Ströme der Solargeneratoren und Antennenwinkel ...	103
6	Betrieb	105
6.1	Umlaufbahn	105
6.2	Akquisition	107
6.3	Maussteuerung	110
6.4	Bodenstationssoftware und Ablauf der Überflüge	112
6.5	Entladung der Reaktionsräder	114
7	Flugergebnisse	116
7.1	Thermalhaushalt	116
7.2	Lageregelungssystem	121
7.2.1	Messung der Winkelgeschwindigkeit mit den Kreiseln	121
7.2.2	Regelung der Winkelgeschwindigkeit	123
7.2.3	Regelung des Winkels	125
7.3	Bilddaten	126
8	Zusammenfassung und Ausblick	131
8.1	Zusammenfassung	131
8.2	Ausblick	135
A	Bildanhang	139
B	Symbolverzeichnis	141
B.1	Abkürzungen	141
B.2	Indizes	144
B.3	Konstanten	145
B.4	Variablen	145
	Literaturverzeichnis	150

1 Einleitung

Die Entwicklung von Raumfahrtssystemen zur Erdbeobachtung begann 1960 mit dem amerikanischen Programm TIROS. Der erste Satellit TIROS-1 wurde für meteorologische Anwendungen entwickelt und nach 1965 folgten neun weitere Satelliten des gleichen Typs, die mit Hilfe von Radiometern im infraroten Bereich die Wärmeabstrahlung der Erde vermessen haben. Einige der Satelliten wurden in polare Umlaufbahnen gestartet, um eine globale Abdeckung zu erreichen. In Verbindung mit der zunehmenden Lebensdauer der Satelliten wurden erstmals globale Langzeitmessungen möglich, die z.B. neue Erkenntnisse in der Klimaforschung brachten. Aufgrund des enormen Erfolgs wurde das ebenfalls amerikanische Programm NIMBUS ins Leben gerufen. Die primäre Aufgabe war das Testen neuer Technologien zur Beobachtung der Erdoberfläche. Das heute noch existierende amerikanische Programm LANDSAT zur Erdbeobachtung begann 1972 und Frankreich folgte 1984 mit dem Start seines ersten Satelliten SPOT-1.

Aufgrund des wachsenden Interesses im Bereich der Umweltüberwachung und der damit ständig zunehmenden Nachfrage nach den unterschiedlichsten Daten sind seitdem eine Vielzahl von Raumfahrtssystemen zur Erdbeobachtung von mehreren Nationen in Betrieb genommen worden. Typische Anwendungen hierfür sind z.B. Meteorologie, Kartographie, Forstwirtschaft, Landwirtschaft, Geologie, Ökologie, Fischerei, Umweltverschmutzung, Wachstum von Städten und Naturkatastrophen. Diese unterschiedlichen Daten werden heutzutage in geographischen Informationssystemen (GIS) zusammen mit Navigationsdaten verarbeitet. Die Erdbeobachtung hat sich neben der Kommunikation zu einer weiteren bedeutenden Anwendung der Raumfahrt entwickelt.

Die Meteorologie ist einer der Bereiche, der sich am längsten in der operationellen Nutzungsphase befindet. Das europäische Projekt METEOSAT ist ein Teil eines international koordinierten Programms an dem neben Europa die USA, USSR, Japan und Indien beteiligt sind. Es beinhaltet eine Anzahl von geostationären Satelliten,

Tabelle 1.1: Geometrische Auflösung Λ und temporale Auflösung Υ konventioneller Erdbeobachtungssysteme

Satellit	Sensor	Λ in m	Υ in Tagen
NOAA-POES 9-14 [15]	AVHRR	1100	0,5
SPOT-4 [15]	VEG	1150	1
IRS-P4 [21]	OCM	250	2
IRS-1C [15]	WIFS	188,3	5
LANDSAT-7 [15]	ETM+ (VIS)	30	16
LANDSAT-7 [15]	ETM+ (PAN)	15	16

die um die Erde verteilt sind, um globale Wetterinformationen zu erhalten. Das Projekt ging 1977 mit dem Start von METEOSAT-1 in Betrieb und befindet sich ohne große Veränderung bis heute im Einsatz. Die Sensoren arbeiten im sichtbaren, infraroten und thermischen Bereich mit einer geometrischen Auflösung (Bildauflösung) von mehreren Kilometern und liefern zweimal in der Stunde aktuelle Bilder.

Andere Anwendungen der Erdbeobachtung, wie z.B. die Kartographie, erfordern eine wesentlich höhere Bildauflösung. Diese Satelliten befinden sich in niedrigen, polaren Umlaufbahnen, um die Entfernung des Sensors zur Erdoberfläche zu reduzieren und eine globale Abdeckung zu erreichen. Die Umlaufbahnen sind weiterhin sonnensynchron, um konstante Beleuchtungsverhältnisse zu gewährleisten. Die Systeme arbeiten nach dem Pushbroom-Prinzip, d.h. sie scannen die Erdoberfläche mit linearen Bildaufnehmern von den Polen streifenweise ab. Die nominelle Lage der Satelliten ist permanent nadir, d.h. die optische Achse der Sensoren ist auf den Fußpunkt gerichtet. Die spektrale Auflösung der passiven Sensoren erstreckt sich vom sichtbaren bis zum thermischen Bereich. Aktive Sensoren, wie z.B. Radarsensoren, arbeiten im Mikrowellenbereich, wodurch sie unabhängig von den Wetterverhältnissen sind und werden für topografische Anwendungen eingesetzt. Die wohl bekanntesten Projekte sind das französische SPOT, das amerikanische LANDSAT, das indische IRS und das europäische ERS. Diese werden staatlich finanziert und sind mit hohen Kosten verbunden.

Für Nutzer ist eine möglichst hohe geometrische und hohe temporale Auflösung interessant, um von dem Zielgebiet auf der Erdoberfläche in kurzen Zeitabständen Bilder mit hohem Informationsgehalt zu erhalten. Die Tabelle 1.1 mit den Leistungsdaten einiger konventioneller Systeme zur Erdbeobachtung zeigt, dass mit zunehmender geometrischer die temporale Auflösung abnimmt, da die Anzahl der Pixel des Bildaufnehmers technisch begrenzt ist.

Tabelle 1.2: Geometrische Auflösung Λ und temporale Auflösung Υ moderner Erdbeobachtungssysteme [15]

Satellit	Sensor	Λ in m	Υ in Tagen
IRS-1C/D	LISS-III (VIS)	23,5	5
IRS-1C/D	PAN	5,8	5
SPOT-4	HRV-XI	20	2,4
SPOT-4	HRV-P (PAN)	10	2,4
IKONOS-2	Carterra (VIS)	4	2-3,5
IKONOS-2	Carterra (PAN)	1	2-3,5

Die konventionellen Systeme NOAA-POES und IRS-P4 mit niedriger geometrischer Auflösung werden in den Bereichen der Meteorologie und Ozeanographie eingesetzt. Die Daten des LANDSAT-7 mit hoher Bildauflösung werden aufgrund der niedrigen temporalen Auflösung für die Beobachtung von langsamen Prozessen eingesetzt, wie z.B. die der Entwicklung von Wohngebieten oder allgemein in der Kartographie.

Moderne Systeme erzielen eine hohe geometrische und hohe temporale Auflösung, indem über schwenkbare Spiegel die Blickrichtung der Sensoren verändert wird. Das Schwenken des gesamten Satelliten ist aufgrund des Designs eines Großsatelliten nicht möglich, da z.B. der Solargenerator zur Energieversorgung zur Sonne ausgerichtet bleiben muss. In der Tabelle 1.2 sind die Leistungsdaten moderner Systeme aufgeführt.

Der Satellit SPOT-4 erreicht durch Schwenken der Blickrichtung eine temporale Auflösung für mittlere geografische Breiten von 2,4 Tagen in Verbindung mit einer sehr hohen geometrischen Auflösung von 10 m im panchromatischen Band. Der Spiegel verfügt jedoch nur über einen Freiheitsgrad, d.h. die Blickrichtung kann lediglich durch Drehungen um die Achse in Richtung des Geschwindigkeitsvektors (Roll-Achse) verändert werden.

Die Entwicklung der Technologie in der Erdbeobachtung wird vor allem durch die Nachfrage auf dem kommerziellen Markt beeinflusst. Die Abbildung 1.1 zeigt die Entwicklung der geometrischen Auflösung (Bildauflösung) seit Beginn der raumfahrtgestützten Erdbeobachtung. Mit dem Start des amerikanischen Satelliten IKONOS-2 am 24. September 1999 begann eine neue Ära der Erdbeobachtung. Der kommerzielle Satellit liefert Bilder mit der erstaunlichen geometrischen Auflösung von einem Meter und einer temporalen Auflösung von 2 bis 3,5 Tagen (siehe Tabelle 1.2), die von der Firma Space Imaging über das Internet vermarktet

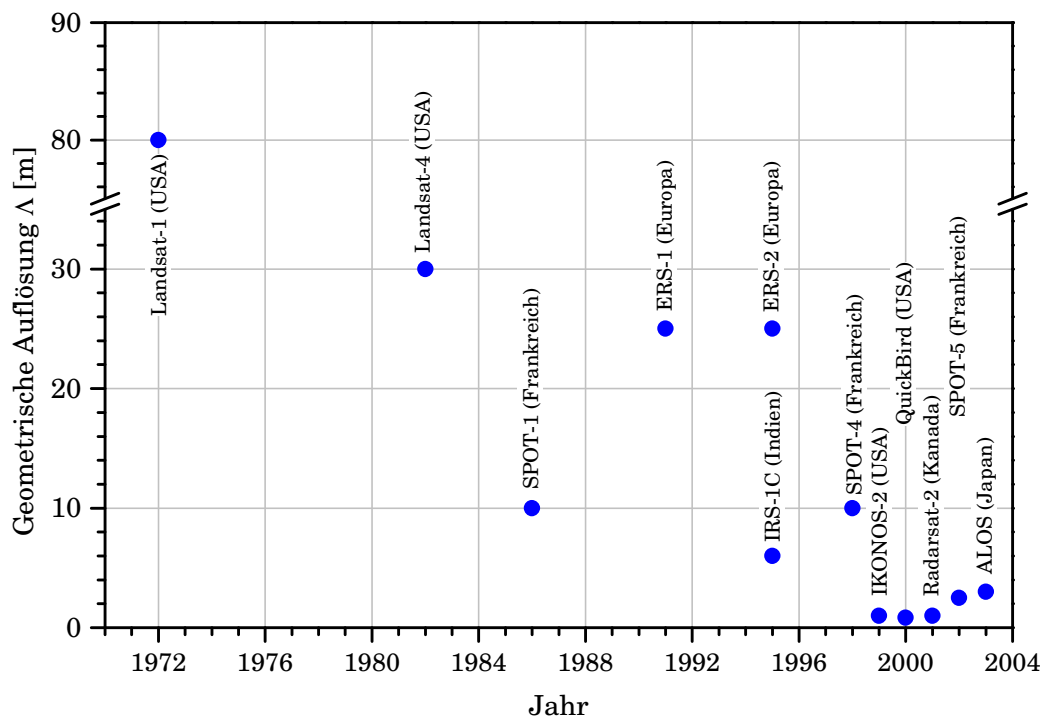


Abbildung 1.1: Entwicklung der geometrischen Auflösung

werden. Der Kunde bestellt das Bild durch Angabe der geografischen Koordinaten und im günstigsten Fall ist dieses 30 Minuten nach der Aufnahme zum Versand im Internet bereit [39]. Die Preise werden pro Quadratkilometer berechnet und hängen weiterhin von der gewählten nachträglichen Bildbearbeitung ab, wie z.B. geometrische und radiometrische Korrekturen. Für das Jahr 2001 sind weitere kommerzielle Erdbeobachtungssatelliten geplant, wie z.B. QUICKBIRD und ORBVVIEW-3, die sehr ähnliche Leistungsdaten erreichen werden. QUICKBIRD wird mit einer geometrischen Auflösung von 0,82 m als erster Satellit die Grenze von einem Meter knapp unterschreiten.

Neben der geometrischen Auflösung wird sich die spektrale Auflösung, d.h. die Anzahl der Frequenzbereiche für die der Sensor empfindlich ist, um etwa zwei Größenordnungen erhöhen. Der Sensor des Projekts LANDSAT-7 (Enhanced Thematic Mapper) verfügt über acht Kanäle inkl. dem panchromatischen Kanal und entspricht dem derzeitigen Stand der Technik. Zukünftige Projekte werden mit hyperspektralen Sensoren ausgerüstet sein, die über 200 Kanäle verfügen (ORBVVIEW-4) und damit eine detaillierte Untersuchung der Bodenbeschaffenheit erlauben, wie z.B. die Bestimmung von Getreidesorten.

Aufgrund des enormen Angebots und der Nachfrage nach Satellitenbilddaten existiert weltweit eine Vielzahl von Firmen, die sich auf die Verarbeitung, Archi-

Tabelle 1.3: Anbieter von Satellitenbilddaten [15]

SPOTIMAGE	Frankreich
RADARSAT Inc.	Kanada
ESRIN-ESA	Italien
DUBAI SPACE IMAGING	Vereinigte Arabische Emirate
EURIMAGE	Italien
ORBIMAGE	USA
EUROMAP	Deutschland
DLR-DFD	Deutschland
SOVINFORMSTUTNIK	Russland
SAC, CSIR	Süd Afrika
SPACE IMAGING EUROPE	Griechenland
CLIRSEN	Ecuador

vierung und den Vertrieb solcher Bilddaten spezialisiert haben. Das Spektrum der Kunden der in Tabelle 1.3 aufgeführten bekanntesten Firmen erstreckt sich von staatlichen Institutionen der Stadtplanung, über die Industrie zur Errichtung neuer Kommunikationsnetzwerke bis zum Privatkunden.

Die Organisation CEOS (Committee on Earth Observation Satellites) ist ein Zusammenschluss von insgesamt 16 Nationen zur Planung zukünftiger Missionen und Entwicklung neuer Bilddatenprodukte, Dienstleistungen und Anwendungen. Die Arbeitsgruppen bestehen nicht nur aus Vertretern der einzelnen Raumfahrtorganisationen, sondern auch der Industrie. Damit nimmt CEOS ebenfalls Einfluss auf die Entwicklung der Erdbeobachtungsszene.

Eine der Arbeitsgruppen von CEOS beschäftigt sich mit der Vorhersage, Vorbereitung und Reduzierung der Folgen von Naturkatastrophen, wie Trockenheit, Erdbeben, Feuer, Überschwemmungen, Erdrutsche und Vulkanausbrüche. Die Beobachtung von Naturkatastrophen ist eine interessante Aufgabe, da sie hohe Anforderungen an die Technologie der Erdbeobachtungssysteme stellen. Es handelt sich im Allgemeinen um relativ schnelle Prozesse, die eine hohe temporale Auflösung (< 1 Tag) für die kontinuierliche Beobachtung in Verbindung mit hoher geometrischer Auflösung (< 10 m) zur Erkennung erfordern. Für diese Anwendungen steht nur der Satellit IKONOS-2 auf dem Markt zur Verfügung, dessen Bilder im schlechtesten Fall 3,5 Tage alt sind. Die temporale Auflösung hängt aufgrund der nicht kugelförmigen Erde von der geografischen Breite des Zielgebiets ab. Die Abbildung 1.2 links zeigt eine Aufnahme des Satelliten SPOT-4 vom Rhonedelta mit einer geometrischen Auflösung von 10 m und die Abbildung 1.2 rechts eine von IKONOS-2 mit 1 m, die das durch einen Tornado stark beschädigte Forth Worth in



Abbildung 1.2: Satellitenaufnahmen. **Links:** SPOT-4, 4.4.1998, 10 m Bildauflösung, 600×600 Pixel, PAN [13]. **Rechts:** IKONOS-2, 29.3.2000, 1 m Bildauflösung, 600×600 Pixel, PAN [35].

Texas zeigt. Ein Vergleich dieser beiden Aufnahmen zeigt den deutlich sichtbaren Unterschied im Informationsgehalt dieser beiden Bildauflösungen.

Im Bereich der Naturkatastrophen können hochaktuelle Satellitenbilder mit hoher geometrischer Auflösung für die Bestimmung der Ausmaße der Zerstörungen sehr hilfreich sein. Es sind jedoch auch Fälle möglich, in denen die Koordinaten oder die Größe des Zielgebiets unbekannt sind, wie z.B. Schiffsunglücke oder Feuer, und wodurch die in den Tabellen 1.1 und 1.2 aufgeführten konventionellen und modernen Erdbeobachtungssysteme nicht optimal eingesetzt werden können.

1.1 Mikrosatelliten zur Erdbeobachtung

Aufgrund der zur Verfügung stehenden begrenzten finanziellen Mittel soll die Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit durch ein Mikrosatellitensystem gelöst werden.

Folgende Rollen können Mikrosatelliten in der Erdbeobachtung einnehmen:

1. Einsatz von Mikrosatelliten anstelle von Großsatelliten, die bei Bedarf für eine spezifische Mission in kurzer Zeit und mit geringeren Kosten hergestellt und gestartet werden können.

2. Einsatz von Mikrosatelliten zur Ergänzung des Einsatzbereichs der Großsatelliten unter Ausnutzung ihrer Agilität.

Der existierende koreanische Satellit KITSAT-3 und der südafrikanische Satellit SUNSAT können der ersten Kategorie zugeordnet werden. Diese Satelliten scannen, wie die Großsatelliten, mit linearen Bildaufnehmern die Erdoberfläche streifenweise ab und erzielen eine geometrische Auflösung im Bereich von 15 m in Verbindung mit einer mittleren temporalen Auflösung.

Die größere Agilität eines Mikrosatelliten aufgrund der kleinen Massenträgheitsmomente, die durch Abmessungen im Bereich von 50 cm und einer Masse kleiner 50 kg gegeben sind, in Verbindung mit einer interaktiven Lageregelung kann den Anwendungsbereich der Großsatelliten durch die folgenden Aufgaben ergänzen:

1. Beobachtung von sich schnell verändernden Ereignissen durch Erreichung einer höheren temporalen Auflösung. Ein aufwendiges Teleskop mit drehbarem Spiegel ist nicht mehr erforderlich, da der gesamte Satellit gedreht werden kann.
2. Beobachtung eines einzigen Zielgebiets während des gesamten Überflugs durch Nachführung des Kamerasystems, wodurch der Nutzer ein dreidimensionales Bild vom Zielgebiet erhält.
3. Erfassung von Zielgebieten, deren geografische Koordinaten unbekannt sind (z.B. Schiffsunglück).
4. Erfassung von Zielgebieten mit unbekannter Größe (z.B. Feuer) durch gezielte Schwenkmanöver.

1.2 Aufgabenstellung

Die Konzeption eines Mikrosatellitensystems mit interaktiver Lageregelung zur Erdbeobachtung, bestehend aus Raum- und Bodensegment, die Entwicklung des dreiachsigen Lageregelungssystems, der Aufbau des Bodensegments und die Demonstration nach dem Start des Mikrosatelliten ist Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit.

Das Prinzip der interaktiven Lageregelung ist in Abbildung 1.3 dargestellt. In dieser Mission fungiert der Satellit als ferngesteuerte, freifliegende Beobachtungska-

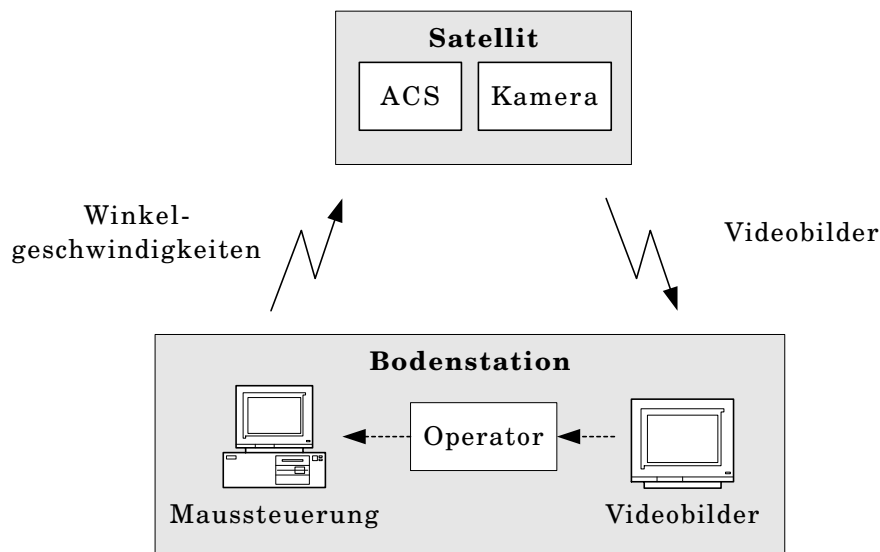


Abbildung 1.3: Prinzip der interaktiven Lageregelung

mera, dessen Nutzlast aus einem Kamerasystem und einem Videosender besteht. Diese Beobachtungskamera bewegt sich im niedrigen Erdorbit nach den Gesetzen des Zweikörperproblems mit ungefähr 22-facher Schallgeschwindigkeit um die Erde. Die Ausrichtung der Kamera erfolgt mit Hilfe der empfangenen Videobilder, die auf einem Monitor dargestellt werden, und einer Maussteuerung von der Bodenstation aus, d.h. der Nutzer interpretiert die Videobilder und richtet den Satelliten durch gezielte Rotationsmanöver interaktiv auf das Zielgebiet aus. Das Kamerasystem ist mit drei Kameras mit unterschiedlichen Brennweiten (16, 50 und 1000 mm) ausgerüstet, zwischen denen wahlweise umgeschaltet werden kann. Mit Hilfe der Kamera mit geringer geometrischer Auflösung wird die Identifizierung des Zielgebiets vorgenommen und mit der hochauflösenden 1000 mm-Kamera mit einer Auflösung von 6 m die Untersuchung durchgeführt. Die Videobilder werden während des Überflugs aufgezeichnet und anschließend ausgewertet.

Für diese Mission ist die Entwicklung eines hochintegrierten Lageregelungssystems im Rahmen dieser Forschungsarbeit erforderlich, das aus drei faseroptischen Kreisel und drei Reaktionsrädern mit integrierter Wheel Drive Electronic besteht, die jeweils paarweise in den körperfesten Achsen des Satelliten angeordnet sind. Es besteht dadurch die Möglichkeit den Satelliten quer zu seiner Flugrichtung, d.h. sowohl um die Achse in Richtung des Geschwindigkeitsvektors (Roll-Achse), als auch um die senkrecht zur Ebene der Umlaufbahn (Nick-Achse) zu schwenken. Somit ist die mehrmalige Beobachtung eines Zielgebiets in kurzen Zeitabständen, d.h. eine hohe temporale Auflösung, und die Nachführung der Kamera während

des Überflugs auf ein einziges Zielgebiet möglich. Die Abnahme der Auflösung der Bilder mit zunehmendem Schwenkwinkel muss dabei jedoch berücksichtigt werden.

1.3 Projekt DLR-TUBSAT

Das Projekt DLR-TUBSAT entstand durch die Kooperation zwischen der Technischen Universität Berlin (TU-Berlin) und dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Adlershof. Die TU-Berlin war verantwortlich für die Entwicklung des Satellitenbusses und das DLR für die der Nutzlast. Mit dem Mikrosatelliten DLR-TUBSAT sollte auf der einen Seite die Lageregelung im Bogensekundenbereich für die Aufgaben der Astrometrie und Astronomie [31] und auf der anderen die interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung bewiesen werden. DLR-TUBSAT wurde am 26. Mai 1999 als Sekundärnutzlast mit der indischen Trägerrakete PSLV (Polar Spacecraft Launch Vehicle) gestartet. Die Primärnutzlast war der indische Erdbeobachtungssatellit IRS-P4 (Indian Remote Sensing Satellite) und die zweite Sekundärnutzlast war der koreanische Kleinsatellit KITSAT-3 (Korean Institute of Technology Satellite).

In dem Projekt DLR-TUBSAT war der Verfasser verantwortlich für die Entwicklung der Telemetrie/Telekommando-Einheit und des dreiachsigen Lageregelungssystems basierend auf drei Reaktionsrädern und drei faseroptischen Kreisel. Durch seine Tätigkeit als Projektleiter zum Ende des Projekts, hatte er Gelegenheit die Startkampagne mit der indischen Raumfahrtorganisation ISRO (Indian Space Research Organisation) zu organisieren. Für die Integration des Satelliten verbrachte er drei Wochen bis zum Start in Sriharikota (Indien) und war anschließend für den Betrieb des Satelliten verantwortlich.

Diese Dissertation ist wie folgt gegliedert: Nach Darstellung des aktuellen Stands der Technik im Bereich der Erdbeobachtung wird das speziell für die interaktive Lageregelung entwickelte Lageregelungssystem beschrieben. Anschließend wird die Implementierung des Lageregelungssystems in den Mikrosatelliten DLR-TUBSAT, die letzte Konfiguration des Satelliten vor dem Start und das Bodensegment detailliert erläutert. Zur Planung und Vorbereitung des Betriebs wurde die Simulationssoftware SatView entwickelt, deren Aufbau und Funktion in dem darauffolgenden Kapitel beschrieben wird. Danach werden der Betrieb des Satelliten erläutert und die Flugergebnisse dargestellt. Die Dissertation endet mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick.

Der Schwerpunkt dieser Forschungsarbeit liegt in der Entwicklung des Lageregelungssystems, deren Implementierung im Satelliten, dem Aufbau des Bodensegments und dem Betrieb des Satelliten nach dem Start.

2 Stand der Technik

In diesem Kapitel wird ein Überblick über den aktuellen Stand der Erdbeobachtung gegeben, um das Thema dieser Dissertation abzugrenzen. Im ersten Abschnitt werden die grundlegenden Leistungsparameter zur Bewertung der Erdbeobachtungssysteme erläutert und anschließend die für diese Forschungsarbeit wichtigsten Projekte anhand ihrer technischen Daten diskutiert. Die Projekte sind in Groß-, Klein- und Mikrosatelliten eingeteilt, wobei sich die Projekte der letzten Gruppe durch Begrenzungen in Volumen, Masse und Kosten auszeichnen. Damit repräsentieren diese den für die Umsetzung der Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit zur Verfügung stehenden Rahmen.

2.1 Leistungsparameter von Erdbeobachtungssystemen

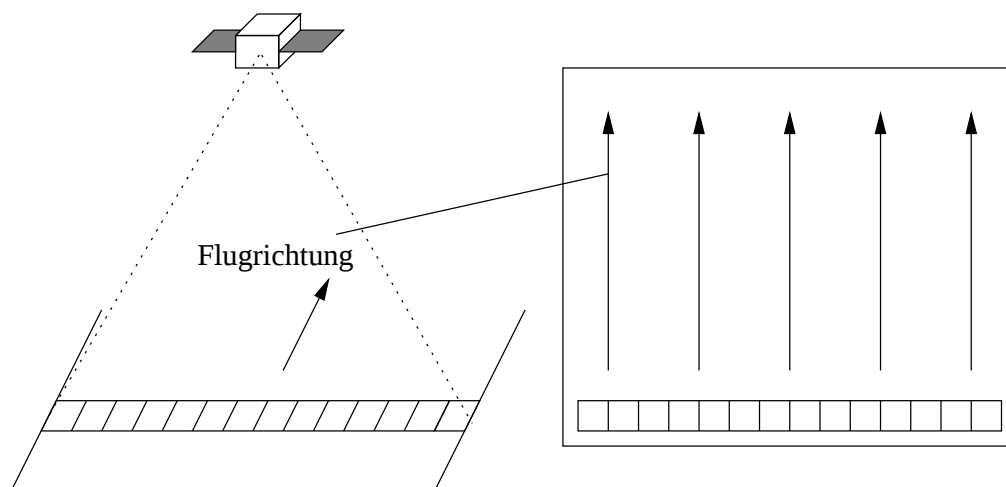
Satelliten zur Erdbeobachtung bestehen im Wesentlichen aus dem Bus und einer für die Anwendung spezifischen Nutzlast, die in der Regel aus einem oder mehreren Sensoren zur Aufnahme des von der Erdoberfläche reflektierten Sonnenlichts besteht. Sie befinden sich überwiegend auf niedrigen Umlaufbahnen, deren Inklination und Höhe so gewählt sind, dass die Bahnebene sich aufgrund der Abplattung der Erde synchron mit der Sonne dreht. Die Sonne steht damit im konstanten Winkel zur Bahnebene, wodurch die Beleuchtungsverhältnisse gleich bleiben. Die Satelliten arbeiten nach dem Pushbroom-Prinzip. Die nominelle Lage ist nadir, d.h. die Nutzlast ist fortlaufend auf den Fußpunkt ausgerichtet. Die Sensoren sind mit linearen Bildaufnehmern ausgerüstet, mit denen durch die Bewegung des Satelliten die Erdoberfläche streifenweise abgetastet wird (siehe Abbildung [2.1](#)).

Tabelle 2.1: Elektromagnetisches Spektrum in der Erdbeobachtung [15]

Frequenzband	Abkürzung	Wellenlängenbereich in μm	
		von	bis
Sichtbar	VIS	0,40	0,75
Infrarot	NIR	0,75	1,30
	SWIR	1,30	3,0
	MWIR	3,0	6,0
	TIR	6,0	15,0
Mikrowellen	MW	$0,1 \cdot 10^4$	$100 \cdot 10^4$

Die von den Sensoren gelieferten Daten unterscheiden sich in der geometrischen, spektralen und temporalen Auflösung. Die spektrale Auflösung Ξ kennzeichnet die Anzahl und Lage der Frequenzbereiche im elektromagnetischen Spektrum für die der Sensor des Satelliten empfindlich ist und hängt von dessen Anwendung ab. Das Spektrum wird in der Erdbeobachtung in den sichtbaren, infraroten und den Bereich der Mikrowellenstrahlung unterteilt. Die Tabelle 2.1 ordnet diese den in der Praxis gebräuchlichen Bezeichnungen zu.

Die geometrische Auflösung Λ ist die Abmessung eines Bildpunkts auf der Erdoberfläche und gleich den Abmessungen des kleinsten Objekts, das mit dem Sensor zu erkennen ist. Die Bildbreite Ψ ist gleich der Abmessung aller Bildpunkte (siehe Abbildung 2.2). Die geometrische Auflösung und die Bildbreite sind abhängig von der Höhe der Umlaufbahn, der Brennweite der Optik und der Anzahl und Größe der Pixel des Bildaufnehmers. Die temporale Auflösung Υ ist gleich

**Abbildung 2.1:** Pushbroom-Prinzip [14]

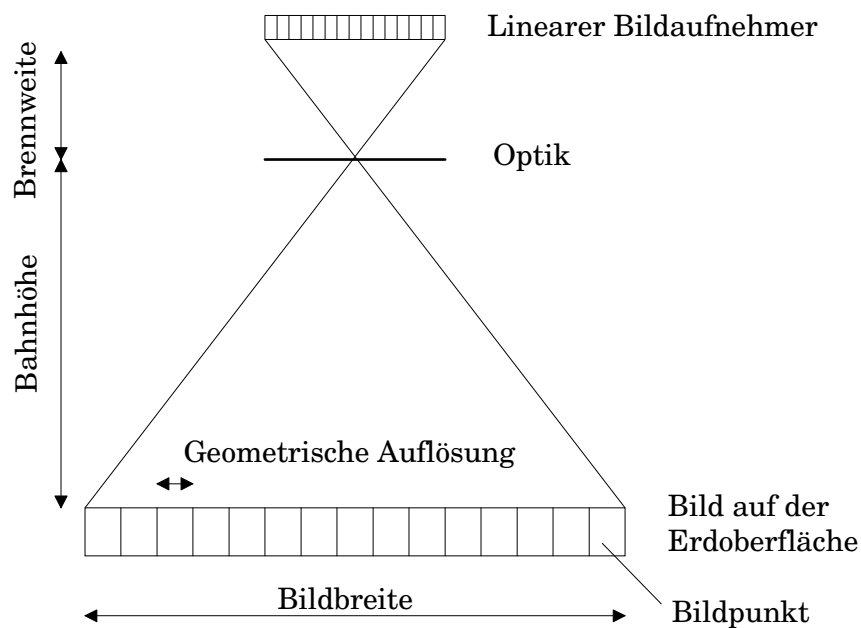


Abbildung 2.2: Geometrische Auflösung und Bildbreite

dem Abstand zwischen zwei Beobachtungen desselben geografischen Ortes auf der Erdoberfläche und hängt von der Umlaufbahn und der Bildbreite ab.

Für viele Anwendungen ist eine hohe geometrische und temporale Auflösung attraktiv, um Bilddaten mit hohem Informationsgehalt in möglichst kurzen Zeitabständen zu erhalten. Eine Erhöhung der geometrischen Auflösung (ohne Veränderung der Umlaufbahn) wird durch Verwendung eines Bildaufnehmers mit kleineren Pixeln oder mit einer größeren Brennweite erreicht. In beiden Fällen wird die Bildbreite aufgrund der technisch begrenzten maximalen Anzahl Pixel des Bildaufnehmers geringer, wodurch die temporale Auflösung ohne Schwenken der Blickrichtung des Sensors abnimmt. Dieser Zusammenhang ist in Kapitel 1 mit den technischen Daten existierender Systeme in den Tabellen 1.1 und 1.2 aufgezeigt worden.

2.2 Großsatelliten

Es existiert eine Vielzahl von Erdbeobachtungssystemen in unterschiedlichen Umlaufbahnen um die Erde, deren Bilddaten sich in den in Kapitel 2.1 beschriebenen Leistungsparametern unterscheiden.

Die Satelliten im geostationären Orbit, wie z.B. METEOSAT und NOAA-GOES, liefern zweimal in der Stunde Bilder mit einer geometrischen Auflösung von meh-

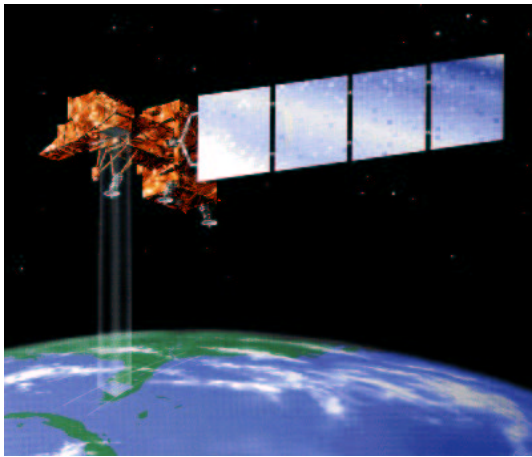
Tabelle 2.2: Technische Daten existierender Großsatelliten (geometrische Auflösung Λ , temporale Auflösung Υ , Bildbreite Ψ)

	LANDSAT-7	SPOT-4	IKONOS-2
Start	April 1999 [34]	März 1998 [32]	Sept. 1998 [35]
Bahnhöhe [km]	705 [33]	822 [32]	681 [35]
Bahnzyklus [Tage]	16 [33]	26 [32]	
Masse [kg]	2200 [33]	1907 [32]	725 [35]
Abmessung [m³]	2,8×2,8×4,3 [33]	2×2×5,6 [32]	
Sensoren [15]	ETM+ (PAN,VIS,NIR, SWIR,TIR)	VEG (VIS,NIR,SWIR) HRV-XI (VIS,NIR,SWIR) HRV-P	Carterra (PAN,VIS,NIR)
Λ [m] [15]	60 (TIR) 30 (VIS,NIR,SWIR) 15 (PAN)	1150 (VEG) 20 (HRV-XI) 10 (HRV-P)	4 (VIS,NIR) 1 (PAN)
Ψ [km] [15]	180	2200 (VEG) 60 (HRV)	11
Υ [Tage]	16 [33]	1 (VEG) [15] 2,4 (HRV) [15]	2-3,5 [15]

rerer Kilometern und werden seit 1971 operationell in der Meteorologie eingesetzt. Die spektrale Auflösung erstreckt sich vom sichtbaren bis in den thermischen Bereich. Die Mehrzahl der Satelliten befinden sich jedoch in niedrigen, sonnensynchronen Bahnen und erreichen eine wesentlich höhere geometrische Auflösung. Aufgrund der Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit werden zur Erläuterung des aktuellen Stands der Technik nur die technischen Daten der Projekte mit sehr hoher geometrischer Auflösung behandelt. Es wurden dafür die Satelliten LANDSAT-7, SPOT-4 und IKONOS-2 ausgewählt, deren Daten sind in der Tabelle 2.2 dargestellt.

Alle drei Projekte wurden aufgrund ihrer Masse und Abmessungen als Primärnutzlast gestartet, wodurch die damit verbundenen hohen Startkosten einen erheblichen Anteil an den Gesamtkosten des Projekts einnehmen. Die spektrale Auflösung der Sensoren decken den sichtbaren und infraroten Bereich ab.

Der Satellit LANDSAT-7 entspricht der Standardkonfiguration eines Erdbeobachtungssatelliten in einer sonnensynchronen Bahn, die aus dem zentralen Satellitenbus mit den integrierten Sensoren und nur einem Solargenerator besteht (siehe Abbildung 2.3). Der Sensor ETM+ (Enhanced Thematic Mapper) zeichnet sich durch eine hohe geometrische Auflösung von 15 m im panchromatischen Band und eine hohe spektrale Auflösung mit insgesamt acht Kanälen aus. Der langwel-

**Abbildung 2.3:** LANDSAT-7 [13]**Abbildung 2.4:** SPOT-4 [13]

lige Infrarotbereich TIR (Thermal Infrared) nimmt Daten bei Nacht auf, die für die Erkennung von Feuer und die Beobachtung von vulkanischen Aktivitäten eingesetzt werden können. Aufgrund der festen nadir orientierten Lage des Satelliten und nicht vorhandener schwenkbarer Spiegel der Sensoren, beträgt die temporale Auflösung lediglich 16 Tage.

Der Satellit SPOT-4 in der Abbildung 2.4 entspricht von seinem Aufbau her ebenfalls der Standardkonfiguration. Der zentrale Satellitenbus beinhaltet neben einer Vielzahl von anderen Instrumenten zwei Sensoren zur Erdbeobachtung. Die spektrale Auflösung der beiden Sensoren VEGETATION und HRV (High Resolution Visible) ist gleich, die temporale und geometrische Auflösung unterscheiden sich sehr stark. Der Sensor VEGETATION hat aufgrund der geometrischen Auflösung von nur 1150 m eine Bildbreite von 2200 km, erreicht damit aber eine temporale Auflösung von einem Tag. Der Sensor HRV hat aufgrund der geringeren geometrischen Auflösung von 10 m im panchromatischen Band nur eine Bildbreite von 60 km.

Der Sensor HRV verwendet lineare Bildaufnehmer für alle vier Spektralbereiche. Das Teleskop hat eine Brennweite f von 1.08 m und eine Apertur von $f/3,5$ [13]. Um die Bildbreite von 60 km mit einer Bildauflösung von 10 m zu erreichen, werden vier Bildaufnehmer mit jeweils 1500 Pixeln verwendet. Die Bildaufnehmer sind so integriert, dass sie sich gegenseitig überlappen (siehe Abbildung 2.5 links).

Mit einer herkömmlichen Optik würde die temporale Auflösung in der Größenordnung des Bahnzyklus (Repeat Cycle) der sonnensynchronen Bahn von 26 Tagen liegen, da die Anzahl der Pixel des Bildaufnehmers technisch begrenzt ist. Mit dem im Teleskop integrierten schwenkbaren Spiegel (siehe Abbildung 2.5 rechts)

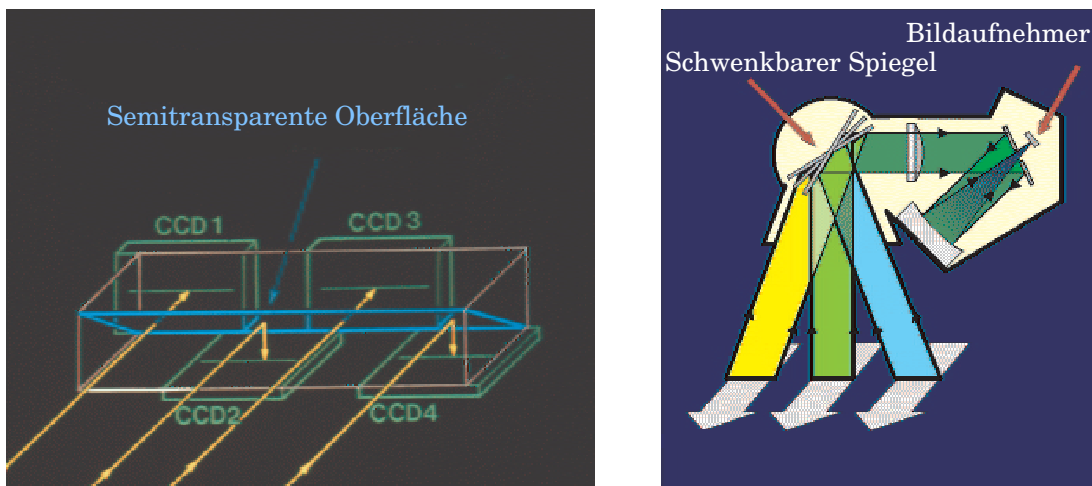


Abbildung 2.5: Sensor HRV des Satelliten SPOT-4 [13]. **Links:** Anordnung der Bildaufnehmer. **Rechts:** Teleskop mit schwenkbarem Spiegel.

kann die Blickrichtung des Sensors bis zu $\pm 27^\circ$ ohne Veränderung der Lage des gesamten Satelliten geneigt werden, wodurch eine temporale Auflösung von 2,4 Tagen erreicht wird. Der Spiegel erlaubt nur Drehungen um die Achse in Richtung des Geschwindigkeitsvektors (Roll-Achse), d.h. die Blickrichtung kann lediglich quer zur Flugrichtung verändert werden.

Der Satellit IKONOS-2 unterscheidet sich in einigen der in Tabelle 2.2 enthaltenen Daten wesentlich von den anderen Satelliten. Das Design des Satelliten entspricht nicht der Standardkonfiguration, da die Solargeneratoren feststehen und nicht über BAPTA (Bearing and Power Transfer Assembly) der Sonne nachgeführt werden (siehe Abbildung 2.6). Die Masse beträgt weniger als die Hälfte der von SPOT-4 oder LANDSAT-7 und mit nur zwei Bändern (VIS, NIR) ist die spektrale Auflösung geringer. Die geometrische Auflösung beträgt unter Verwendung eines

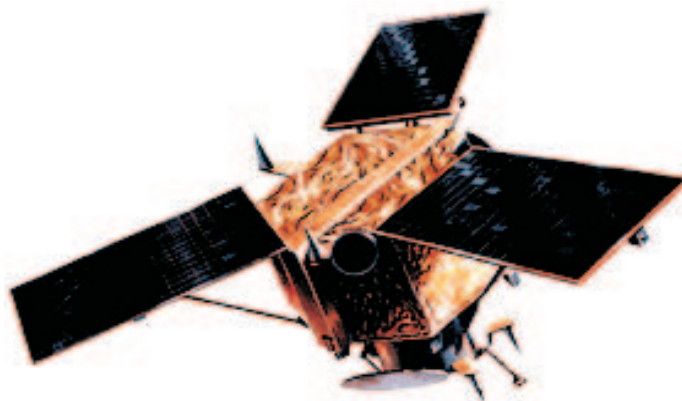


Abbildung 2.6: IKONOS-2 [35]

Tabelle 2.3: Technische Daten zukünftiger Großsatelliten (spektrale Auflösung Ξ , geometrische Auflösung Λ , Bildbreite Ψ , temporale Auflösung Υ) [15]

	ORBVIEW-3	QUICKBIRD	ORBVIEW-4	IRS-P5	SPOT-5a
Start	2000	2001	2001	2000	2002
Ξ [Kanäle]	5	4	201	8	4
Λ [m]	1	0,82	1	2,5	2,5
Ψ [km]	8	22	8	30	60
Υ [Tage]	< 3	1-5	< 3	26	

Spiegelteleskops mit einer Brennweite von 10 m im panchromatischen Band einen Meter, wodurch IKONOS-2 auf dem Markt derzeit die Bilder mit der höchsten Auflösung liefert. Durch Schwenken der Blickrichtung des Sensors CARTERRA wird trotz der sehr geringen Bildbreite von 11 km eine temporale Auflösung von bis zu zwei Tagen erreicht. Sie wird mit zunehmender geografischer Breite größer und beträgt für Zielgebiete mit 40 deg Breite 2,9 Tage. Der maximale Schwenkwinkel von ± 26 deg ist durch die Forderung nach der Bildauflösung begrenzt, da diese mit zunehmendem Winkel abnimmt [35].

Die Tabelle 2.3 beinhaltet die technischen Daten zukünftiger Projekte, die eine Weiterentwicklung in der geometrischen und spektralen Auflösung zeigen. Der Satellit QUICKBIRD wird mit 0,82 m als erster die Grenze von einem Meter unterschreiten. Die temporale Auflösung von 1-5 Tagen wird jedoch nur mit zwei operationellen Satelliten erreicht. Mit dem Start des amerikanischen Satelliten ORBVIEW-4 wird die detaillierte Untersuchung der Bodenbeschaffenheit möglich sein, da dieser mit einem Sensor mit einer sehr hohen spektralen Auflösung von 200 Kanälen ausgerüstet sein wird.

2.3 Klein- und Mikrosatelliten

Die Rolle der Klein- und Mikrosatelliten im Vergleich zu den Großsatelliten in der Erdbeobachtung wurde bereits in Kapitel 1 erwähnt. Auf der einen Seite könnte das Ziel angestrebt werden sie anstelle der Großsatelliten einzusetzen, die bei Bedarf für eine spezifische Mission in kurzer Zeit und mit geringeren Kosten hergestellt und gestartet werden können. Auf der anderen Seite wäre unter Ausnutzung ihrer Agilität eine Ergänzung der Einsatzbereiche der Großsatelliten denkbar. Die aufgrund der geringen Masse und der kleinen Abmessungen hohe Agilität wür-

Tabelle 2.4: Technische Daten existierender Klein- und Mikrosatelliten (geometrische Auflösung Λ , Bildbreite Ψ)

	KITSAT-3	SUNSAT
Start	Mai 1999 [20]	Februar 1999 [26]
Primärnutzlast	IRS-P4 [20]	ARGOS [27]
Bahnhöhe [km]	726 [20]	857×655 [26]
Masse [kg]	110 [20]	63 [25]
Abmessung [mm³]	495×630×854 [20]	450×450×450 [24]
Sensoren	MEIS (VIS, NIR) [20]	HRI (VIS, NIR) [25]
Λ [m]	15 [38]	12,4 [25]
Ψ [km]	50 [38]	43 [25]

de die Nachführung des Kamerasystems auf ein Zielgebiet zur Gewinnung einer dreidimensionalen Perspektive oder die Beobachtung eines Zielgebiets mit unbekannten geografischen Koordinaten oder Ausmaßen durch gezielte Rotationsmanöver ermöglichen.

Die Anzahl der Klein- und Mikrosatelliten, deren primäre Anwendung in der Erdbeobachtung liegt, ist sehr gering. Sie werden als Sekundärnutzlast gestartet, wodurch die Kosten des Starts, die einen beachtlichen Anteil der Gesamtkosten einnehmen, wesentlich geringer sind. Es ergeben sich jedoch eine Reihe von Einschränkungen, die sich unmittelbar auf das Design des Satelliten und die Zeitplanung auswirken, wie z.B. die Begrenzung von Volumen und Masse des Satelliten, die Festlegung der Parameter der Umlaufbahn und des Startzeitpunkts durch die Primärnutzlast. Die Begrenzung der Masse und des Volumens wirkt sich auf das Energieversorgungssystem des Satelliten aus, da die zur Verfügung stehende Fläche für Solarzellen und der Raum für Akkumulatoren limitiert ist.

Die Tabelle 2.4 stellt die technischen Daten des koreanischen Satelliten KITSAT-3 und die des südafrikanischen SUNSAT dar. Der Satellit KITSAT-3 ist aufgrund seiner Masse, den Abmessungen und den ausklappbaren Solargeneratoren zur Erhöhung der elektrischen Energieaufnahme in die Gruppe der Mikrosatelliten einzuordnen. Der Satellit SUNSAT hat eine würfelförmige Struktur mit fest montierten Solargeneratoren und eine Masse von nur 63 kg. Er gehört damit der Gruppe der Mikrosatelliten an und ist mit dem DLR-TUBSAT zu vergleichen. KITSAT-3 und SUNSAT scannen im Pushbroom-Verfahren die Erdoberfläche mit einem linearen Bildaufnehmer ab, wodurch ihre nominelle Lage nadir orientiert ist. Diese Lage wird beim SUNSAT mit Hilfe eines Booms in zwei Achsen passiv geregelt, der ein

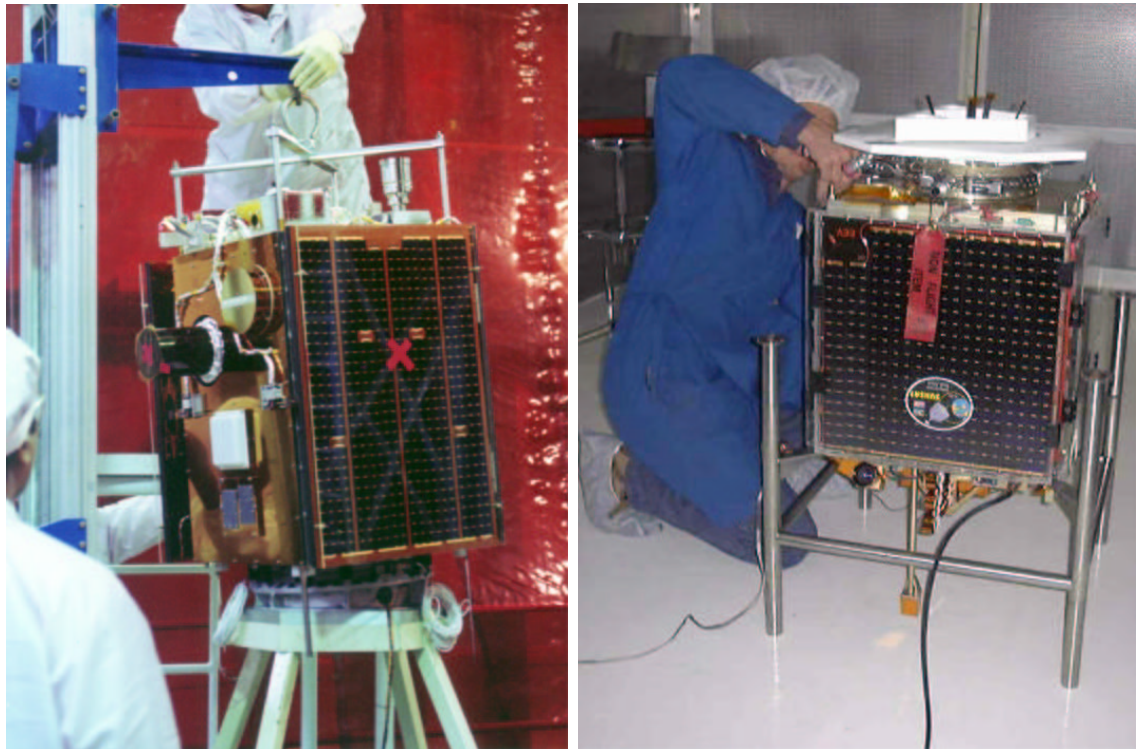


Abbildung 2.7: Links: Kleinsatellit KITSAT-3 während der Integration im Reinraum des Mobile Service Towers am Startplatz in Sriharikota (Indien) [23]. Rechts: Mikrosatellit SUNSAT während der Startkampagne in Vandenberg (USA) [28].

Schwenken des Satelliten einschränken würde. Beide Satelliten sind mit dem gleichen Sensor ausgerüstet, der nicht über einen schwenkbaren Spiegel verfügt. Aufgrund der unterschiedlichen Höhe der Umlaufbahnen variieren die Bildbreite und die geometrische Auflösung, welche bei KITSAT-3 15 m und bei SUNSAT 12,4 m beträgt. Der Sensor ist sowohl im sichtbaren als auch im nahen infraroten Bereich empfindlich, wodurch sich die Daten z.B. in der Ökologie zur Beobachtung der Vegetation verwenden lassen. Die beiden Satelliten sind in den Abbildungen 2.7 links und 2.7 rechts dargestellt.

2.4 Projekt X-MIR-INSPECTOR

Das Projekt INSPECTOR der Firma DaimlerChrysler Aerospace ist ein freifliegender Beobachtungssatellit, der für den Betrieb der internationalen Raumstation ISS entwickelt wurde. Die erste Entwicklungsstufe, der X-MIR-INSPECTOR, wurde aufgrund des verwendeten Lageregelungskonzepts im Rahmen dieser Forschungsarbeit berücksichtigt. In den folgenden Kapiteln werden die Mission, der Aufbau und das Lageregelungssystem erläutert.

2.4.1 Mission

Beim Aufbau und Betrieb der internationalen Raumstation ISS (International Space Station) sind Überprüfungs-, Wartungs- und Reparaturarbeiten in regelmäßigen Abständen notwendig, die im Extremfall EVAs (Extra Vehicular Activities) beinhalten. Diese Aktivitäten außerhalb der Raumstation sind für die Astronauten zeitaufwendig, mit höherem Risiko und für den Betreiber mit hohen Kosten verbunden. Die für die ISS vorgesehenen ferngesteuerten Manipulatorsysteme, wie z.B. der Kanadische Arm SSRMS (Space Station Remote Manipulator System) und der europäische ERA (European Robotic Arm), erreichen nicht alle Teile der Raumstation. Freifliegende Satelliten könnten die Robotersysteme ergänzen um die Anzahl der EVAs der Astronauten zu senken.

Die Aufgabenbereiche des freifliegenden Satelliten X-MIR-INSPECTOR der ersten Entwicklungsstufe waren die Überwachung, Beobachtung und routinemäßige Inspektion einer Raumstation. Der Satellit wurde am 18. Dezember 1997 aus dem Versorgungsschiff PROGRESS gestartet und sollte nach einer erfolgreichen Umkreisung der PROGRESS die Raumstation MIR inspizieren. Aufgrund technischer Probleme wurde die Mission jedoch abgebrochen.

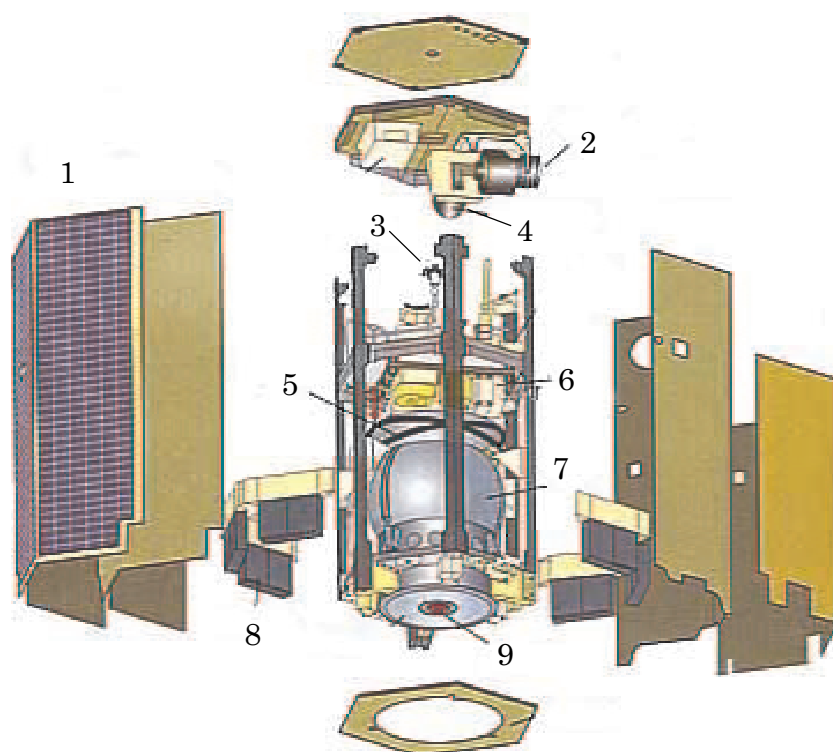
2.4.2 Aufbau des Satelliten

Das X-MIR-INSPECTOR System besteht im Wesentlichen aus dem Satelliten, der Beobachtungs- und Kontrollstation in der Raumstation MIR und dem Transport- und Startkontainer. Eine Explosionsdarstellung des Raumfahrzeugs ist in Abbildung [2.8](#) dargestellt.

Tabelle 2.5: Technische Daten X-MIR-INSPECTOR [29]

Subsystem	Beschreibung
Struktur	hexagonal, Höhe= 90 cm, Masse= 70 kg
Energieversorgung	NiCd-Batterien (25 Ah) Solargenerator (50 W)
Bahnregelungssystem	Kaltgassystem (Stickstoff, 2×40 mNm) Videonavigationssystem
Lageregelungssystem	Rate Unit, Sternsensor
Kamerasystem	Videokamera mit Zoomobjektiv (10-100 mm)

Die bedeutendsten Subsysteme des Satelliten sind das dreiachsige Lageregelungssystem, ein Kaltgassystem zur Bahnregelung, ein Videonavigationssystem zur relativen Bahnbestimmung und eine Videokamera mit Zoomobjektiv zur Inspektion der Raumstation. Die technischen Daten dieser und noch anderer Subsysteme sind in Tabelle 2.5 aufgeführt.



- | | | | | | |
|---|--------------------|---|--------------|---|----------------|
| 1 | Solargenerator | 4 | CCD-Kamera | 7 | Kaltgastank |
| 2 | Beobachtungskamera | 5 | Magnetspulen | 8 | Distanzscheibe |
| 3 | Düse +X-Achse | 6 | Rate Unit | 9 | Düse -X-Achse |

Abbildung 2.8: Explosionsdarstellung X-MIR-INSPECTOR [29]

Die Beobachtungs- und Kontrollstation befand sich in der MIR Station und wurde von einem Kosmonauten bedient. Seine Aufgabe war die Durchführung der Inspektion basierend auf einem vorher definierten Zeitplan und die der Videonavigation. In der Beobachtungs- und Kontrollstation wurde das Kamerabild auf einem Monitor dargestellt, damit der Kosmonaut interaktiv die Kamera auf das Ziel ausrichten konnte.

2.4.3 Lageregelungssystem

Das Basis-Lageregelungssystem ist die in der Abbildung 2.9 dargestellte Rate Unit. Sie besteht aus drei faseroptischen Kreiseln (Teldix-Bosch Telecom MFK 4-1), drei Reaktionsrädern (Teldix-Bosch Telecom DR01) und dem ACS-Controller (TUB Rate-Controller-1). Die Reaktionsräder und Kreisel sind jeweils paarweise in einem mathematischen Rechtssystem angeordnet. Die primäre Aufgabe der Rate Unit ist die Steuerung der absoluten Drehung in den drei körperfesten Achsen des Satelliten [30].

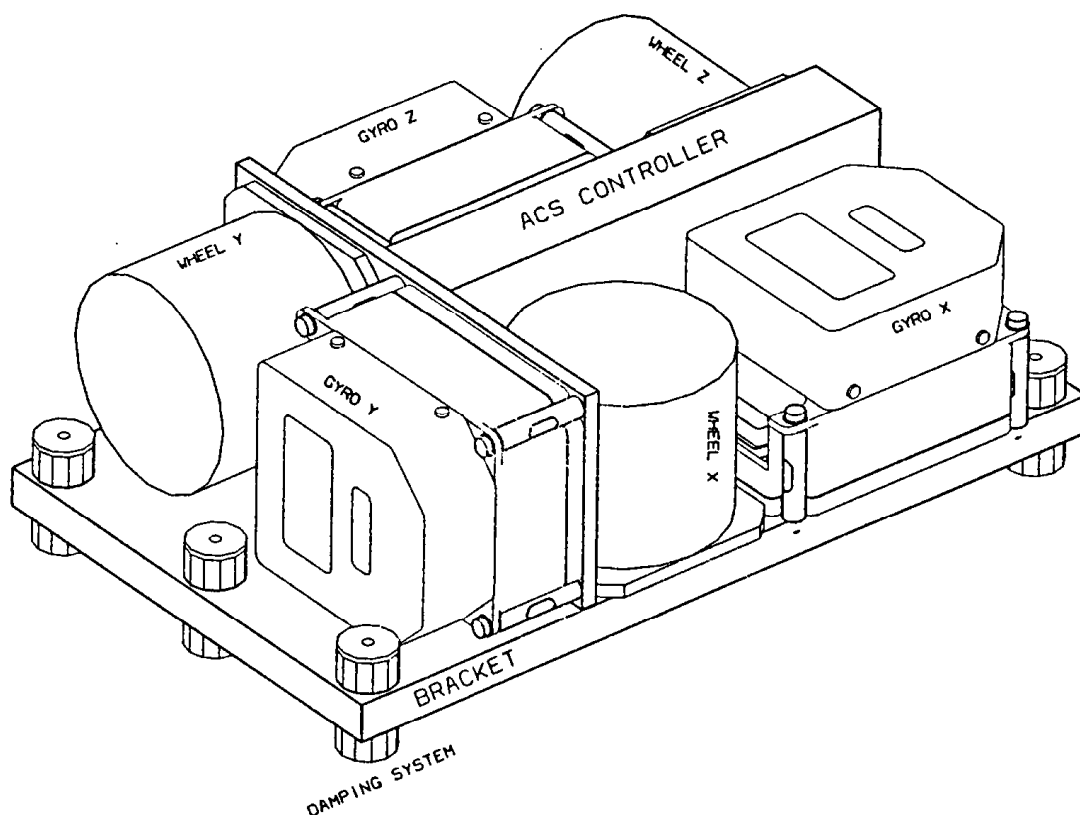


Abbildung 2.9: Rate Unit X-MIR-INSPECTOR [30]

Tabelle 2.6: Technische Daten der Rate Unit [30]

Masse	ca. 6,5	kg	ohne Grundplatte
Abmessungen	318×190×95	mm ³	inkl. Aufhängung
Spannung	12±0,25	V DC	Nominal
Leistung	12 .. 15 3,5 .. 4,8 42	W W W	Nominalbetrieb Steady State Maximum (theoretisch)
Aufwärmzeit	< 30	s	
Regeltaktfrequenz	4	Hz	
Kommandorate	4	Hz	Maximum
Drall pro Achse	0,2	Nms	Maximum

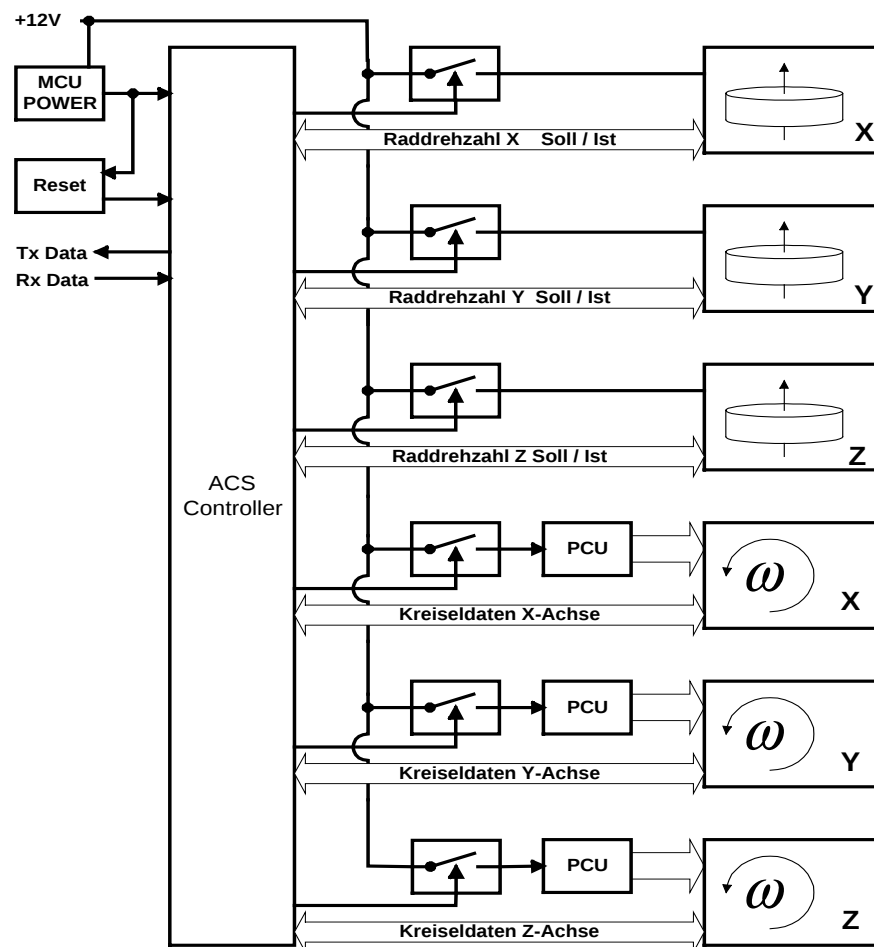
**Abbildung 2.10:** Blockdiagramm Rate Unit X-MIR-INSPECTOR [30]

Tabelle 2.7: Technische Daten des faseroptischen Kreisels MFK 4-1 [19]

Leistungsdaten	Messbereich	± 200	$^{\circ}/s$
	Rauschen	$< 0,3$	$^{\circ}/\sqrt{h}$
	Skalenfaktorfehler	$< 0,08$	%
	Bias Drift	< 3	$^{\circ}/h$
	Ausrichtungsfehler	< 1	mrad
	Initialisierungsphase	< 1	s
Mechanisches Interface	Abmessungen	$105 \times 80 \times 71$	mm^3
	Gewicht	0,6	kg
Elektrisches Interface	Versorgungsspannung	$\pm 15, +5$	V
	Leistungsaufnahme	< 5	W
Dateninterface	Schnittstelle	16 bit parallel	

Das Blockdiagramm in Abbildung 2.10 zeigt die interne Verschaltung der Rate Unit. Die Energieversorgungseinheit (MCU Power) stellt die notwendigen Spannungen für die Reaktionsräder und die Kreisel bereit und der ACS-Controller ist die zentrale Steuereinheit in diesem System. Er ist über serielle Schnittstellen mit den Reaktionsrädern und Kreiseln verbunden. Die technischen Daten der Rate Unit sind in Tabelle 2.6 dargestellt, wobei wichtige Informationen des Faserkreisels nicht enthalten sind. Aus diesem Grund werden die technischen Daten des Herstellers in Tabelle 2.7 aufgeführt.

Bei der Betrachtung der Daten des Faserkreisels MFK 4-1 sind folgende Punkte auffällig: Der Kreisel hat durch die drei unterschiedlichen Versorgungsspannungen, die von der Energieversorgungseinheit bereitgestellt werden, ein kompliziertes elektrisches Interface. Desweiteren ist das Dateninterface ein 16 Bit-Parallel-Interface. Da der ACS-Controller nur über serielle Schnittstellen verfügt, ist jeder Faserkreisel mit einem Adapter ausgerüstet, der in dem Blockdiagramm der Abbildung 2.10 nicht dargestellt ist. Die Kreiseladapter bestehen aus einer Elektronik mit einem Mikroprozessor, der im Wesentlichen nur die Aufgabe hat den parallelen in einen seriellen Datenstrom umzuwandeln. Die Komplexität eines Systems steigt jedoch mit der Anzahl der miteinander kommunizierenden Mikroprozessoren. In der Rate Unit sind damit insgesamt sieben Mikroprozessoren enthalten. Die Rate Unit ist ein hochintegriertes, kompaktes System, das zur optimalen Ausnutzung des sehr begrenzten Volumens in einem Mikrosatelliten nicht in seine Einheiten zerlegt werden kann.

2.5 Folgerungen für DLR-TUBSAT

Die Großsatelliten werden sich in den nächsten Jahren im Bereich der geometrischen und spektralen Auflösung, wie Tabelle 2.3 verdeutlicht, weiterentwickeln. Die existierenden Klein- und Mikrosatellitenprojekte streben eher das Ziel an die Großsatelliten zu ersetzen, indem sie versuchen mit geringeren Projektkosten die gleichen Auflösungen zu erreichen. Es existiert derzeit kein Projekt, das die Vorteile eines Mikrosatelliten für die dargestellten Anwendungen im Bereich der Naturkatastrophen ausnutzt.

Die Mission des Projekts X-MIR-INSPECTOR ist der Aufgabenstellung dieser Dissertation sehr ähnlich. Das Ziel des Projekts war das Auffinden möglicher Schäden der Raumstation mit Hilfe einer freifliegenden Kamera, die von einem in der Raumstation befindlichen Kosmonauten (Operator) mit Hilfe der empfangenen Videobilder gesteuert werden sollte. Bei der interaktiven Lageregelung zur Erdbeobachtung ist das Prinzip der Steuerung entsprechend, jedoch befinden sich Operator und Zielgebiet auf der Erdoberfläche. Bei beiden Missionen können die Koordinaten oder die Größe des Zieles unbekannt sein, da der Operator durch gezielte Rotationsmanöver des Satelliten die Raumstation bzw. das Zielgebiet erfasst.

Die Mission des X-MIR-INSPECTOR ist damit unmittelbar auf die Erdbeobachtung übertragbar, wobei die Anforderungen an das Raumsegment unterschiedlich sind. Der Satellit X-MIR-INSPECTOR befand sich die gesamte Zeit in der Umgebung der Raumstation und damit in ständigem Funkkontakt mit der Kontrollstation, wodurch die Akquisition der Lage nur ein einziges Mal durchgeführt werden musste. Weiterhin war die Anforderung an das Nachrichtenübertragungssystem aufgrund der geringen Entfernung und der fehlenden Atmosphäre niedrig. Bei der interaktiven Lageregelung zur Erdbeobachtung entspricht die Länge eines Einsatzes der eines Überflugs von nur maximal 15 Minuten.

3 Entwicklung des Lageregelungssystems

Für die interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung wurde ein Lageregelungssystem entwickelt, das auf die durch einen Mikrosatelliten gegebenen Rahmenbedingungen ausgelegt ist. Hierbei wurden besondere Anforderungen an den Energieverbrauch, die Masse, das Volumen und das Kommunikationsinterface gestellt, die von der existierenden Technologie nicht erfüllt wurden. In diesem Kapitel werden die an das Lageregelungssystem gestellten Anforderungen, das Konzept, die Hardware und Software detailliert erläutert.

3.1 Anforderungen

In der Diskussion des aktuellen Stands der Technik im Kapitel 2 wurde das Projekt X-MIR-INSPECTOR berücksichtigt, da dessen Mission sich mit der interaktiven Lageregelung zur Erdbeobachtung unmittelbar vergleichen lässt. Der Satellit sollte von einem Kosmonauten aus der Raumstation MIR interaktiv gesteuert werden (siehe Kapitel 2.4). Das Projekt wurde aufgrund technischer Probleme abgebrochen, so dass die Raumstation nie umflogen wurde. Aufgrund der Erfahrungen aus der Anfangsphase des Projekts basiert die Entwicklung des Lageregelungssystems auf der in Kapitel 2.4.3 beschriebenen Rate Unit, die aus drei faseroptischen Kreisel und drei Reaktionsrädern besteht.

Trotz der vergleichbaren Aufgabenstellungen sind die Anforderungen an den Satelliten unterschiedlich. Der Satellit X-MIR-INSPECTOR befand sich während seiner Betriebszeit in der Umgebung des Versorgungsschiffs PROGRESS, wodurch die Ausrichtung der Antenne für die Übertragung der Videobilder nur einziges

Tabelle 3.1: Betriebsphasen eines Überflugs zur interaktiven Lageregelung

Phase 1	Einschalten der Subsysteme
Phase 2	Inertiale Stabilisierung der Lage
Phase 3	Akquisitionsmanöver
Phase 4	Interaktive Lageregelung (Maussteuerung)
Phase 5	Ausschalten der Subsysteme

Mal nötig war. Weiterhin waren die Anforderungen an die Daten- und Bildübertragung aufgrund der kurzen Entfernung zur Raumstation gering.

Die Länge der Überflüge eines Satelliten in einer sonnensynchronen Umlaufbahn mit einer Höhe von 726 km beträgt, im Gegensatz zum X-MIR-INSPECTOR, maximal 15 min und die Entfernung zur Bodenstation bei hoher Elevation bis zu 3000 km. Dies führt bei einem Mikrosatelliten, dessen Masse, Volumen und damit die primäre Energieversorgung begrenzt ist, zu einer Reihe von Konsequenzen. Die Übertragung der Videobilder des Kamerasystems erfordert aufgrund der Entfernung, der Dämpfung durch die Atmosphäre und der großen Bandbreite des Signals eine hohe elektrische Leistung. Der gesamte Leistungsverbrauch, d.h. Lageregelungssystem, Kamerasystem und Videosender, ist damit so hoch, dass diese Subsysteme nach einem Überflug abgeschaltet werden müssen, um mehrere Einsätze des Satelliten pro Tag gewährleisten zu können. Durch das Abschalten des Lageregelungssystems ist die nominelle Lage des Mikrosatelliten eine von den Massenträgheitsmomenten abhängige Nutationsbewegung. Diese dreiaxiale Rotationsbewegung hat Vorteile, da sie eine gleichmäßige Temperatur der Struktur und eine mittlere elektrische Leistungsaufnahme über die Solargeneratoren, die fest an den Seiten eines Mikrosatelliten montiert sind, gewährleistet.

Ein einzelner Überflug zur interaktiven Lageregelung besteht aus den in Tabelle 3.1 dargestellten Phasen für die eine Zeit von maximal 15 min zur Verfügung steht. Nach dem Einschalten der erforderlichen Subsysteme (Lageregelungssystem, Kamerasystem und Videosender) wird das Lageregelungssystem für die inertielle Stabilisierung des Satelliten aus der Nutationsbewegung eingesetzt (Phase 2). Das anschließende Akquisitionsmanöver (Phase 3) richtet die Antenne des Videosenders zur Bodenstation aus und gewährleistet damit die Übertragung der Videobilder. Für die Durchführung dieses Manövers wird neben den Kreisel ein zusätzlicher Sensor benötigt. Es sind verschiedene Lösungsansätze möglich, wie

z.B. die Verwendung der Ströme der Solargeneratoren aus den Telemetriedaten des Satelliten oder ein Erdsensor in Kombination mit den Reaktionsrädern ohne Kreisel. Der Erfolg dieses Manövers ist Voraussetzung für die anschließende interaktive Lageregelung (Phase 4), die aus vielen über die Maussteuerung des Operators kommandierten Rotationsmanövern besteht. Nach Ende des Überflugs werden die Subsysteme ausgeschaltet (Phase 5) und der Satellit geht wieder in eine Nutationsbewegung über. In der folgenden Aufzählung sind die an das Lageregelungssystem gestellten Anforderungen aufgeführt:

1. Kleine Masse, geringe Abmessungen
2. Niedriger elektrischer Leistungsverbrauch
3. Elektrisches Interface +12 V und +5 V
4. Geringe Komplexität
5. Serielles Dateninterface
6. Modulare Hardware und Software
7. Hohe Agilität des Systems

Die Begrenzung der **Masse** und der **Abmessungen** eines Mikrosatelliten gelten auch für das Lageregelungssystem. Die geringen Abmessungen begrenzen nicht nur die zur Verfügung stehende primäre Leistung, sondern auch die Busspannung auf im Allgemeinen 12 V aufgrund der niedrigeren Anzahl der Solarzellen pro String. Um den Einsatz von Spannungswandlern zu vermeiden, die auch die Qualität der Busspannung verschlechtern, müssen die Aktuatoren und Sensoren nicht nur einen niedrigen **Leistungsverbrauch** haben, sondern auch über ein **elektrisches Interface** von 12 V oder 5 V verfügen.

Eine **geringe Komplexität** wird durch die Verwendung von möglichst wenigen Mikroprozessoren mit übersichtlicher Architektur erreicht, die über serielle Schnittstellen miteinander verbunden sind. Auf diese Weise können den Mikroprozessoren einzelne Aufgabenpakete zugeordnet werden, wobei die Verwendung eines einzigen Prozessors die Komplexität in die Software verlagern würde. Da Mikroprozessoren im Allgemeinen nicht über parallele Schnittstellen verfügen, sollten die Kreisel ein **serielles Dateninterface** besitzen.

Die **Modularität der Hardware** ermöglicht die optimale Ausnutzung des geringen Volumens eines Mikrosatelliten, indem die Komponenten des Lageregelungssystems einzeln integriert werden können. Die **Modularität der Software** lässt die Verwendung der Reaktionsräder als Aktuator in Verbindung mit einem zusätzlichen Sensor für das Akquisitionsmanöver zu. Dabei sollten die Reaktionsräder verschiedene Betriebsmodi, wie z.B. Stromsteuerung und Drehzahlregelung zur Verfügung stellen.

Eine **hohe Agilität** des Lageregelungssystems wird durch Verwendung einer Kombination aus drei Kreiseln und drei Reaktionsrädern, die paarweise in den drei körperfesten Achsen des Satelliten angebracht sind, erreicht. Die Reaktionsräder ermöglichen das uneingeschränkte Drehen des Satelliten um drei Achsen und die Kreisel eine von Lichtquellen (Sterne, Sonne, Erde) unabhängige Messung der Winkelgeschwindigkeit, da ein Sternsensor beispielsweise durch das Albedo der Erde geblendet werden kann. Das sehr wichtige Manöver zur inertialen Stabilisierung des Satelliten am Anfang des Überflugs ist damit zuverlässig und schnell, d.h. es ist in weniger als zehn Sekunden abgeschlossen. Auch die vom Operator in der Bodenstation kommandierten Manöver sind lediglich durch die Ausrichtung der Antenne zur Übertragung der Videobilder eingeschränkt.

Die im Kapitel 2.4.3 erläuterte Rate Unit würde die Anforderung an die Regelung der Winkelgeschwindigkeiten und der Winkel in den drei Achsen des Satelliten erfüllen. Die Masse, das Volumen, das elektrische Interface, der hohe Leistungsverbrauch, die Komplexität aufgrund der vielen Prozessoren und die fehlende Modularität führten jedoch zu einer Neuentwicklung des Lageregelungssystems.

3.2 Konzept

Nach der Definition der Anforderungen wird ein auf der Rate Unit basierendes Konzept entwickelt. Im ersten Schritt wird dazu anhand des Blockdiagramms in Abbildung 3.1 der Aufbau der Rate Unit analysiert und anschließend das neue Konzept vorgestellt.

Das Blockdiagramm der Rate Unit zeigt die einzelnen Komponenten und deren Verbindung untereinander. Der Lageregelungsrechner ist der zentrale Mikroprozessor der Rate Unit. Er ist mit den drei Reaktionsrädern und den drei faseroptischen Kreisel verbunden, wodurch dieser für die Regelung der Winkelgeschwindigkeit aller drei Achsen verantwortlich ist. Da die faseroptischen Kreisel über ein

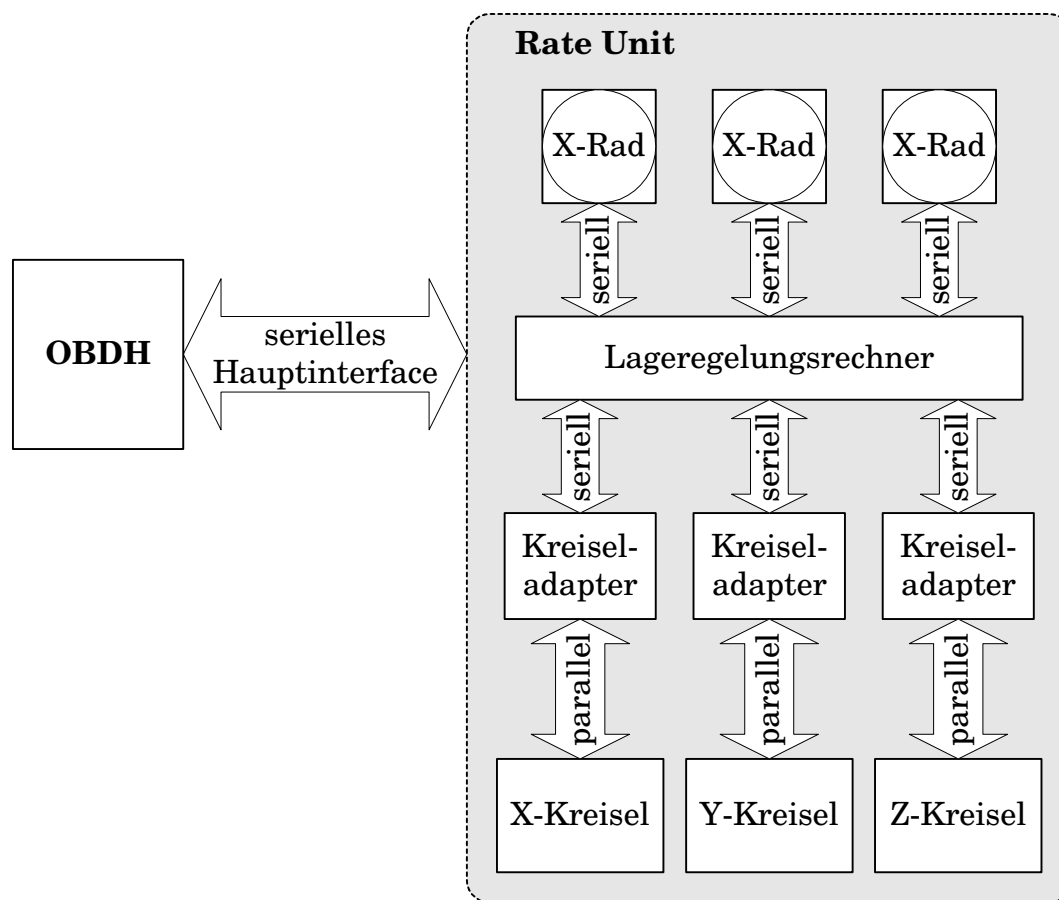


Abbildung 3.1: Aufbau der Rate Unit

paralleles Interface verfügen, existieren die aus einem Mikroprozessor bestehenden Kreiseladapter, die für die Ansteuerung des Kreisels und die Umwandlung des parallelen in einen seriellen Datenstrom verantwortlich sind. Die integrierte Wheel Drive Electronic (WDE) der Reaktionsräder beinhaltet ebenfalls einen Mikroprozessor für die Drehzahlregelung, der direkt mit dem Lageregelungsrechner der Rate Unit verbunden ist. Insgesamt sind in der Rate Unit sieben Mikroprozessoren enthalten, wobei die der Kreisel nicht mitgerechnet wurden. Das On-Board Data Handling System (OBDH) beinhaltet den zentralen Mikroprozessor des Satelliten, welcher für die Überwachung und Steuerung des Gesamtsystems verantwortlich ist.

Die Abbildung 3.2 zeigt den Aufbau des neuen Konzepts. Da die Regelung der Winkelgeschwindigkeit zwischen den Achsen unabhängig ist, wird im ersten Schritt eine Dezentralisierung der Regelung vorgenommen, d.h. die Regelkreise werden in die einzelnen körperfesten Achsen verlagert. Durch die Bildung von Rad/Kreisel-Einheiten in jeder Achse entfällt der zentrale Lageregelungsprozess.

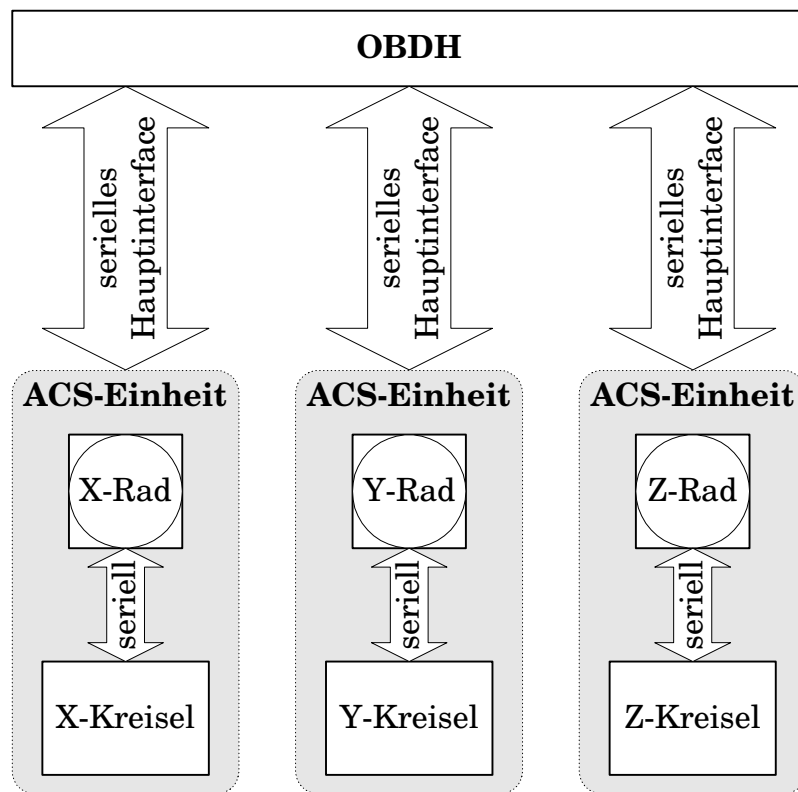


Abbildung 3.2: Aufbau des entwickelten Lageregelungssystems

sor, d.h. ein Reaktionsrad bildet mit einem Kreisel ein einachsiges Lageregelungssystem zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels. Um die Anzahl der Mikroprozessoren zu minimieren wird der faseroptische Kreisel direkt mit der seriellen Schnittstelle des Mikroprozessors der WDE verbunden und der Regelkreis in diesem implementiert. Dies setzt die Verwendung eines Kreisels mit einem seriellen Interface voraus. Die zweite serielle Schnittstelle bildet das Hauptinterface einer Rad/Kreisel-Einheit, mit der diese an das OBDH-System angeschlossen wird. Durch diese Maßnahmen wird die Anzahl der Mikroprozessoren auf drei herabgesetzt, wodurch nicht nur die Komplexität sondern auch der Leistungsverbrauch herabgesetzt wird.

In den nachfolgenden Kapiteln wird die Hardware Schritt für Schritt erläutert, d.h. in Kapitel 3.3 der gewählte faseroptische Kreisel, in Kapitel 3.4 das Reaktionsrad als Aktuator (Gerätebezeichnung RW202) und in Kapitel 3.5 das Reaktionsrad mit Kreisel als einachsiges Lageregelungssystem (Gerätebezeichnung ACS202). Anschließend wird das Softwareinterface beschrieben, das für die in Kapitel 4 erläuterte Implementierung in den Mikrosatelliten DLR-TUBSAT entscheidend ist.

3.3 Faseroptischer Kreisel als Sensor

Als Sensor wurde der faseroptische Kreisel μ FORS-6 der Firma LITEF für das Lageregelungssystem von DLR-TUBSAT ausgewählt. Er misst die Winkelgeschwindigkeit in der zu seiner Montagefläche senkrechten Achse. Die technischen Daten sind in Tabelle 3.2 dargestellt.

Beim Vergleich der technischen Daten mit denen des MFK 4-1 der Firma Bosch Telecom (siehe Tabelle 2.7) zeigen sich Verbesserungen sowohl im mechanischen und elektrischen Interface als auch Dateninterface, wie z.B. geringere Abmessungen, kleinere Masse und niedrigerer elektrischer Leistungsverbrauch bei nur einer Versorgungsspannung von 5 V. Das Dateninterface ist seriell, womit die wichtigste Anforderung für die Umsetzung des Konzepts erfüllt ist. Die Leistungsdaten des μ FORS-6 sind aufgrund der höheren Bias Drift und des stärkeren Rauschens schlechter. Die Drift des Kreisels stellt bei der interaktiven Lageregelung kein Problem dar, da diese sich in einem Wandern des Kamerabildes äußert und vom Operator über die Maussteuerung kompensiert werden kann. Das Rauschen bewirkt eine unruhige Ausrichtung des Kamerasystems auf das Zielgebiet, die jedoch aufgrund der anderen ausgezeichneten Leistungsdaten in Kauf genommen wird.

Tabelle 3.2: Technische Daten des faseroptischen Kreisels μ FORS-6 [18]

Leistungsdaten	Messbereich	max. ± 1000	$^{\circ}/s$
	Rauschen (1σ)	$< 0,6$	$^{\circ}/\sqrt{h}$
	Skalenfaktorfehler (1σ)	$< 0,2$	%
	Bias Drift	≤ 6	$^{\circ}/h$
	Ausrichtungsfehler	≤ 10	mrad
	Initialisierungsphase	< 100	ms
Mechanisches Interface	Abmessungen	$80 \times 65 \times 21$	mm^3
	Gewicht	0,15	kg
Elektrisches Interface	Versorgungsspannung	+5	V
	Leistungsaufnahme	< 2	W
Dateninterface	Schnittstelle	RS485	

3.3.1 EEPROM-Konfiguration

Der faseroptische Kreisel μ FORS-6 zeichnet sich durch ein variables Dateninterface aus, welches durch Programmierung eines internen EEPROMs konfiguriert

Tabelle 3.3: Konfigurationsparameter des Kreisel μ FORS-6

Parameter	Einstellung
Betriebsmodus	Hardware Trigger Impuls
Schnittstelle	asynchron, 8 O 1
Übertragungsrate	76800 Baud
Nutzdatenbreite	16 Bit
Meßbereich	± 8 deg
Datentyp	Winkelinkremente

werden kann. Der Kreisel wurde für die Anwendung nach den in der Tabelle 3.3 enthaltenen Parametern konfiguriert.

In dem gewählten Betriebsmodus (Hardware Trigger Impuls) wird der Kreisel durch ein Triggersignal extern getaktet, wodurch das Messintervall ohne Veränderung der Konfiguration variiert werden kann. Der Kreisel überträgt nach dem Triggersignal mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 76800 Baud das 16 Bit-Winkelinkrement und andere Informationen über die asynchrone Schnittstelle (8 Datenbits, Parity Odd, 1 Stopbit). Dieses Winkelinkrement ist als Winkel bezogen auf das Messintervall zu verstehen. Bei der gewählten Nutzdatenbreite von 16 Bit und dem Meßbereich von ± 8 deg ergibt sich die Auflösung Γ nach Gleichung 3.1.

$$\begin{aligned}
 \Gamma &= \frac{16}{65536} = \frac{1}{4096} \frac{\text{deg}}{\text{Bit}} \\
 &= 0,244 \cdot 10^{-3} \frac{\text{deg}}{\text{Bit}}
 \end{aligned}
 \tag{3.1}$$

3.3.2 Interfacebeschreibung und Betrieb

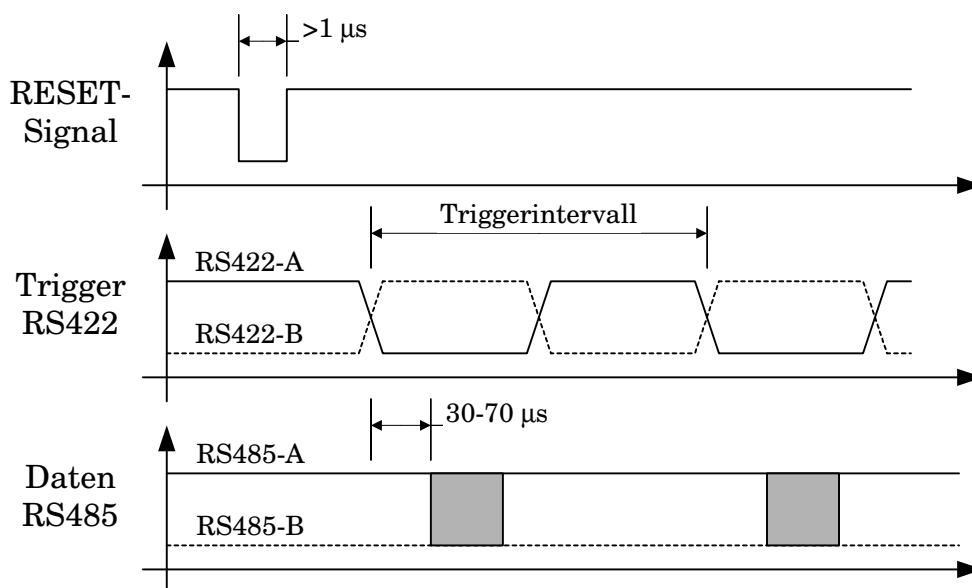
Der Kreisel verfügt über einen 26-poligen Stecker (DIN 41651, Serie 511). In Tabelle 3.4 sind die für den gewählten Betriebsmodus (Hardware Trigger Impuls) nötigen Pins mit ihrer Bedeutung dargestellt.

Die Abbildung 3.3 zeigt das Zeitverhalten bei Auslesen des Kreisel. Durch das Reset-Signal wird der Kreisel nach dem Einschalten initialisiert. Die Daten können danach in einem zu definierenden Messintervall durch das Triggersignal angefordert werden. Der Datenblock wird mit einer kurzen Zeitverzögerung von 30-70 μ s übertragen. Bei der gewählten Nutzdatenbreite besteht der Block aus vier Bytes, wobei die ersten zwei als 16 Bit-Winkelinkrement, das dritte als Statusbyte und das

Tabelle 3.4: Pinbelegung μ FORS-6 im Betriebsmodus Hardware Trigger Impuls

Pin	Signal	Bedeutung
1	+5 V	Spannungsversorgung
2	RS485 TxB	Datenausgang Kanal B
3	GND	Masse
6	RS422 A	Trigger Input Kanal A
7	GND	Masse
8	RS422 B	Trigger Input Kanal B
15	RS485 TxA	Datenausgang Kanal A
25	RESET	Reset-Signal

vierte als Schecksumme zu interpretieren sind. Das Statusbyte gibt den aktuellen Betriebszustand an, wobei das sechste Fehlerbit einen Überlauf des Messbereichs anzeigt. Durch den begrenzten Meßbereich des Kreisels hat dieses Fehlerbit die größte Bedeutung während des Betriebs. Wenn das Triggerintervall zu groß gewählt wird, entsteht ein durch das Bit angezeigter Überlauf der internen Register.

**Abbildung 3.3:** Zeitverhalten μ FORS-6

3.4 Reaktionsrad als Aktuator

In diesem Kapitel wird das Reaktionsrad RW202 als Aktuator des Lageregelungssystems erläutert, dabei wird auf die Mechanik, Elektronik und Betriebsmodi eingegangen. Nach Inbetriebnahme des Systems mit angeschlossenem Kreisel stehen Betriebsmodi zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels in einer Achse des Satelliten zur Verfügung, in denen die Stellgrößen des Reaktionsrads von einem in dem Mikroprozessor laufenden Regelkreis vorgegeben werden (siehe Kapitel 3.5). Aufgrund der Modularität der Software verfügt das Reaktionsrad über von dem Kreisel unabhängige Betriebsmodi, in denen die Stellgrößen (Strom, Drehzahl, Moment) direkt kommandiert werden können. Dies erlaubt z.B. den Einsatz der Reaktionsräder in Kombination mit anderen Sensoren für das Akquisitionsmanöver oder das Speichern des Dralls des Satelliten durch Aktivierung des Drehzahlregelkreises.

Das Reaktionsrad ist der Aktuator des Lageregelungssystems. Durch Beschleunigung der Schwungscheibe entsteht ein Reaktionsmoment in der zu seiner Montagefläche senkrechten Achse. Die technischen Daten des entwickelten Reaktionsrads sind in Tabelle 3.5 dargestellt.

Das Reaktionsrad besteht im Wesentlichen aus einem bürstenlosen Gleichstrommotor mit einer Schwungscheibe, einer Elektronik zur Steuerung des Motors (WDE) und einem Gehäuse in das diese Komponenten montiert sind.

Tabelle 3.5: Technische Daten des Reaktionsrads RW202

Betriebsmodus	Stromsteuerung Drehzahlregelung Momentenregelung	Strom	mA
		Drehzahl Moment	U/min mNm
Leistungsdaten	Moment (Null Drehzahl)	0,024	Nm
	Drall (max.)	0,24	Nms
	Genauigkeit ($\geq \pm 100$ U/min)	$\pm 0,2$	U/min
	Betriebsbereitschaft	2	s
Mechanisches Interface	Abmessungen	80×80×70	mm ³
	Gewicht	< 1	kg
Elektrisches Interface	Spannung des Motors	+12	V
	Spannung der WDE	+5	V
	Leistung (steady state)	< 1	W
	Leistung (max.)	< 15	W
Dateninterface	Hauptschnittstelle	RS485	
	Kreiselschnittstelle	RS422	

Tabelle 3.6: Technische Daten des Motors (2444 048B) und der Schwungscheibe [17]

Anzahl der Phasen	3
Anzahl der Hallsensoren	3
Phasenwiderstand R_P	8,4 Ω
Generator-Spannungskonstante K_G	$2,1 \cdot 10^{-3}$ V min/U
Drehmomentkonstante K_M	$20,1 \cdot 10^{-3}$ Nm
Rotorträgheitsmoment I_{Rotor}	$6,3 \cdot 10^{-7}$ kgm ²
Masse der Schwungscheibe m_R	0,546 kg
Massenträgheitsmoment I_R	$4,266 \cdot 10^{-4}$ kgm ²

3.4.1 Motor und Schwungscheibe

Der verwendete Motor der Firma Faulhaber ist ein bürstenloser Gleichstrommotor. Er besteht hauptsächlich aus einem Permanentmagneten als Rotor und einer schräg gewickelten dreiphasigen Spule. Die Kommutierungssignale werden von einer integrierten Elektronik mit drei Hallsensoren erzeugt, die auch zur Drehzahlmessung verwendet werden. Die Abbildung A.2 in Kapitel A zeigt eine Explosionsdarstellung des Motors. Die Schwungscheibe besteht aus Messing und wird über eine Gleitpassung mit drei radial angeordneten Schrauben an der Welle des Motors befestigt. Mit Hilfe der Software AUTOCAD wurde das Massenträgheitsmoment der Schwungscheibe I_R berechnet.

Das Drehmoment des Motors zur Beschleunigung der Schwungscheibe ist proportional zum fließenden Strom, wobei der Proportionalitätsfaktor die Motorkonstante K_M ist. Durch die Drehung des Rotors mit seinem Permanentmagneten in der Spule wird gleichzeitig eine Spannung induziert, deren Größe über die Generatorkonstante K_G proportional zur Drehgeschwindigkeit ist und dem fließenden Strom entgegen wirkt. Die technischen Daten des Motors sind in Tabelle 3.6 dargestellt.

3.4.2 Elektronik

Die in der Fachliteratur oft als Wheel Drive Electronic (WDE) bezeichnete Elektronik eines Reaktionsrads ist die zentrale Steuer- und Messeinheit. Bei der Entwicklung der Schaltung wurden hochintegrierte Bauelemente gewählt, um die Platine im Gehäuse integrieren zu können. Die einzelnen Module der Elektronik sind in der Abbildung 3.4 als Blockdiagramm dargestellt. Sie besteht im Wesent-

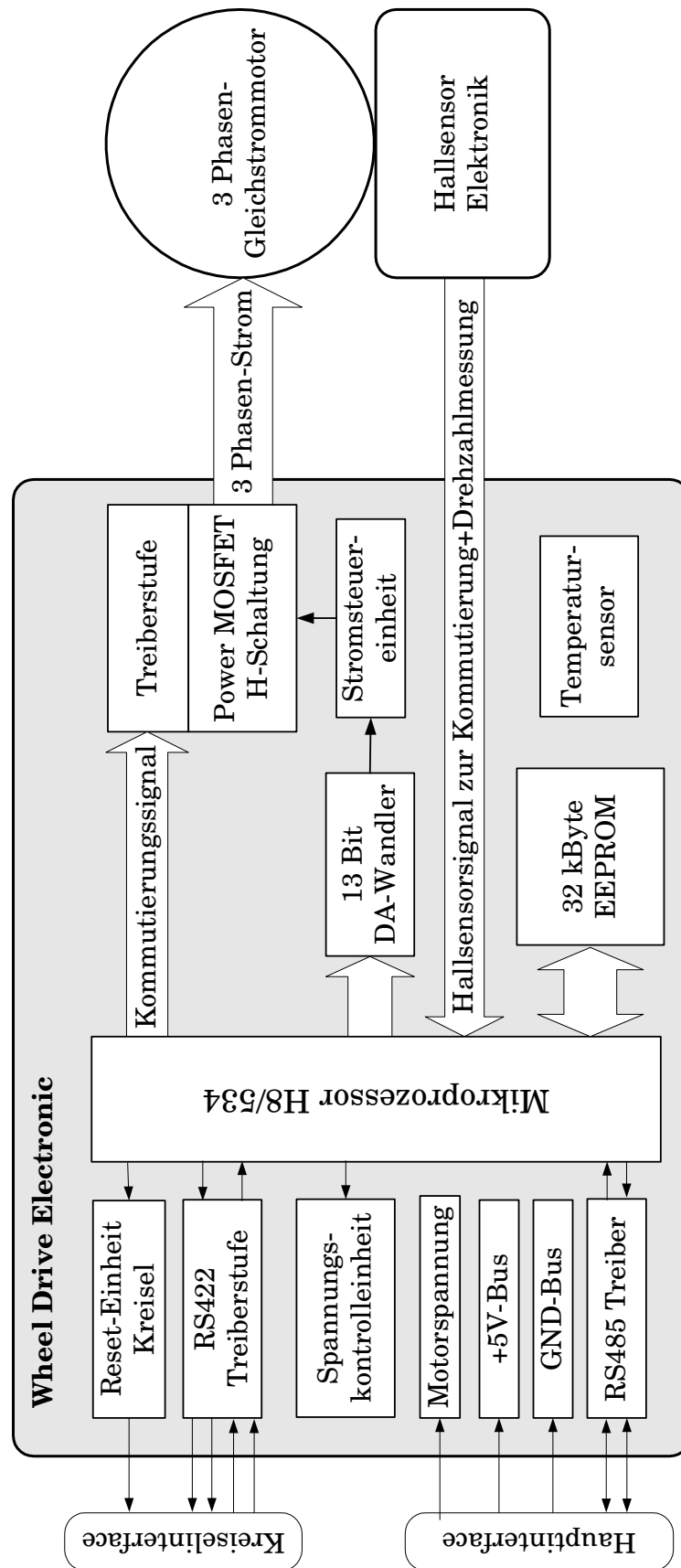


Abbildung 3.4: Blockdiagramm der Wheel Drive Electronic (WDE) mit Motor

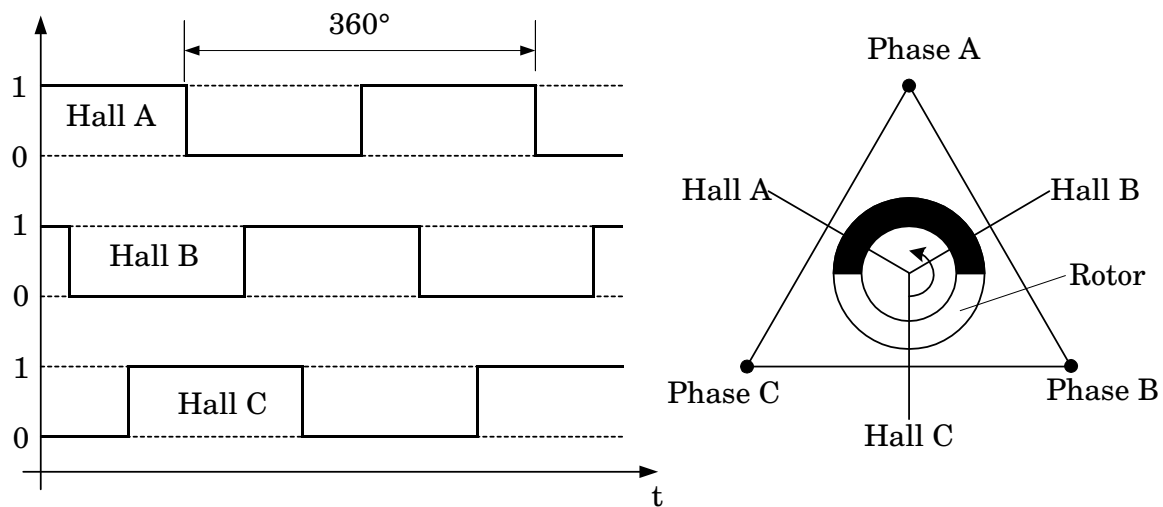


Abbildung 3.5: Links: Hallsensorsignale über der Zeit. Rechts: Schaltbild des Motors mit Rotor, Spule und Hallsensoren

lichen aus dem Mikroprozessor mit externem EEPROM, der Stromsteuereinheit und der H-Schaltung. Der Mikroprozessor verfügt über zwei serielle Schnittstellen, von denen die Zweite für das Anschließen des Faserkreises verwendet wird. Die erste serielle Schnittstelle bildet das Hauptinterface, über die das Reaktionsrad bzw. die Rad/Kreisel-Einheit an einen zentralen Prozessor des Satelliten angeschlossen wird. Das externe EEPROM ermöglicht eine gerätespezifische Konfiguration nach der Endmontage (siehe Kapitel 3.7).

Die Kommutierung des Motors erfolgt elektronisch. Der Mikroprozessor wertet dazu die drei Hallsensorsignale aus und schaltet über die H-Schaltung die dreiphasige Spule des Motors. Durch Verwendung eines Hallsensorsignals wird die aktuelle Drehgeschwindigkeit gemessen. Die Stromsteuereinheit begrenzt den durch die Spule fließenden Strom. Die Abbildung 3.5 links zeigt die Hallsensorsignale über der Zeit und 3.5 rechts das Schaltbild des Motors mit Rotor, Spule und Hallsensoren. Bei konstanter Drehzahl entsteht ein Rechtecksignal mit gleichbleibender Frequenz, dessen Flanken den Zeitpunkt zur Kommutierung anzeigen und zur Drehzahlmessung verwendet werden.

3.4.2.1 Stromsteuereinheit

Die Stromsteuereinheit ist eine Stromquellenschaltung für hohe Ausgangsströme [5], die in Abbildung 3.6 als Blockdiagramm dargestellt ist. Die Schaltung besteht aus einem Digital/Analog-Wandler, einem Tiefpass, einem N-Kanal-Feldeffekttransistor (N-FET) und einem niederohmigen Meßwiderstand R_M . Der DA-

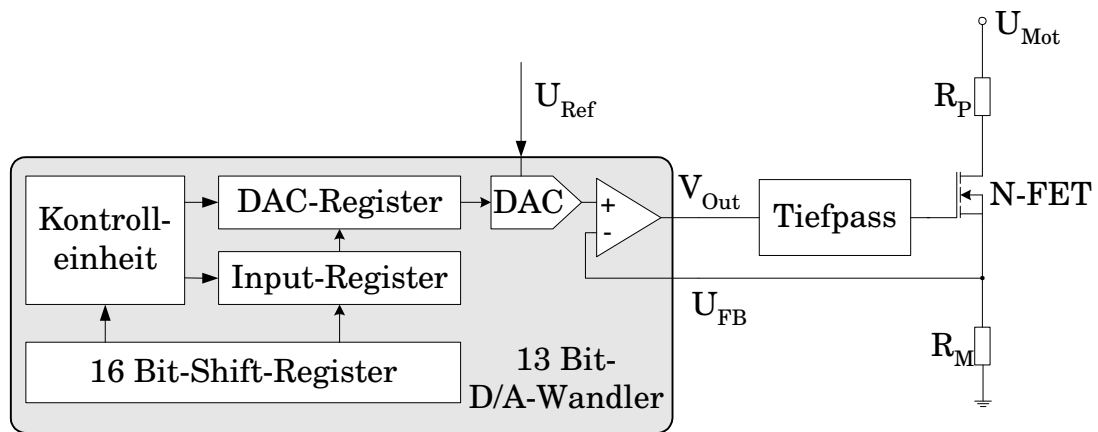


Abbildung 3.6: Blockschaltbild der Stromsteuerschaltung

Wandler verfügt über eine Auflösung von 13 Bit und wird über ein industrielles Standardinterface (Microwire Interface) von dem Mikroprozessor angesteuert. Der Ausgang des DA-Wandlers V_{Out} ist über einen Tiefpass mit dem Gate des N-FETs verbunden und steuert den Innenwiderstand des N-FETs in Abhängigkeit von der an dem Meßwiderstand R_M abfallenden Spannung U_{FB} . Die Abbildung 3.7 zeigt das zeitliche Verhalten der Stromsteuerschaltung. In dem Diagramm ist bei Kommandierung eines Stroms von 10 mA die an dem Meßwiderstand R_M abfallende Spannung U_{FB} über der Zeit dargestellt.

Bei einem gegebenen Phasenwiderstand R_P von $8,4 \, \Omega$ und einer nominellen Motorspannung U_{Mot} von 12 V ergibt sich der theoretische maximale Strom I_{max} von 1,4 A. Durch die über einen Spannungsteiler definierte Referenzspannung U_{Ref}

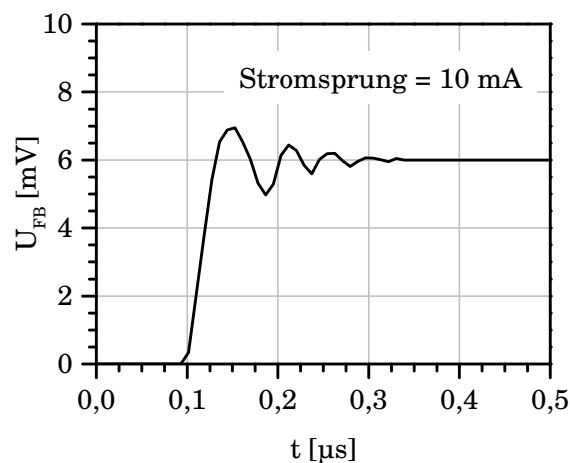


Abbildung 3.7: Zeitliches Verhalten der Stromsteuerschaltung bei Kommandierung eines Stroms von 10 mA durch Darstellung der an dem Meßwiderstand R_M abfallenden Spannung U_{FB} über der Zeit t

von 688 mV und dem gewählten Meßwiderstand R_M von $0,56 \Omega$ ist I_{max} auf 1,22 A begrenzt. Das maximale Moment M_{max} , unter Vernachlässigung der Störmomente, beträgt somit 24,8 mNm.

$$I_{max} = \frac{U_{Ref}}{R_M} = \frac{0,688 \text{ V}}{0,56 \Omega} = 1,22 \text{ A} \quad (3.2)$$

$$M_{max} = K_M \cdot I_{max} = 24,8 \text{ mNm} \quad (3.3)$$

Durch die gegebene Auflösung des DA-Wandlers von 13 Bit ergibt sich eine Auflösung der Stromsteuerung von 0,15 mA. Bei einem gegebenen Eingangswert DAC des DA-Wandlers im Intervall von $[0; 8191]$ berechnet sich der von der Schaltung gesteuerte Strom nach Gleichung 3.4.

$$I = \frac{U_{Ref}}{R_M \cdot 8191} \cdot DAC = \frac{0,688 \text{ V}}{0,56 \Omega \cdot 8191} \cdot DAC \quad (3.4)$$

3.4.2.2 Drehzahlmessung

Die Drehzahlmessung erfolgt mit einem Hallsensorsignal und einem auf 32 Bit erweiterten Timer des Mikroprozessors HITACHI H8/534 der WDE. Der Timer hat bei dem gewählten Quarz eine Auflösung von 400 ns und wird durch eine fallende Flanke des Hallsensorsignals getriggert. Um das Messintervall und später auch das Regelintervall über den gesamten Drehzahlbereich ungefähr konstant zu halten, legt ein weiterer Timer den Zeitpunkt zur Drehzahlmessung und damit auch zur Drehzahlregelung fest. Bei großen Drehzahlen wird zusätzlich die Anzahl der Umdrehungen gemessen. Das Mess- und Regelintervall beträgt 200 ms. Bei Drehzahlen unter 300 U/min kann dieses Intervall nicht eingehalten werden, da für eine volle Umdrehung mehr als 200 ms benötigt werden. Diese Vorgehensweise bringt bei der Auslegung des Drehzahlregelkreises Vorteile.

Für die Berechnung und Regelung der Drehzahl werden 32 Bit-Gleitkommaroutinen (Single-Precision) verwendet. Diese ermöglichen die Berechnung der Drehzahl n in der Einheit U/min mit Hilfe der Gleichung 3.5, in der $Count$ der Stand des Timers mit der Einheit 400 ns und N die Anzahl der Umdrehungen ist.

$$n = \frac{150 \cdot 10^6}{Count} \cdot N \quad [\text{U/min}] \quad (3.5)$$

Bei der Betrachtung der Drehzahlgenauigkeit ist zu berücksichtigen, dass die fallende Flanke des Hallsensorsignals mit dem Zähltakt des Timers zusammen-

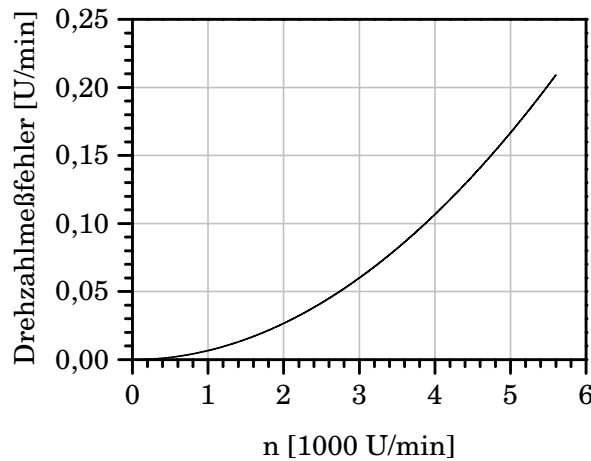


Abbildung 3.8: Drehzahlmessfehler in Abhängigkeit der Drehzahl n

fällt. Die Drehzahlmessung würde dadurch mit einem Fehler behaftet sein, der der Auflösung des Timers von 400 ns entspricht. Durch die über den Drehzahlbereich konstante Auflösung des Timers nimmt die Drehzahlgenauigkeit mit zunehmender Drehzahl ab. Die Abbildung 3.8 stellt den Messfehler über der Drehzahl dar. Die gemessene Drehzahl kann durch ein entsprechendes Telemetriekommando abgefragt werden. Es ist zu beachten, dass der Mikroprozessor der WDE eine Drehzahl nicht zweimal überträgt. Bei geringeren Drehzahlen führt dies zu niedrigeren Übertragungsfrequenzen von bis zu 2 Hz.

3.4.2.3 Blockschaltbild der Wheel Drive Electronic (WDE) mit Motor

Das Blockschaltbild der WDE mit Motor besteht aus dem Steller und der Strecke (siehe Abbildung 3.9). Der Steller entspricht der in Abbildung 3.6 dargestellten Stromsteuerschaltung der WDE und die Strecke der Charakteristik des Motors. Das Eingangssignal des Stellers entspricht dem des 13 Bit-DA-Wandlers DAC im Intervall $[0; 8191]$. Dieser erzeugt bei der Referenzspannung U_{Ref} eine Ausgangsspannung U_{DAC} , die mit dem Kehrwert des Messwiderstandes R_M den Strom I ergibt. Dieser Strom ist das Ausgangssignal des Stellers und das Eingangssignal der Strecke. Unter Berücksichtigung der Reibungsmomente M_{Reib} lässt sich das Moment M_R , mit dem die Schwungscheibe beschleunigt wird, über die Motor-konstante K_M berechnen. Die Reibungsmomente setzen sich aus Lagerreibung, Luftreibung und magnetischen Verlusten zusammen. Bei einer Drehzahl n_{Ist} wird die Generatorspannung U_G induziert, die das durch die Motorbetriebsspannung U_{Mot} zur Verfügung stehende Potential und über den Kehrwert des Phasenwiderstands R_P den fließenden Strom auf I_{max} begrenzt.

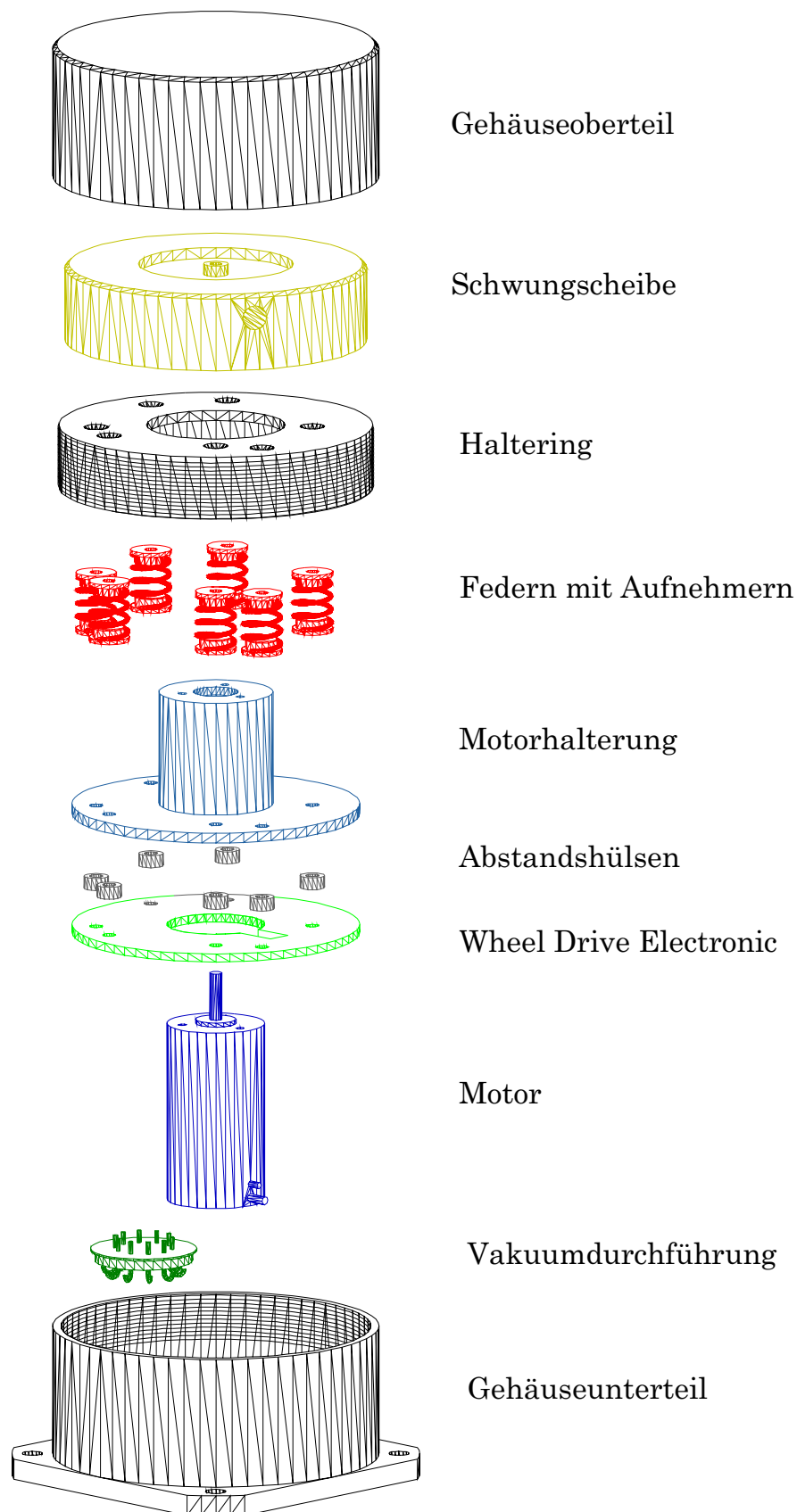


Abbildung 3.10: Explosionsdarstellung des Reaktionsrads RW202

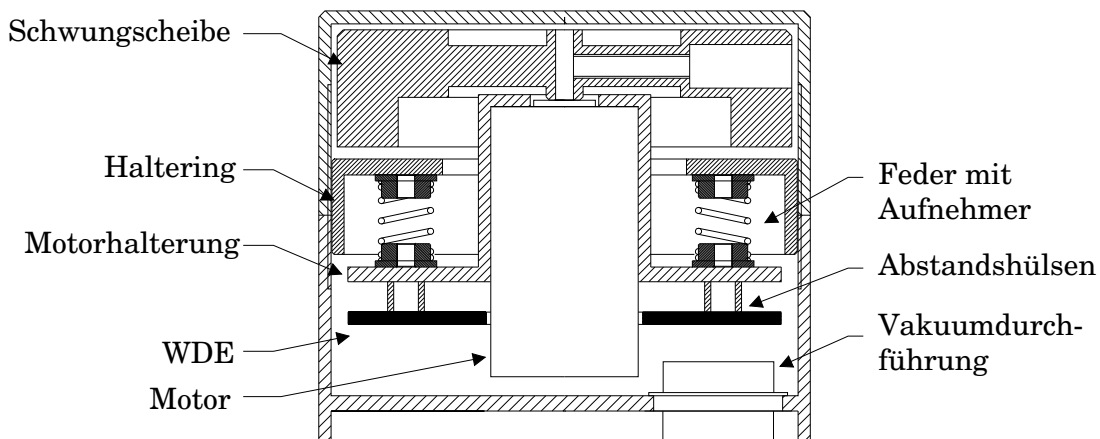


Abbildung 3.11: Schnittzeichnung des Reaktionsrads RW202 im montierten Zustand (WDE = Wheel Drive Electronic)

quenzen hat, und dessen zugeführte Energie durch Klappen abgebaut wird [30]. Der Motor und die Elektronik sind dazu über Abstandshülsen an der Motorhalterung montiert, die über sieben Spiralfedern mit definierter Federsteifigkeit am Haltering befestigt ist. Über das Gewinde des Halterings wird die Höhe der Schwungscheibe im Gehäuse justiert und gleichzeitig ist er das Verbindungselement von Gehäuseunterteil und -oberteil. Der Abstand zwischen Schwungscheibe und Gehäuseoberteil muss 1 mm betragen. Bei der Endmontage wird dieser in den beiden Gehäuseteilen verklebt, um die Vakuumfestigkeit zu gewährleisten. Die Abbildung 3.11 verdeutlicht den Aufbau durch eine Schnittzeichnung des Reaktionsrads im montierten Zustand.

Die Funktion der Federaufhängung wurde durch eine Schwingungsbelastung mit ARIANE-Level vor dem Start des Mikrosatelliten DLR-TUBSAT getestet. Die Körperschallspektren wurden dazu vor und nach dem Test aufgenommen und miteinander verglichen [30].

3.4.4 Betriebsmodi

Das Reaktionsrad stellt ohne angeschlossenen Kreisel die in Tabelle 3.7 unterschiedlichen Betriebsmodi zur Verfügung, welche über verschiedene Telekommandos ausgewählt werden können. In den Telekommandos ist ein Parameter enthalten, der dem Stell- oder Sollwert entspricht und von dem Betriebsmodus abhängig ist. Der Betriebsmodus wird durch das jeweilige Telekommando automatisch umgeschaltet.

Tabelle 3.7: Betriebsmodi des Reaktionsrads RW202

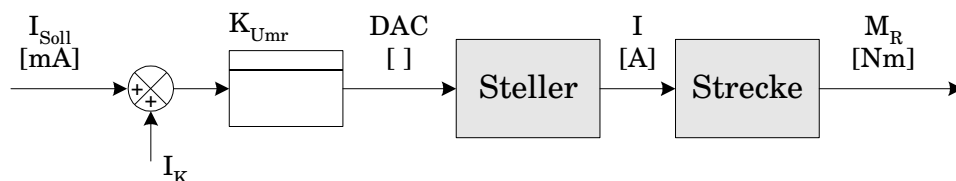
Betriebsmodus	Stellwert	Einheit	Kommando
Stromsteuerung	I_{Soll}	mA	\$D1
Drehzahlregelung	n_{Soll}	U/min	\$D2
Momentenregelung	M_{Soll}	mNm	\$D3

3.4.4.1 Stromsteuerung

In dem Betriebsmodus *Stromsteuerung* wird ein Strom I_{Soll} als Stellwert vorgegeben, der von der Stromsteuerung der WDE eingestellt wird (siehe Abbildung 3.12). Dieser Strom wird als 32 Bit-Gleitkommazahl übertragen und mit dem Umrechnungsfaktor K_{Umr} in den DA-Wandlerwert DAC umgerechnet, der das Eingangssignal des Stellers ist. Die Genauigkeit der Stromschaltung hängt von den Toleranzen der Bauteile ab. Sowohl der Widerstandsteiler zur Generierung der Referenzspannung als auch der Meßwiderstand haben nach Herstellerangaben eine Toleranz von bis zu einem Prozent. Um die gesamte Schaltung nach der Fertigung der WDE justieren zu können, sind Korrekturfaktoren im EEPROM gespeichert. Der multiplikative Faktor entspricht dem Umrechnungsfaktor K_{Umr} und der additive Korrekturwert ist I_K . Der Standardwert von I_K ist null, der des Umrechnungsfaktors wird nach Gleichung 3.6 berechnet.

$$\begin{aligned}
 DAC &= K_{Umr} \cdot (I_{Soll} + I_K) \\
 &= \frac{8191}{0,688 \text{ V}} 0,56 \Omega \cdot (I_{Soll} + I_K)
 \end{aligned}
 \tag{3.6}$$

Zur Justierung der Stromschaltung werden die Korrekturfaktoren in der Weise verändert, dass der kommandierte mit dem gemessenen Strom übereinstimmt. Die Justierung sollte bei nicht laufendem Motor durchgeführt werden, um eine Verfälschung durch den Generatoreffekt zu vermeiden.

**Abbildung 3.12:** Blockschaltbild der Stromsteuerung

3.4.4.2 Drehzahlregelung

In dem Betriebsmodus *Drehzahlregelung* wird die Drehzahl n_{Soll} geregelt. Das Telekommando \$D2 schaltet den Betriebsmodus um, aktiviert den in Abbildung 3.13 dargestellten Regelkreis und gibt dem Regler die neue Drehzahl als Sollwert vor. Der Drehzahlregler besteht aus einer Parallelschaltung von Proportionalregler mit dem Verstärkungsfaktor K_P und einem Integrator mit den Faktoren K_M und K_I . Die Drehzahlregelung erfolgt im selben Zeitintervall von 200 ms wie die Drehzahlmessung (siehe Kapitel 3.4.2.2). Bei Drehzahlen kleiner 300 U/min wird das Mess- und Regelintervall größer und damit werden die Eigenschaften des Regelkreises schlechter. Da dieser Betriebsmodus nicht der Schwerpunkt dieser Entwicklung war, wurde die Regelung sehr kleiner Drehzahlen nicht optimiert. Die WDE ignoriert Sollwerte im Bereich von -100 bis 100 U/min, da der Regelkreis diese Drehzahlen nicht den Anforderungen entsprechend regeln könnte.

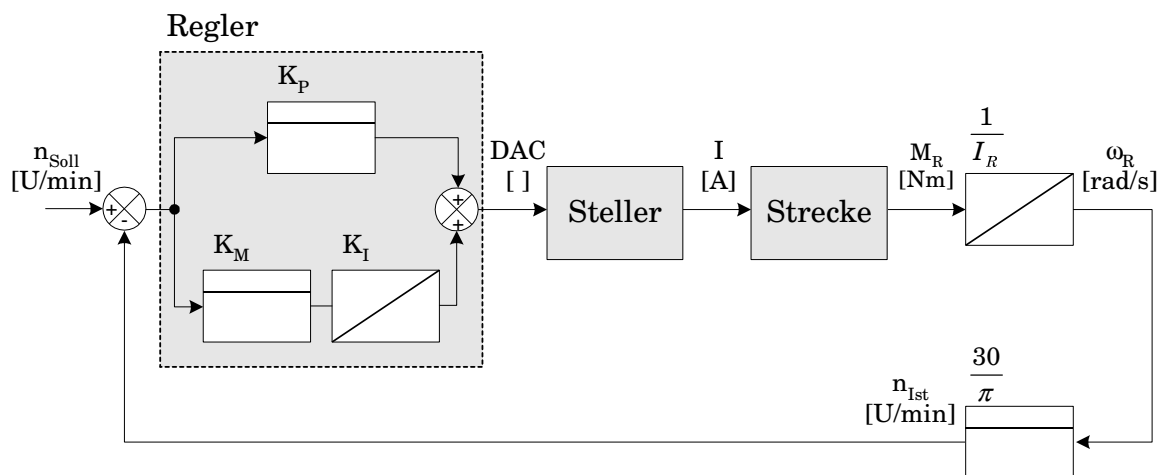


Abbildung 3.13: Blockschaltbild der Drehzahlregelung

3.4.4.3 Momentenregelung

In dem Betriebsmodus *Momentenregelung* wird das Moment M_{Soll} durch eine definierte Erhöhung der Drehzahl in gleichen Zeitintervallen generiert. Das Telekommando \$D3 schaltet den Betriebsmodus um, aktiviert den Regelkreis zur Regelung der Drehzahl und gibt dem Drehzahlregler die aktuelle Drehzahl als Sollwert vor. Durch einen Timer wird der Sollwert in einem Zeitintervall von 200 ms durch eine Deltadrehzahl verändert. Die Deltadrehzahl Δn hängt von dem Zeitintervall Δt und dem Massenträgheitsmoment I_R ab. Die Gleichung 3.7 stellt den Zusammenhang zwischen dem kommandierten Moment M_{Soll} und der Deltadrehzahl Δn dar.

$$\begin{aligned}\Delta n &= \left(\frac{\Delta t}{I_R} \frac{60}{2\pi} \right) \cdot M_{Soll} \\ &= \left(\frac{0,2 \text{ s}}{4,26638 \cdot 10^{-4} \text{ kgm}^2} \frac{30}{\pi} \right) \cdot M_{Soll} \quad [\text{U/min}]\end{aligned}\tag{3.7}$$

Durch Veränderung der Solldrehzahl in Abständen von 200 ms um Δn wird das Sollmoment durch eine Treppenfunktion angenähert. Je größer das Sollmoment, desto schlechter die Annäherung.

3.5 Reaktionsrad und faseroptischer Kreisel als Lageregelungssystem

Das einachsige Lageregelungssystem ACS202, das aus dem Reaktionsrad RW202 und dem faseroptischen Kreisel μ FORS-6 der Firma LITEF besteht (siehe Abbildung 3.14), wird in diesem Kapitel erläutert. Der Kreisel muss zum Zeitpunkt der Inbetriebnahme des Systems über die erforderlichen Leitungen an das Kreiselinterface der WDE und an der Versorgungsspannung angeschlossen sein. Der Mikroprozessor der WDE überprüft durch zweimalige Abfrage des Kreiselinterfaces ob ein Kreisel angeschlossen und betriebsbereit ist. Im positiven Fall wird der Kreisel fortlaufend in dem definierten Zeitintervall ausgelesen, andernfalls wird das Kreiselinterface der WDE deaktiviert (Hardware und Software) und es stehen nur die in Kapitel 3.4.4 beschriebenen Betriebsmodi zur Verfügung, d.h. Stromsteuerung, Drehzahlregelung und Momentenregelung.

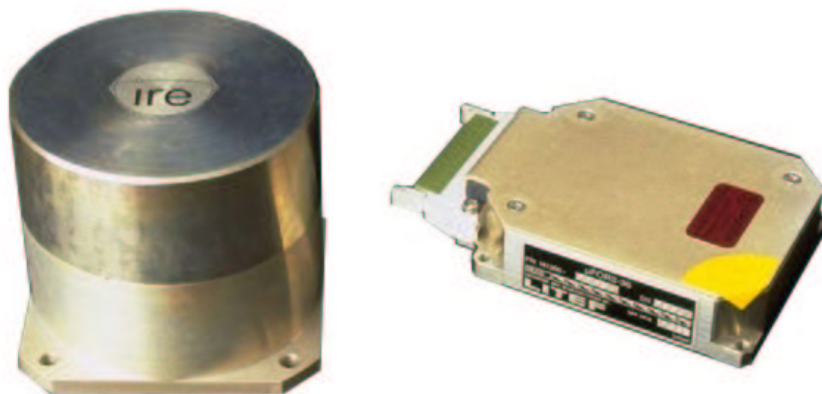


Abbildung 3.14: Reaktionsrad und faseroptischer Kreisel als einachsiges Lageregelungssystem (ACS202)

3.5.1 Kreiseltelemetrie

Der Mikroprozessor der WDE liest in einem gleichmäßigen Zeitintervall die Daten des Kreisels aus und berechnet die Kreiseltelemetrie, die in den Telemetriedaten der Rad/Kreisel-Einheit enthalten sind. Sie besteht aus einer Winkelgeschwindigkeit, einem vom Mikroprozessor der WDE aufintegrierten Winkel und Statusinformationen des Kreisels. Die Winkelgeschwindigkeit wird aus dem 16 Bit-Winkelincrement des Kreisels und dem aktuellen Ausleseintervall Δt berechnet. Dazu wird

das Inkrement unter Berücksichtigung des Vorzeichens in die Gleitkommazahl $\Delta\alpha$ umgewandelt und anschließend nach Gleichung 3.8 die Winkelgeschwindigkeit ω_{Ist} berechnet. Das nominelle Ausleseintervall beträgt 256 ms und kann durch ein Telekommando verändert werden. Es ist jedoch zu beachten, dass es bei einer Vergrößerung des Ausleseintervalls aufgrund des begrenzten Messbereichs zu einem Überlauf der internen Register kommen kann (siehe Kapitel 3.3.2).

$$\omega_{Ist} = \frac{\Delta\alpha}{4096 \Delta t} \quad [\text{deg/s}] \quad (3.8)$$

Der Winkel α_{Ist} wird durch Aufsummierung der Winkelinkremente berechnet. Dieser Winkel wird bei Inbetriebnahme des Systems, durch das Kommandieren eines Schwenkmanövers oder durch den Wechsel in einen Betriebsmodus des Reaktionsrads zu null gesetzt.

$$\alpha_{Ist} = \alpha_{Ist} + \frac{\Delta\alpha}{4096} \quad [\text{deg}] \quad (3.9)$$

Auch an dieser Stelle werden die bereits für die Berechnung der Raddrehzahl verwendeten 32 Bit-Gleitkommaroutinen verwendet. Die Statusinformationen des Kreisels sind in dem Statusbyte des Kreisels enthalten.

3.5.2 Betriebsmodi

Das Reaktionsrad mit angeschlossenem Kiesel stellt die in der Tabelle 3.8 dargestellten Betriebsmodi zur Verfügung, die durch die verschiedenen Telekommandos ausgewählt werden. Neben den neuen Betriebsmodi zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels des Satelliten, stehen auch die dem Reaktionsrad spezifischen Modi zur Verfügung. In dem Telekommando ist ein Parameter enthalten, der dem Stell- oder Sollwert entspricht und von dem Betriebsmodus ab-

Tabelle 3.8: Betriebsmodi der Rad/Kiesel-Einheit ACS202

Betriebsmodus	Stellwert	Einheit	Kommando
Winkelgeschwindigkeitsregelung	ω_{Soll}	deg/s	\$A1
Winkelregelung	α_{Soll}	deg	\$A2
Stromsteuerung	I_{Soll}	mA	\$D1
Drehzahlregelung	n_{Soll}	U/min	\$D2
Momentenregelung	M_{Soll}	mNm	\$D3

hängig ist. Der Betriebsmodus wird durch das jeweilige Telekommando automatisch umgeschaltet. Das Kommandieren eines Stroms, einer Drehzahl oder eines Moments führt zur Deaktivierung des Kreiselinterfaces und damit zur Löschung des aufintegrierten Winkels.

3.5.2.1 Regelung der Winkelgeschwindigkeit

Der Betriebsmodus zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit in einer Achse des Satelliten ist grundlegend für die interaktive Lageregelung, da das Kamerasystem durch über die Maussteuerung kommandierte Winkelgeschwindigkeiten ausgerichtet wird. Weiterhin wird der Betriebsmodus für die inertielle Stabilisierung des Satelliten aus der Nutationsbewegung am Anfang des Überflugs eingesetzt.

Das Telekommando \$A1 schaltet den Betriebsmodus um, aktiviert den in Abbildung 3.15 dargestellten Regelkreis und gibt dem Regler die neue Winkelgeschwindigkeit ω_{Soll} als Sollwert vor. Der Regler besteht aus einer Parallelschaltung von Proportionalregler mit dem Faktor K_P und einem Integrator mit K_I . Das Regelintervall entspricht dem Ausleseintervall Δt von 256 ms und der Standardwert des Verstärkungsfaktors K_P beträgt 10000 s deg^{-1} . Der Verstärkungsfaktor K_I ist gleich null, um damit die Eigenschaften des Regelkreises für die interaktive Lageregelung zu optimieren, denn ein Integrator würde die Steuerung des Satelliten durch seine schwingenden Eigenschaften deutlich erschweren. Durch den fehlenden Integrator entsteht aufgrund der Störmomente eine bleibende Regelabwei-

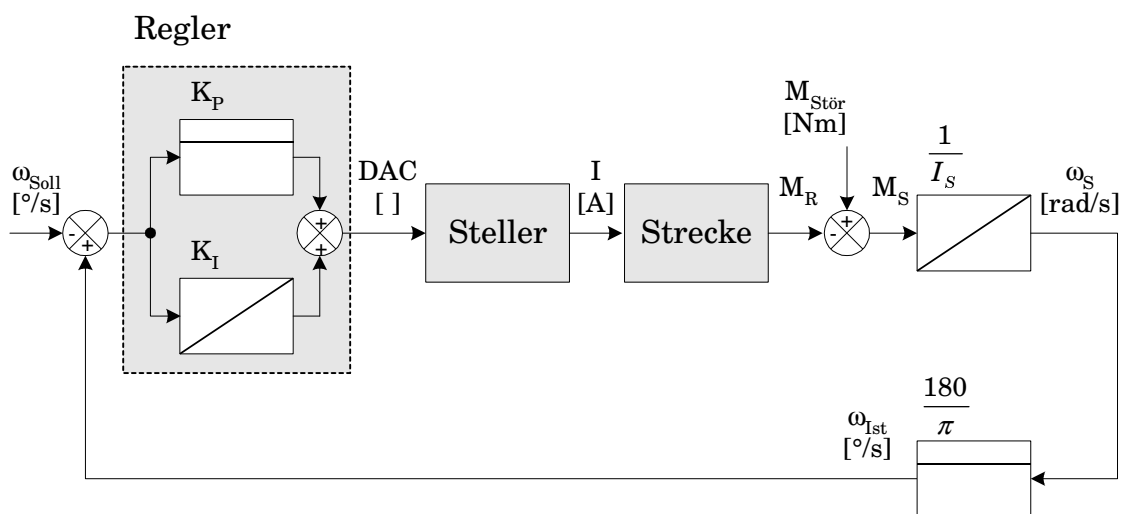


Abbildung 3.15: Blockschaltbild des Regelkreises zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit

chung, die wie die Drift der Kreisel, zu einem Wandern des Kamerabildes führt und von dem Operator in der Bodenstation über die Maussteuerung kompensiert wird. Das Regelintervall und die Verstärkungsfaktoren können durch Telekommandos verändert und im EEPROM gespeichert werden (siehe Kapitel 3.6), um nach dem Einschalten der Hardware die neue Konfiguration vorliegen zu haben.

3.5.2.2 Regelung des Winkels

Der Betriebsmodus zur Regelung des Winkels in einer Achse des Satelliten wird für das Akquisitionsmanöver eingesetzt, um das Kamerabild um die auf dem Bildaufnehmer senkrecht stehende Achse auszurichten, da die richtige Lage des Bildes Voraussetzung für die Maussteuerung ist.

Das Telekommando \$A2 schaltet den Betriebsmodus um, löscht den aktuellen Winkel, aktiviert den Regelkreis und gibt dem in Abbildung 3.16 dargestellten Regler den neuen Winkel α_{Soll} als Sollwert vor. Das Regelintervall entspricht auch hier dem Ausleseintervall Δt von 256 ms. Der Standardwert des Verstärkungsfaktors K_P beträgt 2000 deg^{-1} und der von K_D ist gleich 10000 s deg^{-1} . Aufgrund des fehlenden Integrators liegt eine Regelabweichung vor, die proportional zu den äußeren Störmomenten ist. Die Verstärkungsfaktoren können durch Telekommandos verändert und im EEPROM gespeichert werden (siehe Kapitel 3.6).

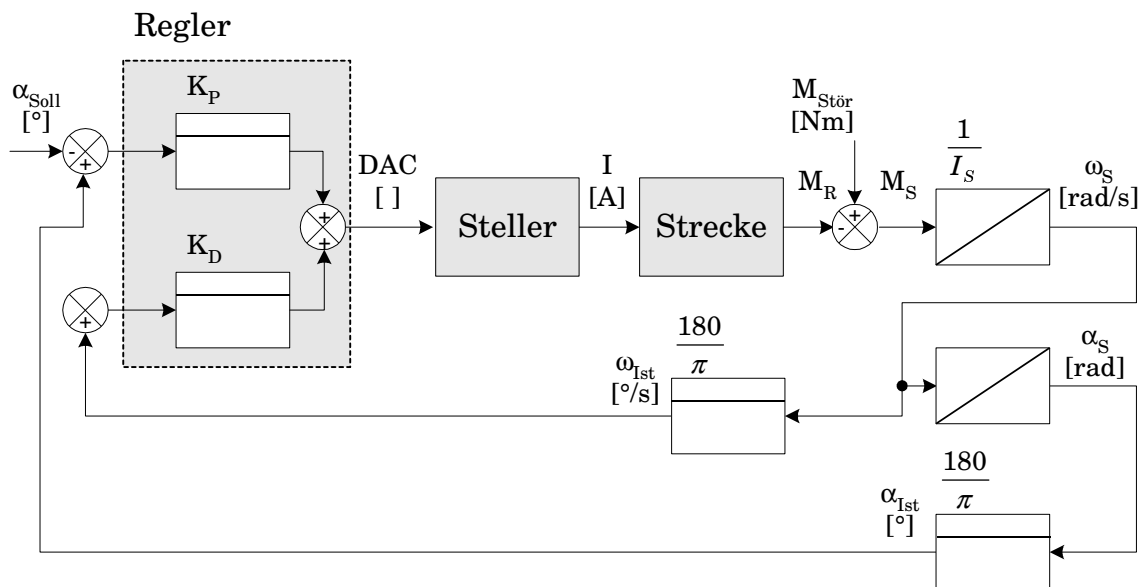


Abbildung 3.16: Blockschaltbild des Regelkreises zur Regelung des Winkels

3.6 Softwareinterface

Nachdem in den vorhergehenden Kapiteln der Aufbau der Hardware des Lageregelungssystems und die Algorithmen der Regelkreise mit Hilfe von Blockdiagrammen beschrieben wurden, wird nun das Softwareinterface zur Bedienung des Systems erläutert. Dies beinhaltet das Kommandieren der Sollwerte Strom, Drehzahl, Moment, Winkelgeschwindigkeit und Winkel und das Anfordern der Telemetriedaten, die den aktuellen Betriebszustand wiedergeben. Diese Informationen sind für die Implementierung des Lageregelungssystems in den Mikrosatelliten DLR-TUBSAT in Kapitel 4 notwendig.

Das Kommunikationsinterface ist seriell (38.400 Baud, 8N1) und entspricht dadurch den in Kapitel 3.1 aufgeführten Anforderungen. In Abbildung 3.17 ist das Format der Telekommandos dargestellt, die auch als High Level Kommandos (HLC) bezeichnet werden. Jedes Telekommando besteht aus sechs Bytes, wobei der Mikroprozessor der WDE das jeweilige Byte reflektiert. Der Client muss vor dem Senden des nächsten Bytes dieses Echo abwarten, da dieses den erfolgreichen Empfang bestätigt. Diese Organisation des Interfaces resultiert aus der Tatsache, dass die Kommunikation gegenüber den Steuer-, Mess- und Regelaufgaben innerhalb der WDE die geringste Priorität hat. Das Ignorieren des Echos führt zu Kommunikationsfehlern, woraufhin der Prozessor der WDE den Empfang der aktuellen Befehlsequenz abbricht. Bei Telekommandos zur Anforderung von Telemetriedaten, d.h. mit Datenantwort, überträgt der Mikroprozessor den Datenblock mit der Größe von 23 Bytes vor dem Echo des letzten Bytes.

Die sechs Bytes beinhalten die Kommandonummer, einen Parameter und das Abschlußbyte. Die Kommandonummer KN steht für eins von den in der Tabelle 3.9 aufgeführten Telekommandos und das Echo des letzten Bytes $\$AC$ bestätigt die erfolgreiche Ausführung des Telekommandos. Durch Verwendung von Gleitkommaroutinen für die Mess- und Regelungsaufgaben ist der Parameter des Telekommandos eine 32 Bit-Gleitkommazahl mit einfacher Genauigkeit, die dem IEEE-Standard (Institute of Electrical and Electronics Engineers) entspricht. Das

Byte Nr.	0	1	2	3	4	5	DB	5
Client	KN	$P1$	$P2$	$P3$	$P4$	$\$AC$		
ACS202	KN	$P1$	$P2$	$P3$	$P4$		23 B	$\$AC$

Abbildung 3.17: Format der Telekommandos (DB = Datenblock von 23 Bytes, KN = Kommandonummer, P1-P4 = Parameter)

Tabelle 3.9: Telekommandos der Rad/Kreisel-Einheit (KN = Kommandonummer, KT = Status des Kreiseltelemetrie)

KN	Typ	KT	Erläuterung	Parameter	Bemerkung
\$D1	A	aus	neuer Strom	I_{Soll}	
\$D2	A	aus	neue Drehzahl	n_{Soll}	P1-P4 = \$FF $\Rightarrow n_{Ist}$
\$D3	A	aus	neues Moment	M_{Soll}	
\$DD	B	—	RW-Standardtelemetrie	beliebig	23 Bytes
\$A0	A	ein	Regelung aus	beliebig	letzter Strom bleibt
\$A1	A	ein	neue Winkelgeschw.	ω_{Soll}	Regler ein
\$A2	A	ein	neuer Winkel	α_{Soll}	Regler ein
\$A3	A	ein	Boot-Regelung ein		Regler ein
\$A5	A	—	neuer K_P -Faktor	K_P -Faktor	ω -Regelung
\$A6	A	—	neuer K_I -Faktor	K_I -Faktor	ω -Regelung
\$A7	A	—	neuer K_P -Faktor	K_P -Faktor	α -Regelung
\$A8	A	—	neuer K_D -Faktor	K_D -Faktor	α -Regelung
\$A9	B	—	neues Regelintervall	P4 = Δt	[10,24 ms]
\$AA	A	—	Winkel α_{Ist} löschen	beliebig	
\$AC	A	ein	Reset Regelung	beliebig	Regelung aus, 0 A
\$AD	B	ein	ACS-Standardtelemetrie	beliebig	23 Bytes
\$AE	B	—	ACS-Extendedtelemetrie	beliebig	23 Bytes
\$E0	A	—	K-Faktoren ins EEPROM	\$(12,34,AB,CD)	aktuelle

Telekommando \$A9 ist ein Spezialfall, bei dem der Parameter nur die Größe eines Bytes hat. Es existieren Telekommandos, die die Kreiseltelemetrie *KT* weder beeinflussen, noch ein- oder ausschalten.

Die Telekommandos vom Typ B mit Datenantwort werden für die Anforderung von Telemetriedaten eingesetzt. Der Prozessor der WDE liest daraufhin den aktuellen Inhalt der entsprechenden Variablen aus und überträgt diese als Block über die Schnittstelle zum OBDH-System. Der Datenblock hat eine einheitliche Größe von 23 Bytes und wird vor dem letzten Echo übertragen (siehe Abbildung 3.17). Er besteht aus der jeweiligen Seriennummer, einem Statusregister, fünf Gleitkommazahlen und dem letzten Echo \$AC. Die Seriennummer ist im PROM des Mikroprozessors fest programmiert und erleichtert bei Verwendung mehrerer Einheiten das Zuordnen der Telemetriedatenblöcke zu den entsprechenden Achsen des Satelliten. In den Tabellen 3.10 und 3.11 ist die Standardtelemetrie des Reaktionsrads und der Rad/Kreisel-Einheit dargestellt.

Die Interpretation des aktuellen Istwerts der Telemetrie ist abhängig von dem Betriebsmodus der Rad/Kreisel-Einheit, die in dem Statusregister angezeigt wird. Das I-Signal der RW-Standardtelemetrie ist das Ausgangssignal des Integrators des Drehzahlregelkreises und damit proportional zu den Reibungsmomenten des

Tabelle 3.10: ACS-Standardtelemetrie

Byte-Nr.	Bedeutung	Einheit
0	Seriennummer	
1-2	Statusregister	
3-6	Istwert	
7-10	ω_{Ist}	deg/s
11-14	α_{Ist}	deg
15-18	n_{Ist}	U/min
19-22	Temperatur	K

Tabelle 3.11: RW-Standardtelemetrie

Byte-Nr.	Bedeutung	Einheit
0	Seriennummer	
1-2	Statusregister	
3-6	Istwert	
7-10	n_{Ist}	U/min
11-14	Aktueller Strom	mA
15-18	I-Signal	
19-22	Temperatur	K

Reaktionsrads, wie z.B. Lager- und Luftreibung. Das 16 Bit-Statusregister zeigt den aktuellen Betriebszustand der Einheit an, d.h. den momentanen Betriebsmodus, eventuelle Kommunikationsfehler, Betriebsstatus des Kreisels und im EEPROM oder internen RAM aufgetretene Single Event Upsets (SEU). Die Bedeutung der sechzehn Statusbits ist in Tabelle 3.12 dargestellt.

Tabelle 3.12: Statusregister der Telemetrie der Rad/Kreisel-Einheit

Bit-Nr.	Bedeutung (Bit = 1)	Istwert	Einheit
0	Reaktionsrad-Modus		
1	Stromsteuerung	I_{Soll}	mA
2	Drehzahlregelung	n_{Soll}	U/min
3	Momentenregelung	M_{Soll}	mNm
4	Rad/Kreisel-Modus		
5	Winkelgeschwindigkeitsregelung	ω_{Soll}	deg/s
6	Winkelregelung	α_{Soll}	deg
7	Bootregelung		
8	Kreisel angeschlossen		
9	Kreiseltelemetrie aktiviert		
10	Kreiselstatusbyte $\neq 0$		
11	SEU im RAM oder EEPROM		
12	unbekanntes HLC		
13	unbekanntes LLC		
14	Kommunikationsfehler Hauptinterface		
15	Kommunikationsfehler Kreiselinterface		

3.7 Betriebssicherheit und Konfigurierung über das EEPROM

Der Mikroprozessor der WDE verfügt über drei unterschiedliche Speicherbereiche. Das PROM (32 kByte) mit der fest programmierten Betriebssoftware, das interne RAM (2 kByte) mit Variablen und das externe EEPROM (32 kByte) mit Konfigurationsparametern. Die Betriebssoftware ist im PROM des Mikroprozessors der WDE programmiert, um maximale Betriebssicherheit zu gewährleisten, da löschbare Speicher durch die hochenergetische Strahlung in der Umlaufbahn manipuliert werden können. Die für den Betrieb nötigen Variablen befinden sich im internen RAM, da die Zugriffszeiten wesentlich geringer sind und die Rechengeschwindigkeit damit größer ist. In dem externen EEPROM sind Konfigurationsparameter gespeichert, wie z.B. die Verstärkungsfaktoren der Regelkreise, Parameter zur Kalibrierung der Stromsteuereinheit und variable Adressen, die nach Inbetriebnahme der Hardware in das interne RAM geladen werden. Dadurch wird die wiederholte Konfigurierung über die Schnittstelle nach dem Einschalten des Systems überflüssig.

Die Manipulation von Speichern unter dem Einfluss von Strahlung wird als Single Event Upset (SEU) bezeichnet. Dieser Effekt trat während des jahrelangen Betriebs des Mikrosatelliten TUBSAT-A in regelmäßigen Abständen im internen RAM auf, der in wichtigen Programmmodulen zum Absturz der Software und damit zu einem Softwarereset führte. Die Invertierung eines einzelnen Bits im Speicher kann jedoch auch schwerwiegende Folgen haben, wenn kein Softwarereset ausgelöst wird, sondern das betroffene Softwaremodul mit falschen Parametern läuft und ein undefinierter Betriebszustand entsteht. Um diesen Fall zu vermeiden, werden wichtige Speicherbereiche einem Cyclic Redundancy Check (CRC) unterzogen. Es existieren drei geschützte Speicherbereiche, zwei im internen RAM und der dritte im externen EEPROM. Über ein Generatorpolynom wird nach jedem Programmstart ein 16 Bit-CRC-Wert für jeden Speicherbereich berechnet und gespeichert. Ein Timer startet alle 10 s eine Routine, die das aktuelle CRC-Word für jeden Speicherbereich neu berechnet und mit dem gespeicherten vergleicht. Bei Nichtübereinstimmung werden die Speicherbereiche neu geladen und ein Softwarereset durchgeführt, um einen undefinierten Betriebszustand zu vermeiden. Ein aufgetretener SEU wird durch das 11. Bit des Statusregisters angezeigt (siehe Tabelle 3.12).

Die einwandfreie Funktion des Lageregelungssystems ist vor der Fertigung der Flugmodelle durch zahlreiche Tests mit einem Prototypen verifiziert worden. Die

Regelkreise zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels wurden auf einem Gaslagertisch getestet.

4 Raum- und Bodensegment des Projekts DLR-TUBSAT

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT ist ein Testsatellit für die Erdbeobachtung mit interaktiver Lageregelung, der über die für diese Mission erforderlichen Subsysteme, wie das dreiachsige Lageregelungssystem und ein Kamerasystem mit Videosender zur Übertragung der Videobilder zur Bodenstation, verfügt. Damit sind die Voraussetzungen für die Demonstration der in der Einleitung formulierten Aufgabenstellung auf der Seite des Raumsegments gegeben. Bei der interaktiven Lageregelung spielt jedoch die Zusammenarbeit zwischen Boden- und Raumsegment eine wesentliche Rolle, da der Operator anhand der empfangenen Videobilder mit Hilfe der Maussteuerung das Kamerasystem durch gezielte Rotationsmanöver auf das Zielgebiet ausrichtet.

Die Steuerung und Überwachung des Satelliten im VHF- und UHF-Band des Satelliten erfolgt von der Bodenstation der TU-Berlin aus. Der Empfang der Videobilder im S-Band ist aufgrund der hohen Bandbreite der Abwärtsstrecke und des geringen Durchmessers der Parabolantenne von nur 1,2 m mit der Bodenstation an der TU-Berlin nur sehr beschränkt möglich. Im Rahmen des Betriebs entstanden dadurch Kooperationen mit dem Deutschen Fernerkundungsdatenzentrum (DFD) des DLR in Neustrelitz und mit einer Radioamateurbodenstation in Rönne bei Kiel. Die Infrastruktur des Bodensegments wurde nach dem Start des Satelliten während der ersten Betriebsphase Schritt für Schritt aufgebaut und beinhaltet die Übertragung der digitalisierten Videobilder nach Berlin.

Dieses Kapitel beschreibt das Bodensegment und die endgültige Konfiguration des Satelliten vor dem Start. Dies beinhaltet den allgemeinen Aufbau des Satelliten und dessen Energieversorgungs- und Kommunikationssystem, wobei der Schwerpunkt auf der Implementierung des Lageregelungssystems und des Kamerasystems liegt.

4.1 Raumsegment

Das Projekt DLR-TUBSAT ist eine Kooperation zwischen dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Technischen Universität Berlin (TUB). Die TUB war für die Entwicklung des Satellitenbusses und das DLR für die der Nutzlast verantwortlich.

4.1.1 Aufbau

Die Abbildung 4.1 zeigt eine Außenansicht des Mikrosatelliten. Das Raumsegment mit einer Masse von 44,81 kg besteht zum größten Teil aus Aluminium und die Abmessungen betragen $32 \times 32 \times 32 \text{ cm}^3$.

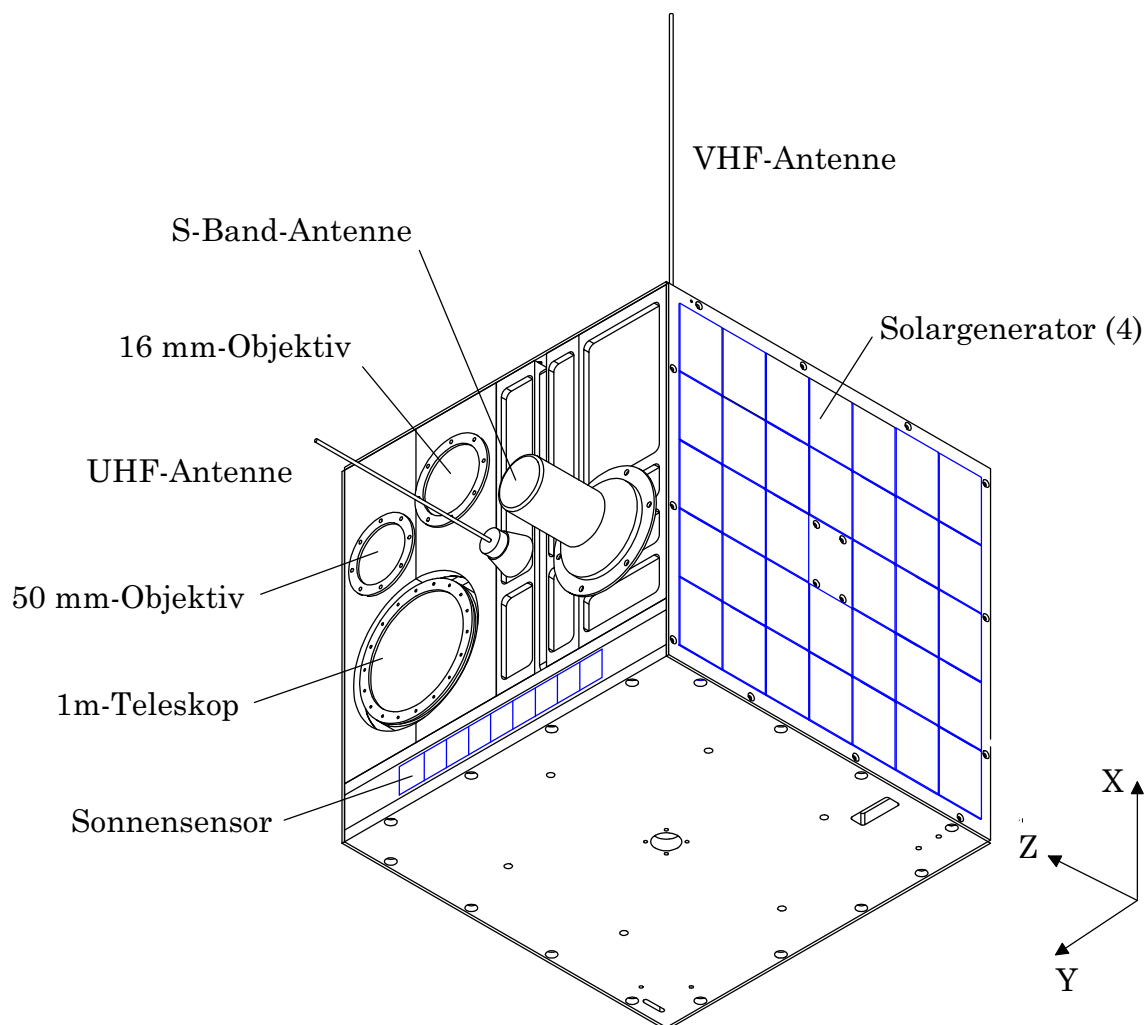


Abbildung 4.1: Außenansicht des Mikrosatelliten DLR-TUBSAT

Tabelle 4.1: Massenträgheitsmatrix I_S des Satelliten (10 % Toleranz)[22]

kg m ²	X-Achse	Y-Achse	Z-Achse
X-Achse	+0,7200	-0,0770	-0,0340
Y-Achse	-0,0770	+0,7150	+0,0036
Z-Achse	-0,0340	+0,0036	+0,7730

Zur primären Energieversorgung sind an vier Seiten der Struktur Solargeneratoren fest montiert (+X, +Y, -Y und -Z-Achse). Der Sonnensensor auf der Stirnseite des horizontalen Moduls in Richtung der +Z-Achse wird, zusammen mit den Signalen der Solargeneratoren, für die Bestimmung der inertialen Lage relativ zur Sonne eingesetzt und besteht aus neun in Reihe geschalteten Solarzellen mit einem Meßwiderstand. Zwei omnidirektionale Stabantennen im UHF- und VHF-Band, die in einem Winkel von 90 deg zueinander stehen, gewährleisten eine von der Lage unabhängige Kommunikation für Aufgaben im Bereich Telemetrie und Telekommando. Die drei Kameras und die S-Band-Antenne sind in Richtung der +Z-Achse integriert. Die Massenträgheitsmomente des gesamten Systems sind in der Tabelle 4.1 aufgeführt.

Die Explosionsdarstellung in Abbildung 4.2 zeigt die modulare Struktur, die in das Energieversorgungs-, Lageregelungs- und Nutzlastmodul unterteilt ist und bis auf wenige Ausnahmen aus Aluminium besteht. Das Lageregelungs- und Energieversorgungsmodul bilden den Satellitenbus. Das horizontale Modul bildet im Wesentlichen das Interface zur Rakete, an dessen Unterseite (-X-Achse), die aus Edelstahl besteht, der Ausstoßmechanismus montiert wurde. Die elektrischen Verbindungen für die Energieversorgung und Datenkommunikation zwischen den Modulen werden durch Steckverbinder bereitgestellt, die in die Seitenwände der Module integriert sind. Durch das Zusammenstecken der Module wurden neben den mechanischen damit auch die elektrischen Verbindungen hergestellt. Das Thermalsystem des Satelliten ist rein passiv, d.h. es werden weder Mechanismen verwendet noch wird elektrische Energie für die Regelung der Temperatur des Satelliten verbraucht.

In dem **Nutzlastmodul** befindet sich die Kameraplattform, auf der die zentrale Digitalelektronik und drei Kameraanalogeinheiten mit Objektiven montiert sind. Das **Energieversorgungsmodul** enthält die vier in Reihe geschalteten NiH₂-Batterien, die Energiekontrolleinheit (PCU), und die Telemetrie/Telekommando-Einheit (TTE) im VHF-Band. An der Außenseite sind die Antennen für die omnidirektionale Nachrichtenübertragung mit einer Übertragungsgeschwindigkeit

von 1200 Baud im VHF- und UHF-Band montiert. Die Struktur des Energieversorgungsmoduls ist gleichzeitig der Rahmen der Luftspule. Das **Lageregelungsmodul** enthält das Lageregelungssystem, das On-Board Data Handling-System (OBDH), die Elektronik zur Ansteuerung der Eisenspule, den S-Band-Sender und die an der Außenseite in Richtung der +Z-Achse montierte S-Band-Helixantenne. Der S-Band-Sender überträgt die Videobilder des Kamerasystems mit einer Bandbreite von 8 MHz oder bi-phase-level (BPL) kodierte Daten mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 125 kBaud. Die TTE im UHF-Band und eine Eisenspule befinden sich in dem horizontalen Modul, das in der Explosionsdarstellung geschlossen dargestellt ist.

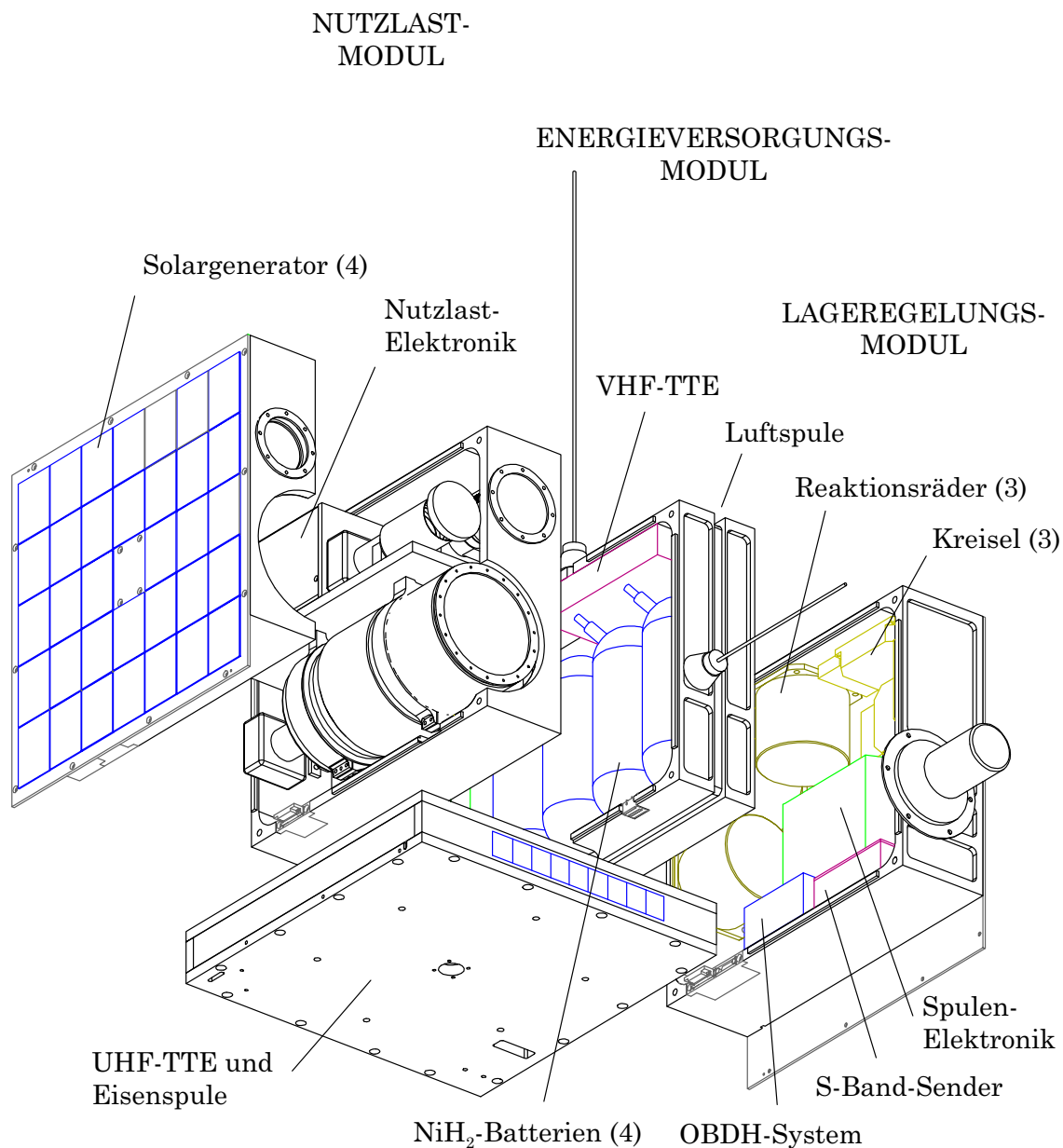


Abbildung 4.2: Explosionsdarstellung des Mikrosatelliten DLR-TUBSAT

4.1.2 Lageregelungssystem

Die drei Rad/Kreisel-Einheiten (ACS202), welche in Kapitel 3 detailliert erläutert werden, sind der Hauptbestandteil des Lageregelungssystems. Die drei Reaktionsräder und drei faseroptischen Kreisel wurden jeweils paarweise in den körperfesten Achsen des Satelliten nach dem Gesichtspunkt der optimalen Ausnutzung des zur Verfügung stehenden Volumens in dem Modul integriert (siehe Abbildung 4.3). Bei der Steuerung des Satelliten ist unbedingt zu beachten, dass das Lageregelungssystem kein mathematisches Rechtssystem bildet, sondern die Einheit in der X-Achse negativ eingebaut ist.

Die Spulen werden hauptsächlich zur Reduzierung des Dralls des Satelliten eingesetzt. Die Luftspule erzeugt ein Dipolmoment in Richtung der +Y-Achse, dessen Betrag und Richtung nicht verändert werden kann. Die in der Z-Achse montierte Eisenspule ist mit einer Elektronik ausgerüstet, die über eine Schaltung zur Stromsteuerung die Veränderung des Betrags und der Richtung des Dipolmoments erlaubt. Die Schaltung entspricht der Stromsteuerschaltung in Abbildung 3.6 der WDE des Reaktionsrads.

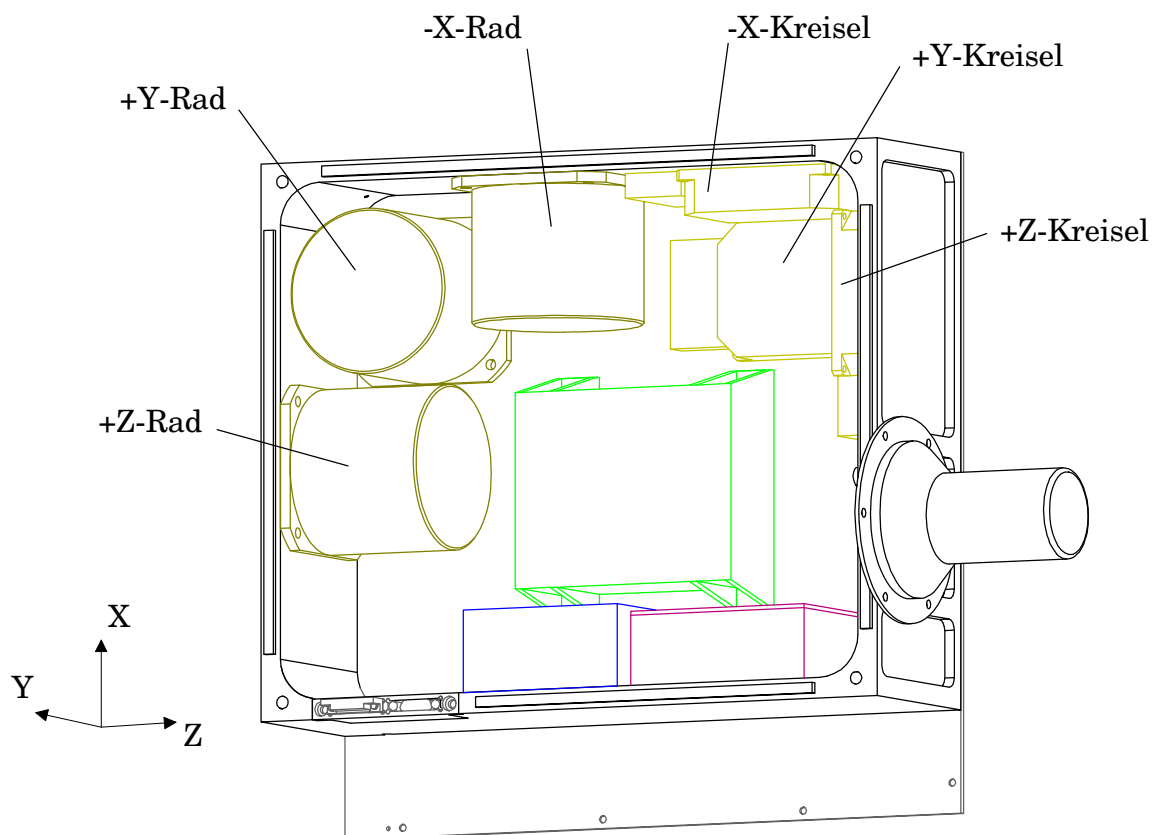


Abbildung 4.3: Lageregelungsmodul

4.1.3 Kamerasystem

Das Kamerasystem besteht aus der Digitalelektronik und den drei Kameraanalogeinheiten, die jeweils mit einem 16 mm, 50 mm und 1000 mm-Objektiv ausgerüstet sind. Die technischen Daten der Objektive, der Bildaufnehmer und die geometrische Auflösung sowie Bildgröße bei einer Höhe der Umlaufbahn von 726 km sind in Tabelle 4.2 dargestellt. Aufgrund der großen Blende des Objektivs mit der 16 mm-Brennweite und der minimalen Belichtungszeit von 0,1 ms sind die Bilder dieser Kameraanalogeinheit überbelichtet und für die Erdbeobachtung nicht einsetzbar. Damit wird die Kamera mit der 50 mm-Brennweite als Vorfeldsensor für die Erfassung des Zielgebiets eingesetzt und anschließend auf die mit dem Spiegelteleskop mit der 1000 mm-Brennweite umgeschaltet. Die maximale Auflösung des Kamerasystems beträgt 6 m und ist damit größer als die der Großsatelliten SPOT-4 und LANDSAT-7. Die spektrale Auflösung beschränkt sich auf den sichtbaren (VIS) und panchromatischen Bereich (PAN).

Die einzelnen Komponenten des Kamerasystems sind auf einer Plattform montiert, die über Federelemente in der Struktur des Nutzlastmoduls aufgehängt ist (siehe Abbildung 4.4). Das Ziel dieser Befestigung besteht darin, dass die Kameraplattform gegenüber der Struktur schwingungsentkoppelt ist und damit die einzelnen Komponenten vor Resonanzüberhöhungen der Struktur während des Starts geschützt sind [31].

Die zentrale Digitalelektronik erlaubt die Einstellung einer Vielzahl von Parametern (Verstärkungen, Referenzspannungen, Field/Frame-Modus, Kurz- und Langzeitbelichtung), ein Relais zur Umschaltung zwischen den drei Kameraanalogein-

Tabelle 4.2: Technische Daten des Kamerasystems (Brennweite f , geometrische Auflösung Λ , Gesichtsfeld FOV, Bildgröße Ψ)

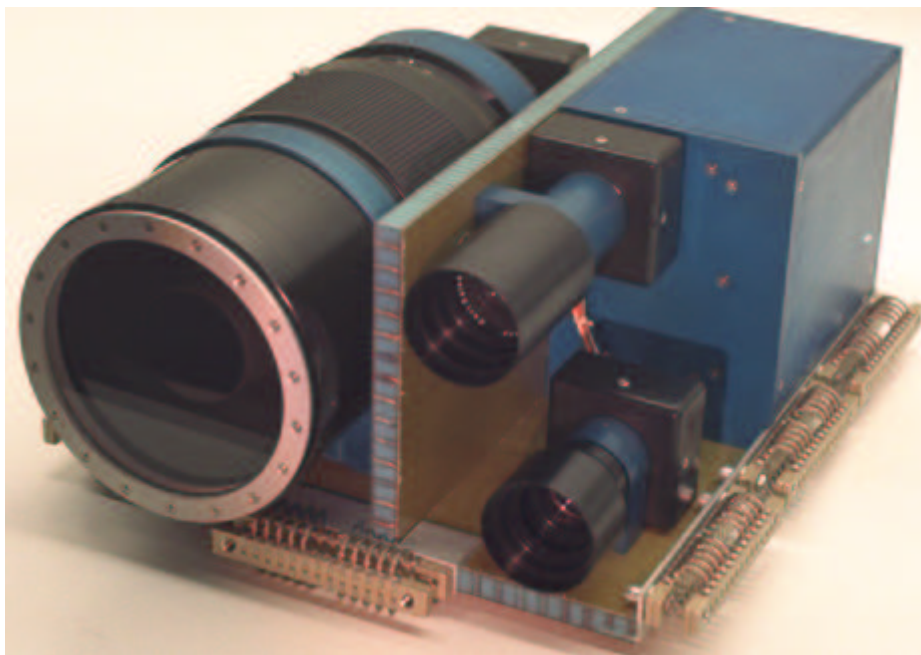
	$f=16\text{ mm}$	$f=50\text{ mm}$	$f=1000\text{ mm}$
Apertur [mm]	17 ($f/0,95$)	28 ($f/1,8$)	91 ($f/11$)
Bildaufnehmer	ICX039DLA	ICX039DNA	ICX039DLA
Spektrum	PAN	VIS	PAN
Effektive Pixelzahl	752×582	752×582	752×582
Pixelgröße [$(\mu\text{m})^2$]	$8,6 \times 8,3$	$8,6 \times 8,3$	$8,6 \times 8,3$
Λ [m^2]	390×377	121×126	$6,2 \times 6,0$
FOV [deg^2]	22×17	7×6	$0,4 \times 0,3$
Ψ (nadir) [km^2]	293×219	94×70	$4,7 \times 3,5$

Tabelle 4.3: Parameter des Kamerasystems

Parameter	Beschreibung	Wertebereich
Kameraanalogeinheit	Umschalten des Relais	16, 50 oder 1000 mm
Verstärkungsregelung	CCD-Signal	automatik/manuell
Manuelle Verstärkung	CCD-Signal	0-255
Belichtungszeitregelung	Kurzeitbelichtung	automatik/manuell
Manuelle Belichtungszeit	Kurzeitbelichtung	0,1-40 ms
Bildspeicher		einfrieren/auftauen

heiten, eine pixelsynchrone Digitalisierung mit Bildspeicher und einen analogen sowie digitalen Ausgang. Für die interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung ist der analoge Ausgang des Kamerasystems von entscheidender Bedeutung, der direkt an dem analogen Eingang des S-Band-Senders angeschlossen ist. Der Mikroprozessor der Digitalelektronik ist über Steuerleitungen mit den drei Kameraanalogeinheiten verbunden und ermöglicht die Einstellung der einzelnen Kameraparameter. In Tabelle 4.3 sind die für die Mission wichtigsten Parameter zusammengefasst.

Der digitale Ausgang des Kamerasystems ist die serielle Schnittstelle des Mikroprozessors der Digitalelektronik. Der Bildspeicher kann durch ein Telekommando eingefroren werden und anschließend würde das erste und zweite Halbbild

**Abbildung 4.4:** Kameraplattform mit Federelementen [31]

über ein EPLD (Electrically Programmable Logic Device) aus dem nicht adressierbaren Bildspeicher des Kamerasystems über eine parallele Schnittstelle getaktet werden. Da die Digitalelektronik nicht über einen externen Speicher verfügt, müssen zur gleichen Zeit die Bilddaten über die serielle Schnittstelle des Mikroprozessors übertragen werden. An dieser Stelle besteht entweder die Möglichkeit der Speicherung des Bildes in dem Modellrechner oder der Übertragung zum digitalen Eingang des S-Band-Senders und damit zur Bodenstation. Im ersten Fall werden die Daten asynchron mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 250 kBaud und im zweiten synchron mit 125 kBaud bi-phase-level kodiert übertragen. Dieser Zusammenhang ist in dem Blockdiagramm des Kommunikationssystems in der Abbildung 4.6 in Kapitel 4.1.5 erläutert.

4.1.4 Energieversorgungssystem

Das Energieversorgungssystem eines Mikrosatelliten ist eines der kritischsten Subsysteme, da durch die Begrenzung des Volumens der Struktur die Anzahl der Batterien und die zur Verfügung stehende Fläche für Solarzellen begrenzt ist. Aus diesem Grund wurden die Subsysteme nach dem Gesichtspunkt des minimalen Leistungsverbrauchs entwickelt und ausgewählt. Die vier NiH_2 -Batteriezellen der Firma Eagle-Pitcher mit einer Kapazität von jeweils 12 Ah sind bei DLR-TUBSAT in Reihe geschaltet und stellen eine nominelle Busspannung von 10 V zur Verfügung. Sie werden durch die vier parallel geschalteten Solargeneratoren aufgeladen, die jeweils aus 34 in Reihe geschalteten Siliziumzellen bestehen. Die Solargeneratoren bestehen aus einer 2,8 mm starken Kohlefaserplatte und den Solarzellen, die über eine Kapton-Folie aufgeklebt sind. Die verwendeten NiH_2 -Batterien zeichnen sich gegenüber anderen Typen durch eine hohe Anzahl Lade/Entlade-Zyklen, eine große Entladungstiefe und einer Unempfindlichkeit gegenüber dem sogenannten Memory Effect, der zu einer Verringerung der Kapazität führt, aus. Diese Eigenschaften veranlassten dazu, die Batterien ohne Verwendung eines Ladereglers direkt parallel an die Solargeneratoren zu verschalten.

Die Energiekontrolleinheit ist verantwortlich für das Schalten und Überwachen der Subsysteme und ist in Abbildung 4.5 als Blockdiagramm dargestellt. Sie ist das zentrale Element in der sternförmigen Struktur und besteht im Wesentlichen aus Spannungswandlern, Schaltern, Sicherungen und Telemetriedkanälen. Durch die Bereitstellung eines Schalters für jedes Gerät besteht die Möglichkeit den momentanen Leistungsverbrauch immer möglichst gering zu halten, indem nur die

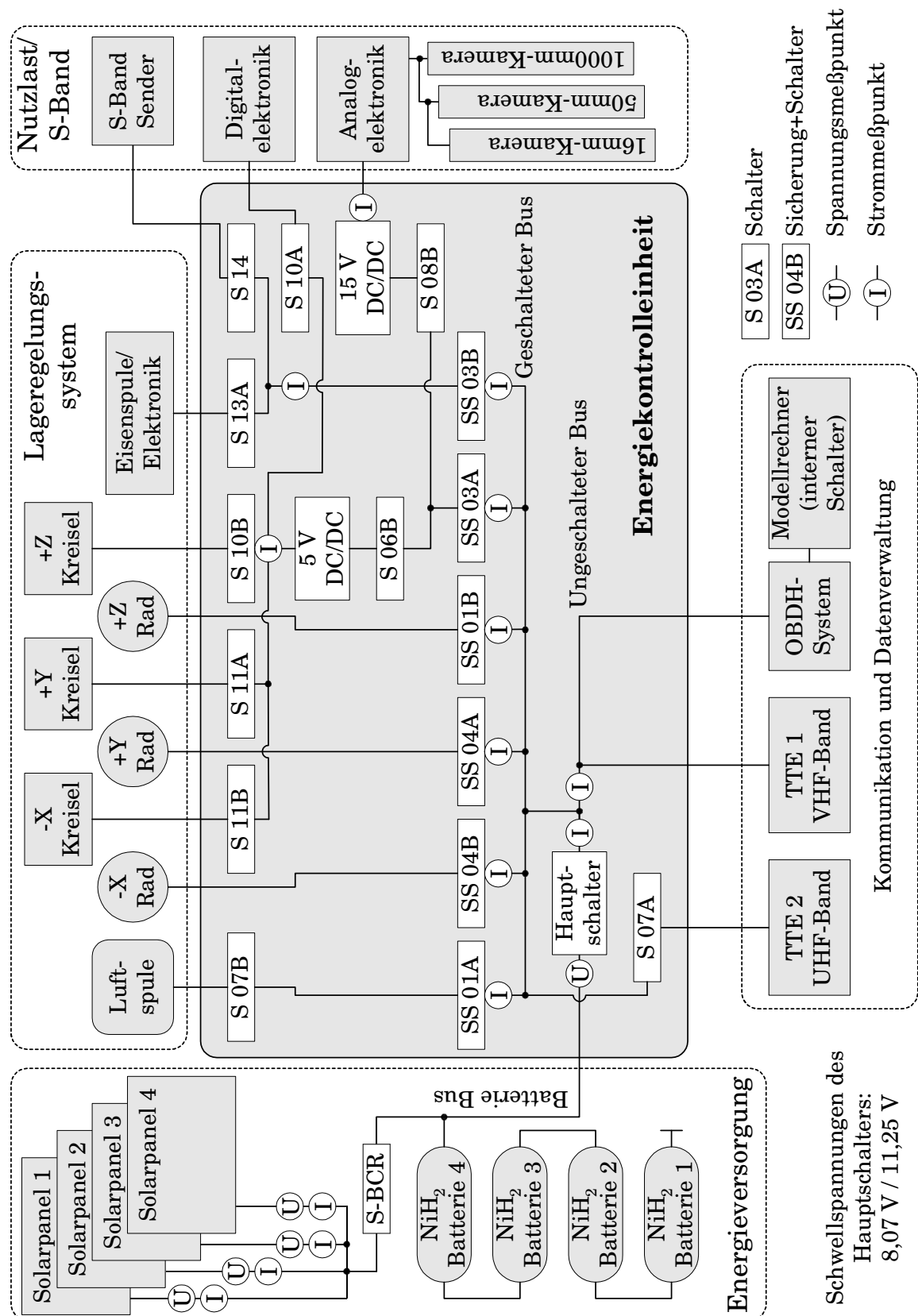


Abbildung 4.5: Blockschaltbild des Energieversorgungssystems

für den Betrieb notwendigen Subsysteme eingeschaltet werden. Eine Sicherung ist eine elektronische Schaltung, die bei Überschreitung eines eingestellten Maximalstroms den Verbraucher automatisch abschaltet. Die Funktion des gesamten Satelliten wird damit auch bei Ausfall eines Subsystems durch Kurzschluss gewährleistet. Diese Sicherheitsmaßnahme wird auch als Latch-Up-Protection bezeichnet. Die Energiekontrolleinheit verfügt über insgesamt 24 Telemetriedkanäle zur Messung aktueller Ströme und Spannungen der einzelnen Subsysteme, Batterien und Solargeneratoren. Sie ist direkt an die Batterien und Solargeneratoren angeschlossen. Im Extremfall, d.h. bei einer Spannung des Batteriebus kleiner als 8,07 V, wird der sogenannte ungeschaltete Bus, an dem das OBDH und die primäre TTE angeschlossen sind, durch den Hauptschalter zum Schutz der Batterien ausgeschaltet. Die Batterien werden durch die vier Solargeneratoren aufgeladen und bei Überschreitung der Schwellspannung von 11,25 V werden OBDH und TTE eingeschaltet, wodurch der Satellit wieder aktiviert wird.

Die Energiekontrolleinheit beinhaltet keinen internen Prozessor, sondern wird über ein 8 Bit-Interface von der primären TTE im VHF-Band gesteuert. Die TTE verwaltet das 24 Bit-Schaltregister und ist damit verantwortlich für das Schalten der Subsysteme und das Messen der elektrischen Telemetrie. Durch die begrenzte Anzahl von Kanälen wird eine Sicherung zum Teil für mehrere Geräte verwendet. Die Nummerierung der Schalter und Sicherungen in dem Blockdiagramm der Abbildung 4.5 entspricht der Bedienungsfläche der Bodenstationssoftware.

Das Energieversorgungssystem von DLR-TUBSAT ermöglicht das separate Ein- und Ausschalten des Kamerasystems, des S-Band-Senders und der Rad/Kreisel-Einheiten in den einzelnen Achsen (mit und ohne Kreisel) sowie das Messen des Stromverbrauchs der einzelnen Komponenten.

4.1.5 Kommunikationssystem

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT verfügt über zwei omnidirektionale Auf- und Abwärtsstrecken im VHF- und UHF-Band mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 1200 Baud für Aufgaben im Bereich Telemetrie und Telekommando. Eine weitere Abwärtsstrecke im S-Band wird für die Übertragung größerer Datenmengen mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 125 kBaud und der Videobilder des Kamerasystems eingesetzt.

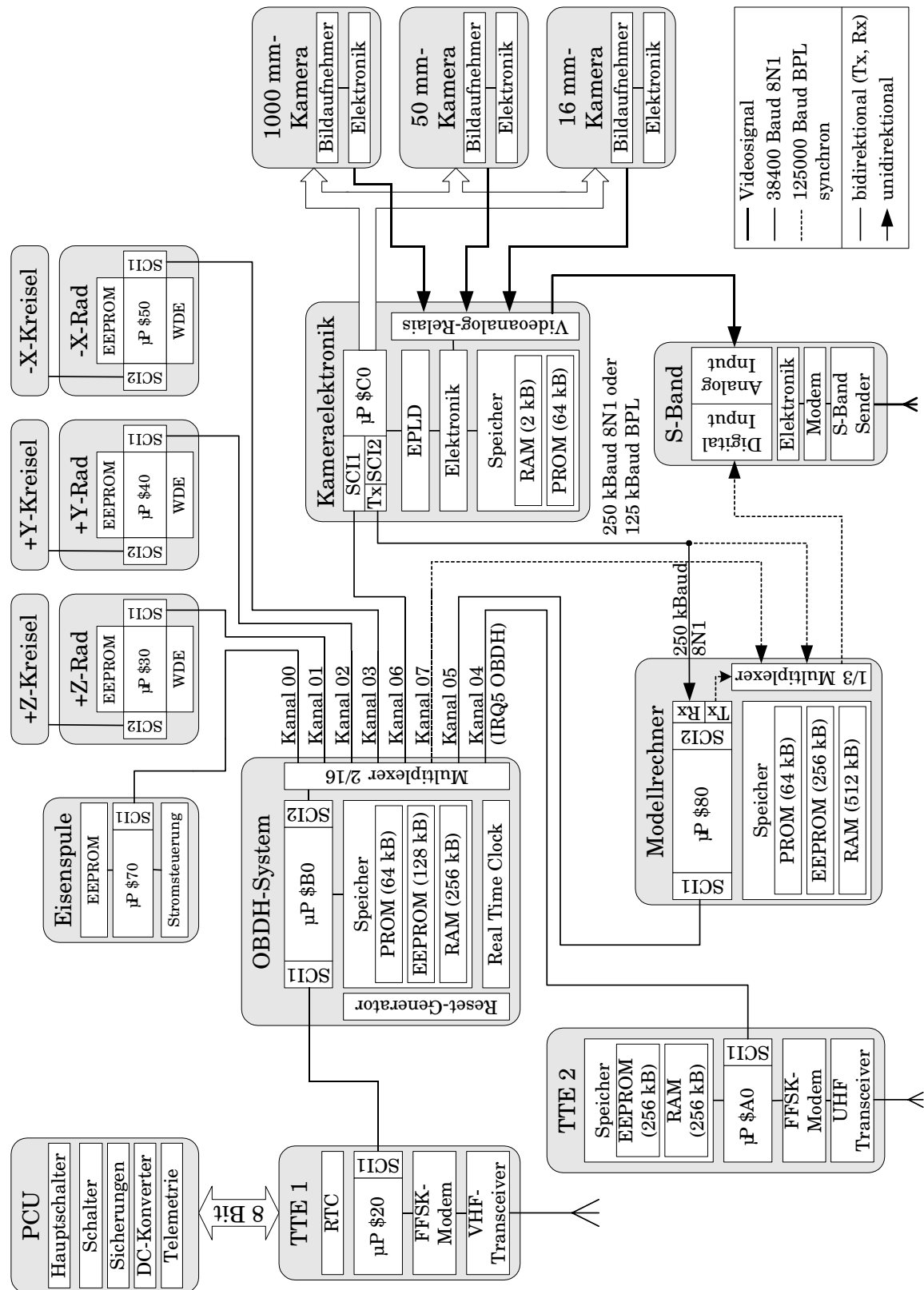


Abbildung 4.6: Blockschaltbild des internen Kommunikationssystems

Das interne Kommunikationssystem des Mikrosatelliten DLR-TUBSAT, in dessen Zentrum sich das OBDH-System befindet, ist sternförmig aufgebaut. Der Mikroprozessor des OBDH-Systems ist mit den Prozessoren aller Subsysteme über serielle Datenleitungen verbunden. Er ist für die Steuerung und Überwachung aller Kommunikationsprozesse, sowie für die Verwaltung der Daten in den dafür vorgesehenen externen Speicherbereichen (256 kByte RAM und 128 kByte EEPROM) verantwortlich. Da die Architektur des verwendeten Prozessors nur zwei serielle Schnittstellen beinhaltet, ist die Zweite mit einem Multiplexer verschaltet, der das Anschließen von bis zu acht Prozessoren ermöglicht. Das EEPROM wird zur Speicherung von Programmen verwendet, die das Betriebssystem des Satelliten an neue Missionsprofile adaptieren. Die Real Time Clock (RTC) des OBDH-Systems ermöglicht die Steuerung von zeitabhängigen Prozessen, wie z.B. das Starten von Programmen außerhalb der Überflüge.

Das interne Kommunikationssystem ist in Abbildung 4.6 als Blockschaltbild dargestellt. Die TTE im VHF-Band bildet den primären Zugang zum Satelliten, da diese auf der einen Seite ohne Multiplexer über eine serielle Datenleitung mit der ersten Schnittstelle des OBDH-Systems und auf der anderen mit der Energiekontrolleinheit über ein 8 Bit breites Interface verbunden ist. Die VHF-TTE ist damit, neben der Verarbeitung der Telemetrie und Telekommandos, auch für das Messen der elektrischen Telemetrie und das Ein- und Ausschalten der Subsysteme verantwortlich. Alle anderen Geräte des Satelliten, d.h. die drei Rad/Kreisel-Einheiten, die Elektronik der Eisenspule, das Kamerasystem, der Modellrechner, die UHF-TTE und der S-Bänder-Sender, sind über den Multiplexer mit der zweiten Schnittstelle des OBDH-Systems verbunden.

Das Kommunikationssystem des Satelliten ist passiv, d.h. die Telemetrie/ Telekommando-Einheiten sind auf Empfang geschaltet. Ein Kommunikationsprozess wird damit nur durch ein Telekommando einer Bodenstation oder durch einen internen Timer des OBDH-Systems ausgelöst. Das OBDH-System kontrolliert in beiden Fällen die Ausführung des Telekommandos, indem es das Kommando interpretiert und nach dem Schalten des Multiplexers über die zweite serielle Schnittstelle zum Zielgerät überträgt.

4.1.5.1 Protokoll und Adressierung der Geräte

Die Telekommandos bestehen aus einem High Level Command (HLC) und einem Low Level Command (LLC). Die HLCs haben kein einheitliches Format, sondern sind auf die einzelnen Geräte abgestimmt, wie z.B. das Kommandieren einer neu-

en Drehzahl eines Reaktionsrads, einer anderen Belichtungszeit des Kamerasystems oder das Anfordern der Telemetriedaten von einzelnen Subsystemen. Die LLCs stellen die grundlegenden Befehle zur Steuerung der Software und Datenübertragung dar, wie z.B. die Initialisierung der Mikroprozessoren (Softwarereset), das Starten von Programmen (Execute) und die Übertragung von Datenblöcken (Datenblöcke Senden und Empfangen). Die LLCs bestehen aus vier Bytes (4er-Protokoll), wobei das erste aus der Kommandonummer KN und der Geräteadresse $GAdr$ besteht, das zweite und dritte die Zieladresse Adr und das vierte bei einer Datenübertragung die Anzahl der Bytes definiert (siehe Abbildung 4.7). Alle Geräte sind nach dem 4er-Protokoll programmiert und aufeinander abgestimmt, wodurch die Bedienung des Satelliten sehr übersichtlich ist. Die HLCs aller Geräte werden mit dem LLC *Datenblock senden* (Kommandonummer gleich 5) übertragen. Die Geräteadresse $GAdr$ definiert dabei das Zielgerät, wie z.B. die Rad/Kreisel-Einheit in der Y-Achse, und die Zieladresse entspricht der Speicheradresse des HLCs.

Zur Erläuterung der Anwendung des Protokolls wird das Beispiel zur Kommandierung einer Winkelgeschwindigkeit ω_{Soll} von 0 deg/s in der +Z-Achse dargestellt. Unter Vernachlässigung der freien Übertragungsstrecke muss der PC in der

Softwarereset								
Byte Nr.	0		1		2		3	
Client	$GAdr+0$		\$AB		\$CD		\$EF	
Server		$GAdr+0$		\$AB		\$CD		\$EF

Execute								
Byte Nr.	0		1		2		3	
Client	$GAdr+1$		HAdr		LAdr		bel	
Server		$GAdr+1$		HAdr		LAdr		bel

Datenblock empfangen									
Byte Nr.	0		1		2		3		DB
Client	$GAdr+4$		HAdr		LAdr		Anz		
Server		$GAdr+4$		HAdr		LAdr		Anz	Anz Bytes

Datenblock senden									
Byte Nr.	0		1		2		3		DB
Client	$GAdr+5$		HAdr		LAdr		Anz		Anz Bytes
Server		$GAdr+5$		HAdr		LAdr		Anz	

Abbildung 4.7: Format Low Level Command ($GAdr$ = Geräteadresse, $HAdr$ = higher Byte der Adresse, $LAdr$ = lower Byte der Adresse, Anz = Anzahl der Bytes, bel = beliebig, DB = Datenblock)

Tabelle 4.4: Geräteadressen des internen Kommunikationssystems zur Übertragung von HLCs mit dem LLC *Datenblock senden*

GAdr	Gerät/ Subsystem	Zieladresse des LLCs
\$20	Telemetrie/Telekommando-Einheit VHF-Band	—
\$30	Rad/Kreisel-Einheit in der +Z-Achse	\$FFFF
\$40	Rad/Kreisel-Einheit in der +Y-Achse	\$FFFF
\$50	Rad/Kreisel-Einheit in der -X-Achse	\$FFFF
\$60	S-Band-Sender	—
\$70	Eisenspule	\$F6AF
\$80	Modellrechner	\$F6EC
\$A0	Telemetrie/Telekommando-Einheit UHF-Band	—
\$B0	OBDH-System	—
\$C0	Kamerasystem	\$F6AF

Bodenstation das HLC in der in Abbildung 4.8 dargestellten Weise an die Funkeinheit der Bodenstation über die serielle Schnittstelle übertragen. Die Funkeinheit sendet das Telekommando nach einem definierten Protokoll, das hier nicht weiter erläutert wird, mit Preamble und CRC (Cyclic Redundancy Check) zum Satelliten. Nach dem Empfang durch die TTE des Satelliten wird dieses Telekommando zum OBDH-System übertragen, die Geräteadresse interpretiert, der Multiplexer geschaltet und zur Rad/Kreisel-Einheit übertragen. In Tabelle 4.4 sind alle Geräteadressen *GAdr* mit den dazugehörigen Zieladressen *Adr* dargestellt.

Byte Nr.	0		1		2		3		Datenblock
PC	\$35		\$FF		\$FF		\$06		HLC (6 Bytes)
Funkeinheit		\$35		\$FF		\$FF		\$06	

Abbildung 4.8: Kommandierung der Winkelgeschwindigkeit $\omega_{Soll} = 0 \text{ deg/s}$ in der +Z-Achse (HCL = \$A1, 0, 0, 0, 0, \$AC)

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass aufgrund der Struktur des Kommunikationssystems und des 4er-Protokolls alle notwendigen Telekommandos zu den Rad/Kreisel-Einheiten übertragen und damit die Anforderungen der interaktiven Lageregelung erfüllt werden können.

4.2 Bodensegment

Das Bodensegment spielt für die interaktive Lageregelung mit dem Mikrosatelliten DLR-TUBSAT eine entscheidende Rolle und besteht aufgrund der unterschiedlichen Anforderungen aus mehreren Bodenstationen. Für die Überwachungs- und Steuerungsaufgaben des Satelliten steht die schon für den Betrieb der aktiven Satelliten TUBSAT-A und -N eingesetzte Bodenstation auf dem Dach des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR) der TU-Berlin zur Verfügung. Diese Aufgaben im Bereich Telemetrie/Telekommando erfordern eine omnidirektionale Kommunikation im VHF/UHF-Band mit geringer Datenübertragungsrate.

Für den Betrieb der Nutzlast von DLR-TUBSAT war es jedoch erforderlich die Bodenstation durch eine Empfangsstation im S-Band zu erweitern. Der Mikrosatellit überträgt die Bilder der Kameraplattform im S-Band entweder in digitaler Form mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 125 kBaud oder direkt das Videoanalogsignal (BAS) mit hoher Bandbreite. Auf dem Dach des ILR konnte aus technischen Gründen nur eine Parabolantenne mit einem Durchmesser von 1,2 m installiert werden, wodurch lediglich der Empfang der Digitalbilder gewährleistet werden konnte. Durch die hohe Bandbreite des Videoanalogsignals wurde für den Empfang der Einsatz von Bodenstationen mit einer Parabolantenne größeren Durchmessers erforderlich. Da die Steuerung des Satelliten durch die Bodenstation des ILR erfolgen sollte, musste eine Übertragung der Videobilder von der Empfangsstation zum ILR bereitgestellt werden. Die Übertragung sollte auf der einen Seite eine gute Qualität besitzen und auf der anderen möglichst schnell sein, um die Totzeiten bei der Steuerung des Satelliten gering zu halten. Weiterhin sollte die Möglichkeit der Aufzeichnung der Videobilder vorhanden sein, um diese nach dem Überflug auswerten zu können.

Im Rahmen des Betriebs von DLR-TUBSAT entstanden zwei Kooperationen mit Instituten, die der TU-Berlin beim Empfang der Videobilder Unterstützung leisteten. Die Anlage des DFD in Neustrelitz und die der Radioamateurstation in Kiel haben unterschiedliche Eigenschaften, die in den nachfolgenden Kapiteln erläutert werden.

4.2.1 Deutsches Fernerkundungsdatenzentrum in Neustrelitz

Die Fernerkundungsstation in Neustrelitz ist eine Fachabteilung des Deutschen Fernerkundungsdatenzentrum (DFD) des DLR. Die Forschungsvorhaben dieser Einrichtung konzentrieren sich auf Empfang, Verarbeitung und Archivierung

der Daten von Satelliten im Bereich der Erdbeobachtung, wie z.B. IRS-P3 und LANDSAT-7, und der Entwicklung zukünftiger Bodensegmente. Die Bodenstation verfügt über zwei Parabolantennen mit einem Durchmesser von je 7,3 m, die für den Empfang von kommerziellen Bilddaten eingesetzt werden. Das DFD konnte aus diesem Grund den Einsatz einer der großen Antennen für den Betrieb von DLR-TUBSAT nicht gewährleisten und stellte für den Fall, dass sich die Überflüge mit denen der genannten Projekte überschneiden, noch eine weitere Antenne (zusätzlich zu einer 7,3 m-Antenne) mit einem Durchmesser von 4 m zur Verfügung. Die DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage ist so weit wie möglich automatisiert, damit die Betreuung der Überflüge möglichst wenig Personal in Anspruch nimmt. In Abbildung 4.9 ist die gesamte DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage als Blockdiagramm aufgezeigt.

Die Anlage musste mit zwei Demodulatoren ausgerüstet werden, da die 4 m-Antenne im Gegensatz zu der 7,3 m-Antenne mit einem Frequenzumsetzer ausgerüstet ist. Dieser setzt das S-Band-Signal in mehreren Stufen auf eine niedrigere Frequenz herab. Der Demodulator musste aus diesem Grund leicht modifiziert werden, um das Videoanalogsignal direkt in die Mischstufe mit der entsprechenden Zwischenfrequenz einzuleiten. Die demodulierten und verstärkten Signale laufen in eine Videomatrix, mit der die Antenne für den jeweiligen Überflug ausgewählt wird. Die anschließende Schaltbox legt das empfangene Videoanalogsignal oder das der Kamera an den Computer, der mit einer Frame-Grabber-Karte zur Digitalisierung und einem Real-Encoder zur Erzeugung eines Videostreams ausgerüstet ist. Die Kamera liefert ein stabiles Ersatzsignal für die Zeit außerhalb der Überflüge, da ein Rauschsignal zum Absturz der Software des Real-Encoders führen würde. Bei Anliegen eines stabilen Videoanalogsignals wird die Schaltbox von der Videomatrix umgeschaltet. Das Signal wird auf dem Monitor angezeigt und kann bei Bedarf mit einem herkömmlichen Videorecorder aufgezeichnet werden.

Der von dem Real-Encoder erzeugte Videostream wird über das interne Netzwerk des DFD zu dem Real-Server übertragen, der die digitalisierten Videobilder jedem Nutzer über das Internet zugänglich macht. Der mit dem Real-Player ausgerüstete Computer der Bodenstation des ILR in Berlin stellt mit dem Real-Server in Neustrelitz eine Verbindung her und zeigt die Videobilder in einem Fenster auf seinem Bildschirm an. Die Größe der Videobilder beträgt 320×240 Pixel und die Geschwindigkeit des Real-Encoders ist auf 15 Bilder pro Sekunde eingestellt. Die Übertragungsgeschwindigkeit der Videobilder über das Internet und das interne Netzwerk der TUB beträgt jedoch erfahrungsgemäß nur maximal ein Bild pro Sekunde. Durch die unterschiedliche Auslastung des Netzwerkes ist die Geschwin-

digkeit variabel und kann auch nahe zu null betragen. Nach dem Überflug erzeugt der Videorechner eine komprimierte Videodatei der Größe von 60 MByte, einem Bildformat von 640×480 Pixel und der Geschwindigkeit von 30 Bildern pro Sekunde, das auf den FTP-Server übertragen und gespeichert wird. Die Bodenstation des ILR kann diese Videodatei zu Zwecken der Nachbearbeitung des Überflugs durch eine FTP-Verbindung über das Internet nach Berlin laden und mit dem Real-Player darstellen.

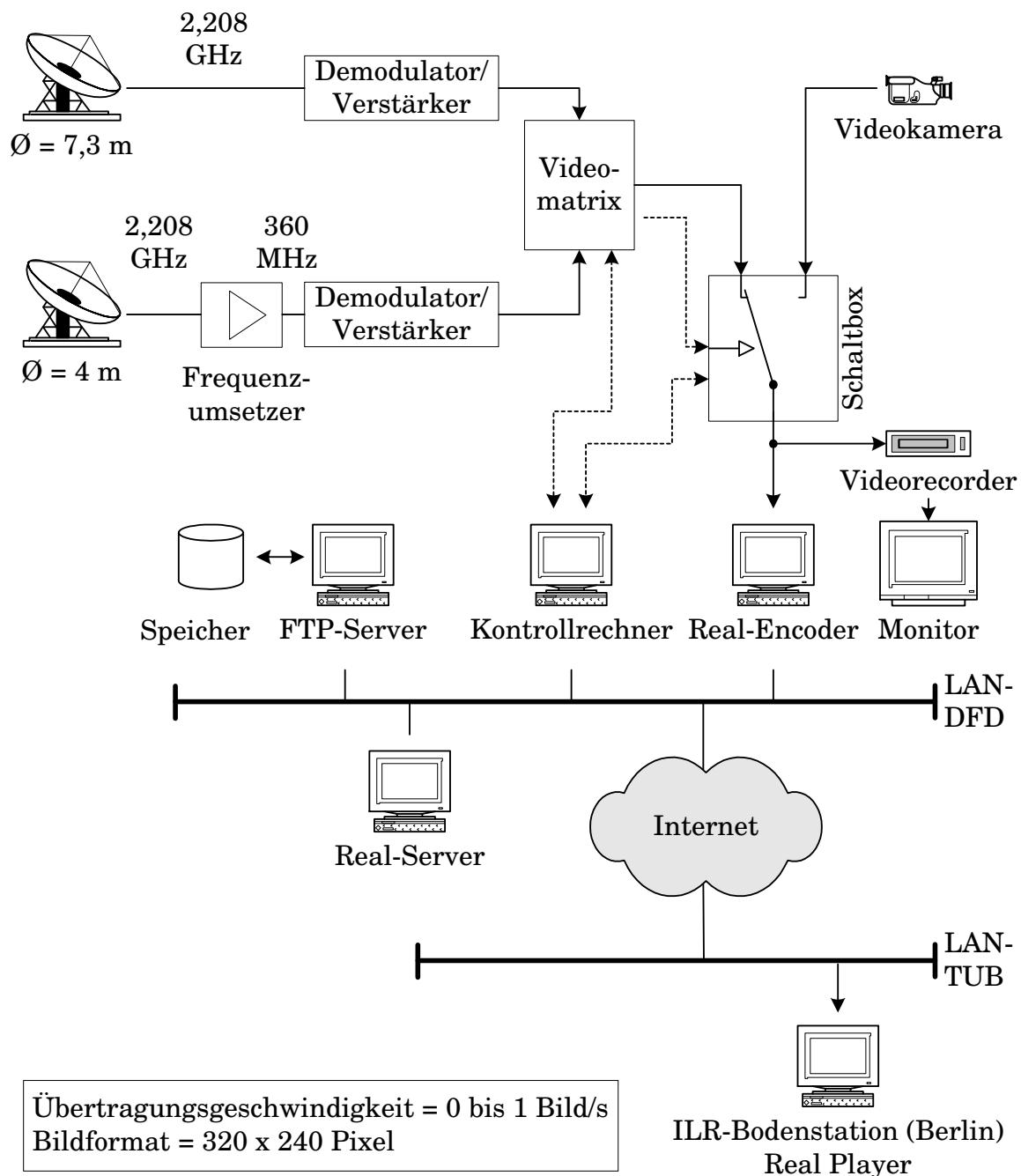


Abbildung 4.9: DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage in Neustrelitz

Tabelle 4.5: Kommandos zur Steuerung der Videoempfangsanlage in Neustrelitz (HH : MM = Startzeit GMT, DD . MM . YYYY = Datum, NN = Nummer des Überflugs im Logfile)

Kommando	Subject der E-Mail
Überflug hinzufügen	DLRTUBSATtrigger add HH : MM DD . MM . YYYY
Status anfordern	DLRTUBSATtrigger status
Überflug löschen	DLRTUBSATtrigger remove NN
Logfile anfordern	DLRTUBSATtrigger log

Die Videoempfangsanlage wird von der Bodenstation des ILR durch E-Mails gesteuert. Es stehen die in Tabelle 4.5 aufgelisteten Kommandos zur Steuerung zur Verfügung, die über das Subject der E-Mail definiert werden.

Das Kommando *Überflug hinzufügen* ist als Anfrage zu verstehen, da der Operator der Bodenstation in Neustrelitz erst den Überflug freigeben muss und daraufhin die Antennennachführung der 4 m- oder 7,3 m-Antenne für DLR-TUBSAT startet. Erst danach ist die Videoempfangsanlage aktiviert und läuft anschließend durch den Kontrollrechner voll automatisch. Der Videorechner ist ab der kommandierten Startzeit für genau 15 Minuten aktiv und liefert für diese Zeit den Videostream. Die Videodatei mit einer Länge von 15 Minuten wird nach dem Überflug innerhalb von 20 Minuten berechnet.

Die DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage hat sich durch ihre Automatisierung und Zuverlässigkeit während des Betriebs von DLR-TUBSAT bewährt. Aufgrund der unberechenbaren Übertragungsgeschwindigkeiten, die von der Auslastung der lokalen und globalen Netzwerke abhängig sind, eignet sich die Anlage nicht für die interaktive Steuerung des Satelliten, sondern lediglich für die anschließende Auswertung der Überflüge mit Hilfe der Videodatei.

4.2.2 Radioamateurstation in Kiel

Die zweite Bodenstation, eine Radioamateurstation des IPTS (Landesinstitut Schleswig-Holstein für Praxis und Theorie in der Schule), ist in Rönne bei Kiel. Sie verfügt über mehrere Antennen- und Messanlagen, die im Rahmen des Projekts „Schulen ans Netz“ über das Internet im Schulunterricht eingesetzt werden. Die Antennenanlage besteht aus einer Empfangsanlage für METEOSAT und NOAA, sowie einer Parabolantenne mit einem Durchmesser von 9 m und einer mit

6 m, die für radioastronomische Messungen eingesetzt werden. Die 4 m-Antenne, welche mit einer VHF-Antenne ausgerüstet ist, wird weiterhin für den Empfang der Telemetriedaten von TUBSAT-A und für den Betrieb von DLR-TUBSAT eingesetzt. Die für die Überwachung und Steuerung der Anlage verantwortlichen Rechner des IPTS sind über ein Funknetz miteinander verbunden. Es besteht dadurch die Möglichkeit durch eine Remote-Control-Verbindung über eine ISDN-Leitung die gesamte Anlage von Berlin aus zu steuern.

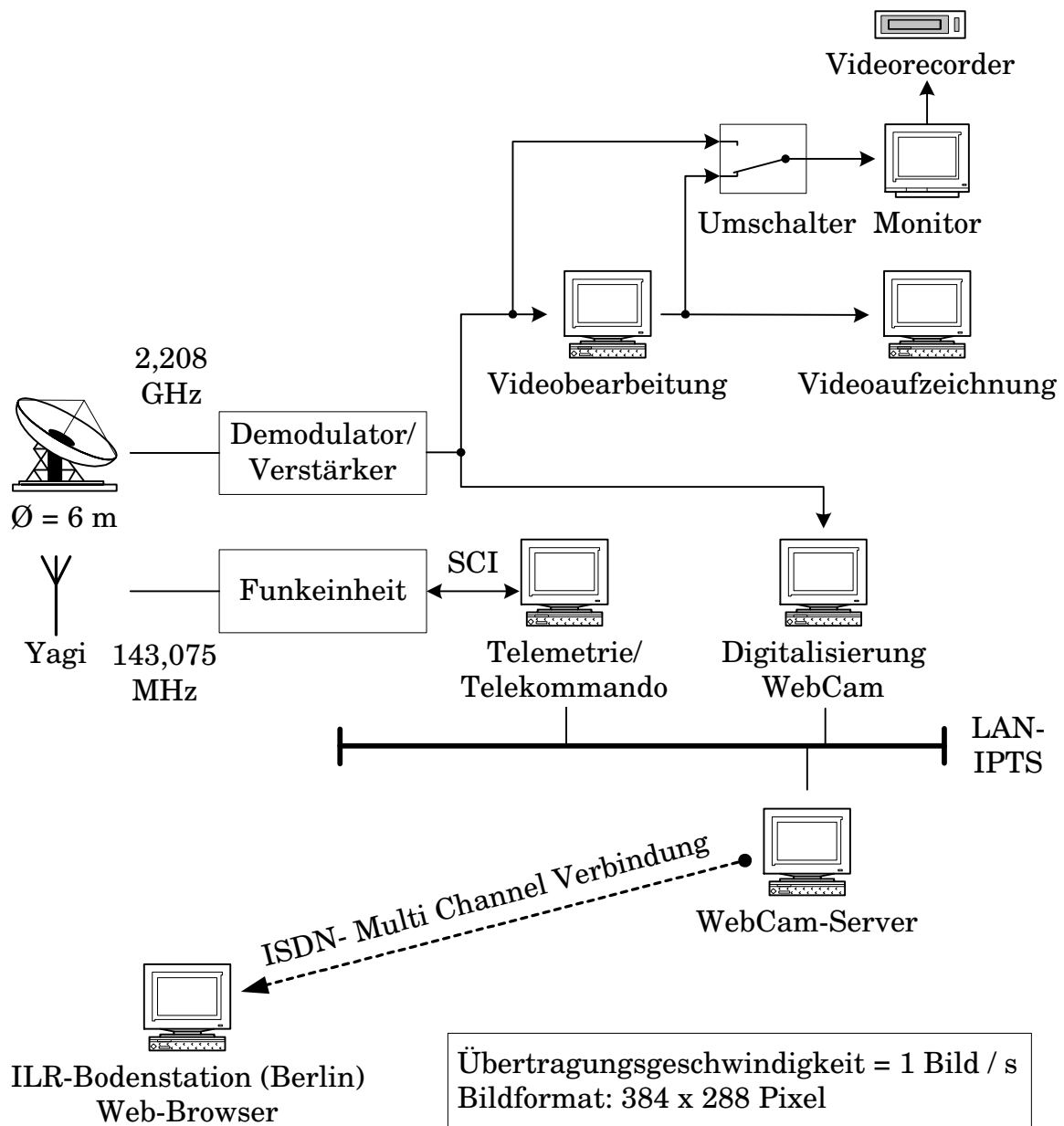


Abbildung 4.10: DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage in Kiel

Der Schwerpunkt der ersten Phase der Entwicklung und des Aufbaus der Anlage lag im Empfang und der möglichst schnellen Übertragung des Videoanalogsignals nach Berlin, da die Steuerung des Satelliten von der Bodenstation des ILR durchgeführt werden sollte. Da die Übertragungsgeschwindigkeiten über das Internet nicht kalkulierbar sind, wird hier eine ISDN-Verbindung verwendet, deren Übertragungsgeschwindigkeit geringer aber dafür konstant ist. Der Aufbau der DLR-TUBSAT-Videoempfangsanlage ist in der Abbildung 4.10 durch ein Blockdiagramm dargestellt.

Das demodulierte und verstärkte Videoanalogsignal wird zu dem Computer mit Frame-Grabber-Karte geleitet, der die Videobilder digitalisiert und über das interne Netzwerk des IPTS zu dem Webcam-Server überträgt. Mit dem Computer der Bodenstation des ILR, der mit einer ISDN-Karte und einem herkömmlichen Browser ausgerüstet ist, wird eine Datenverbindung über ISDN mit dem Netzwerk des IPTS hergestellt. Über die IP-Adresse wird der Webcam-Server kontaktiert, daraufhin werden die Videobilder nach Berlin übertragen und mit einer Größe von 384×288 Pixeln in einem Fenster dargestellt. Die Übertragungsgeschwindigkeit beträgt konstant ein Bild pro Sekunde und ist konstant. Das empfangene Videoanalogsignal wird zusätzlich erst zu einem Rechner für die Bearbeitung und anschließend zu einem für die Aufzeichnung der Videobilder geleitet. Diese werden parallel auf einem Monitor angezeigt und können mit einem herkömmlichen Videorecorder aufgezeichnet werden. Da die Anlage nicht automatisiert ist, ist eine Betreuung durch einen Operator während des Überflugs erforderlich.

Die Bodenstation wurde zusätzlich mit einer Funkeinheit und einer VHF-Antenne (Yagi-Antenne) ausgerüstet, wodurch neben dem Empfang der Videobilder sogar die Steuerung des Satelliten über die Telemetrie/Telekommando-Strecke möglich ist. Über eine Remote-Control-Verbindung mit dem lokalen Funknetz in Kiel ist die Steuerung des Satelliten, zusätzlich zum Bildempfang, über die Anlage in Kiel von der TU-Berlin aus möglich. Mit Hilfe eines Laptops, der mit einem ISDN-Modem ausgerüstet sein muss, wäre die interaktive Lageregelung sogar von jedem beliebigen Ort über die Radioamateurstation in Kiel möglich. Aufgrund der geringen Datenübertragungsrate der ISDN-Verbindung, die durch Verwendung mehrerer Kanäle erhöht werden könnte, ist die Bedienung der Software über eine Remote-Control-Verbindung zum Ende dieser Forschungsarbeit noch mit großen Totzeiten verbunden.

4.2.3 Hauptbodenstation an der TU-Berlin

Die Bodenstation am ILR in Berlin ist auf den Betrieb der aktiven Satelliten TUBSAT-A, -N und DLR-TUBSAT ausgelegt. Für den Betrieb des Satelliten DLR-TUBSAT wurde die Bodenstation durch eine Empfangsanlage im S-Band erweitert. Somit besteht die Hauptbodenstation aus den in Abbildung 4.11 gezeigten Elementen, wie der Telemetrie/Telekommando-Station mit Maussteuerung und den mit Neustrelitz und Kiel verbundenen Computern zur Darstellung der Videobilder. Die Software und Maussteuerung werden im Rahmen der Beschreibung des Betriebs in den Kapiteln 6.3 und 6.4 erläutert.

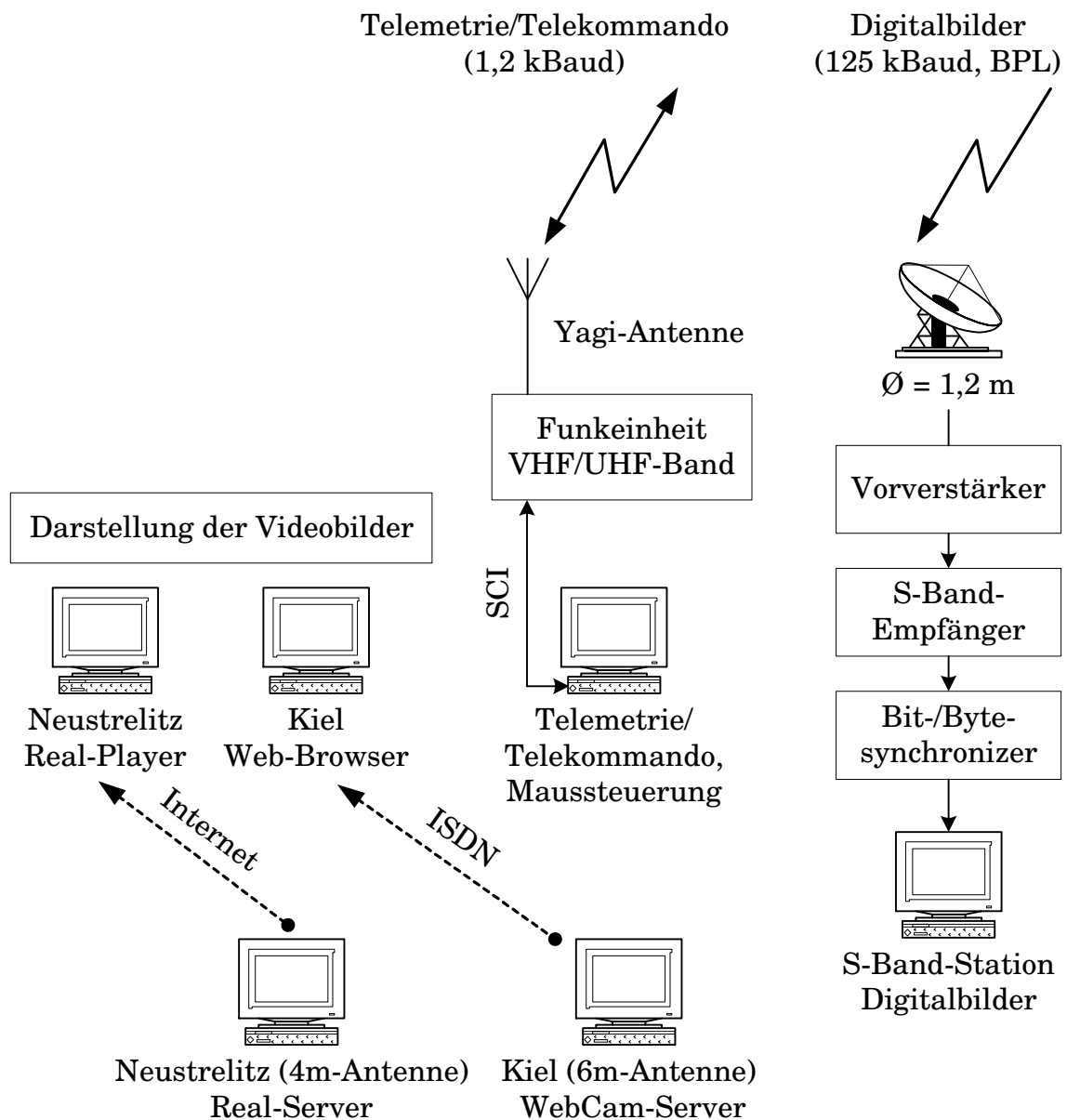


Abbildung 4.11: Hauptbodenstation am ILR der TU-Berlin

Wie schon mehrfach erwähnt, verfügt die S-Band-Station lediglich über eine Parabolantenne mit einem Durchmesser von nur 1,2 m. Aufgrund der hohen Bandbreite des Videoanalogsignals von 8 MHz und der niedrigen Sendeleistung des S-Band-Senders des Satelliten von 3,5 W ist der Empfang der Videobilder in Berlin nicht möglich. Die S-Band-Station wird somit nur für den Empfang der Digitalbilder, die mit einer Übertragungsgeschwindigkeit von 125 kBaud gesendet werden und bi-phase-level kodiert sind, eingesetzt. Dieses Kodierungsverfahren zeichnet sich durch einen sehr einfachen Algorithmus aus, wobei die Bandbreite des Signals verglichen mit anderen Verfahren höher ist. Die mit der Parabolantenne empfangenen Signale werden mit einem Vorverstärker gefiltert und verstärkt. Das vom S-Band-Empfänger demodulierte Signal wird mit einem Bitsynchronizer dekodiert und synchronisiert. Die einzelnen Bits werden anschließend vom Bytesynchronizer zu Bytes zusammengefügt und auf der Festplatte des PCs abgespeichert. Die Zeit für die Übertragung eines Bildes mit der Größe von 433 kByte beträgt ungefähr 28 s.

Zur Darstellung der vom DFD in Neustrelitz und der Radioamateurstation in Kiel empfangenen Videobilder werden zwei Computer eingesetzt. Der eine ist über eine ISDN-Verbindung mit dem LAN des IPTS in Kiel, der andere über das herkömmliche Internet mit dem LAN des DFD verbunden. Die Bilder werden mit einem herkömmlichen WEB-Browser und Real-Player dargestellt. Die Eigenschaften der Bildübertragung wurden in den Kapiteln [4.2.1](#) und [4.2.2](#) erläutert.

5 Simulationssoftware zur Missionsplanung

Für die Vorbereitung der einzelnen Überflüge zur interaktiven Lageregelung wurde die Software SatView entwickelt, die die Simulation des gesamten Überflugs einschließlich der Akquisitions- und Rotationsmanöver ermöglicht. Neben der herkömmlichen Berechnung der Bahn, in der die Bodenspur in einer quadratischen Platkarte eingezeichnet wird, ist die Simulation des Videobildes des Kamerasystems von DLR-TUBSAT die Hauptfunktion der Software. Das Videobild wird in einem grafischen Ausgabefenster dargestellt und enthält die durch ein Gitternetz abgebildete Himmelskugel, die Sonne und die Erde mit den Kontinenten. Eine Veränderung der Brennweite und der Blickrichtung des Kamerasystems ist über eine Menüsteuerung während der Simulation möglich. Die Lage des Satelliten um die drei körperfesten Achsen wird über die Tastatur gesteuert und ist der Maussteuerung sehr ähnlich. Da eine stabile Übertragung der Videobilder Voraussetzung für die interaktive Lageregelung ist, wird der Winkel zwischen der Achse der S-Band-Antenne des Satelliten und dem Schrägentfernungsvektor angezeigt. Der Winkel stellt ein Maß für die Qualität der Übertragung dar.

Mit den genannten Funktionen ist die Simulation der Rotations- und Schwenkmanöver zur Erfassung definierter Zielgebiete ohne Verlust der S-Band-Übertragung, wobei die aktuellen Wetterverhältnisse ebenfalls zu berücksichtigen sind, vor dem Überflug möglich. Neben der Missionsplanung eignet sich die Software auch zum Trainieren des Operators, da das Steuern einer freifliegenden Kamera, die sich mit 22-facher Schallgeschwindigkeit in einer Höhe von 726 km um die Erde bewegt, aufgrund der ungewohnten Perspektive am Anfang Schwierigkeiten bereiten kann.

Die Software besteht neben den Modulen zur Steuerung der Bedienungs Oberfläche und der grafischen Ausgabe aus den Algorithmen zur Berechnung der Bahn des Satelliten auf der Basis der NORAD-Daten und den zur Integration der Euler-Gleichungen und Euler-Winkel. Für die Simulation der Anfangslage des Satelliten nach dem Akquisitionsmanöver, welches die -Z- oder +X-Achse des Satelliten zur Sonne ausrichtet, werden die Bahn der Sonne und die theoretischen Ströme der Solargeneratoren unter Vernachlässigung des Albedo der Erde berechnet. Das Gitternetz der Himmelskugel, die Sonne, der Erdhorizont und die Umrisse der Kontinente werden über Transformationsmatrizen in das körperfeste System des Satelliten und über eine Lochblendentransformation in die Bildebene des Kamerasystems übertragen.

In diesem Kapitel werden nach der Vorstellung des Programms und der Bedienungs Oberfläche die verwendeten Koordinatensysteme und Matrizen dargestellt und die Berechnung der Bahn sowie die der Position der Sonne erläutert. Anschließend wird die Berechnung und Steuerung der Lage des Satelliten über die Tastatur und die Berechnung des Kamerabildes vorgestellt.

5.1 Vorstellung des Programms und der Bedienungs Oberfläche

Die Software SatView wurde in der Entwicklungsumgebung DELPHI der Firma Borland unter Windows entwickelt. In diesem Kapitel werden die Funktionen erläutert, die für die Vorbereitung der Überflüge zur interaktiven Lageregelung wichtig sind. Aufgrund des Umfangs der Software wird auf die anderen Funktionen im Rahmen dieser Forschungsarbeit nicht eingegangen.

Nach dem Start des Programms wird die gesamte Datenbasis in den Speicher des Computers geladen und alle Variablen werden initialisiert. Den größten Teil der Datenbasis bilden die Daten zur Darstellung der Umrisse der Kontinente, die in Polarkoordinaten in einem Textfile gespeichert sind. Das Menü der danach erscheinenden Oberfläche ist in die Gruppen *Program*, *Input* und *Output* unterteilt.

In der Menügruppe *Program* wird die Berechnung im Echtzeitmodus oder mit beliebigen Zeitparametern gestartet, d.h. die Startzeit (Datum und Uhrzeit) wird manuell eingegeben oder durch die Uhr des Computers vorgegeben.

In der Menügruppe *Input* werden alle erforderlichen Daten über einzelne Oberflächen manuell eingegeben oder von einem Textfile geladen. Diese beinhalten die NORAD-Daten mit der Startzeit für die Berechnung der Umlaufbahn, die Daten des Satelliten (Drall, Massenträgheitsmomente) und die der Lageregelung (Regelkreise, Sollwerte, Aktuatoren, Sensoren). Die NORAD-Daten werden ebenfalls über ein Textfile geladen oder manuell eingegeben.

Die Menügruppe *Output* stellt die verschiedenen Betriebsmodi der Software zur Auswahl. In *Ground Track* wird die Bodenspür des Satelliten in einer quadratischen Plattkarte eingezeichnet und die Bahndaten in einem Fenster angezeigt. Der Betriebsmodus *Satellite View* ist für die Vorbereitung der Überflüge von großer Bedeutung und wird in diesem Kapitel den Schwerpunkt darstellen. In diesem Modus wird das Kamerabild berechnet und in einem grafischen Ausgabefenster dargestellt (siehe Abbildung 5.1). In *Body System* wird die Bewegung des Drallvektors im körperfesten System, in *Inertial System* die des körperfesten Koordinatensystems im Inertialsystem und in *Oscilloscope* die wichtigsten Daten des Lageregelungssystems (Euler-Winkel, Winkelgeschwindigkeiten) über der Zeit dargestellt.

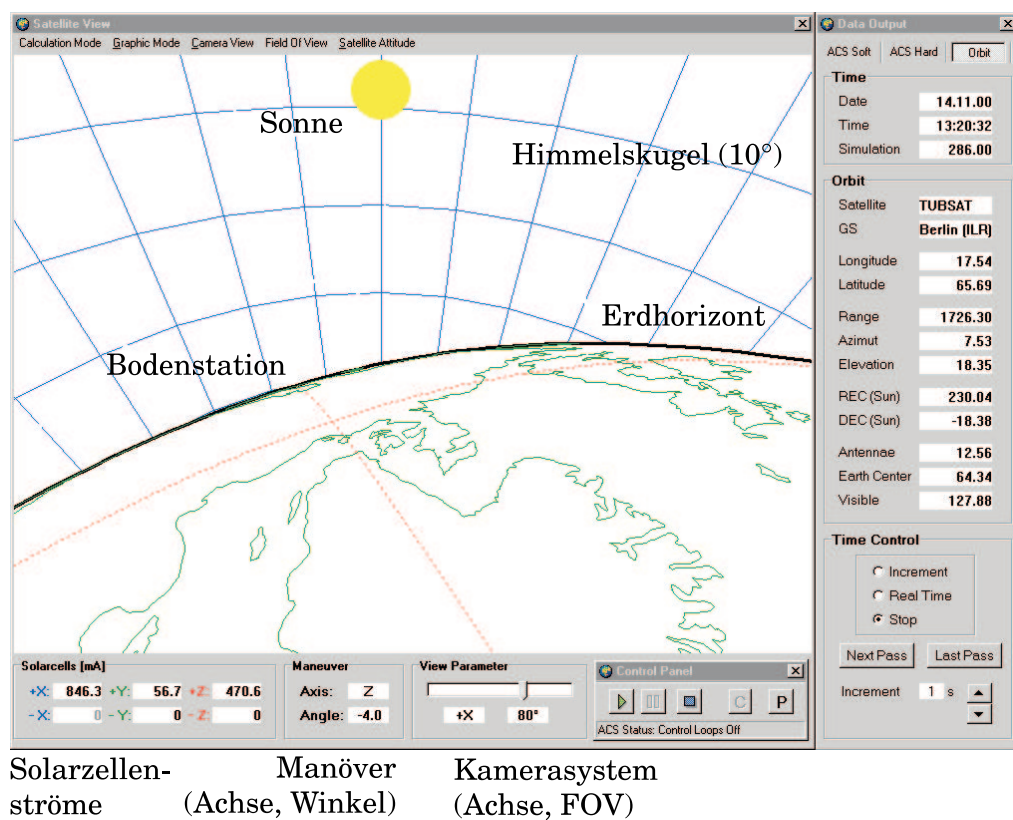


Abbildung 5.1: Bedienungs Oberfläche im Betriebsmodus *Satellite View*. **Links:** Grafisches Ausgabefenster mit dem simulierten Kamerabild. **Rechts:** Datenfenster

Der Betriebsmodus *Ground Track* wurde hauptsächlich für die Berechnung der Startzeit, Länge und maximalen Elevation des Überflugs verwendet. Anschließend wurden der gesamte Überflug mit *Satellite View* simuliert und die Zielgebiete definiert, die ohne Verlust der S-Band-Übertragung über definierte Rotations- und Schwenkmanöver erreicht werden können. Bei der Auswahl der Zielgebiete wurden die Wetterverhältnisse berücksichtigt, indem die aktuelle Lage der Wolkengebiete mit Hilfe der Bilder des Satelliten METEOSAT bestimmt wurde.

Die Bedienungsoberfläche besteht aus dem grafischen Ausgabefenster und dem Datenfenster. In dem grafischen Ausgabefenster des Betriebsmodus *Satellite View* der Abbildung 5.1 ist das aktuelle Kamerabild dargestellt, welches die durch ein Gitternetz (Abstand 10 deg) dargestellte Himmelskugel, die Sonne, die Erde mit den Kontinenten und der Bodenstation enthält. In dem unteren Teil werden die Ströme der Solargeneratoren, Informationen über das aktuelle Manöver (körperfeste Achse, Winkel), das Gesichtsfeld *FOV* und die Blickrichtung der Kamera bezogen auf das körperfeste System angezeigt. Das Datenfenster beinhaltet Zeitparameter, aktuelle Daten der Umlaufbahn und die Möglichkeit die Zeitparameter zu verändern, wie z.B. die Schrittweite, das Umschalten auf Echtzeitmodus und das Springen zum Anfang des nächsten oder letzten Überflugs. Die Daten der Umlaufbahn beinhalten neben dem Namen des Satelliten und der Bodenstation die Koordinaten des Fußpunkts (Länge, Breite) im Erdsystem *E*, die Blickrichtung und Entfernung im Horizontsystem *H* (Azimut, Elevation, Schräg Entfernung) und die Koordinaten (Rektaszension, Deklination) der Sonne. Weiterhin werden der Antennenwinkel η (*Antennae*), der Offnadirwinkel ν der Kamera (*Earth Center*)

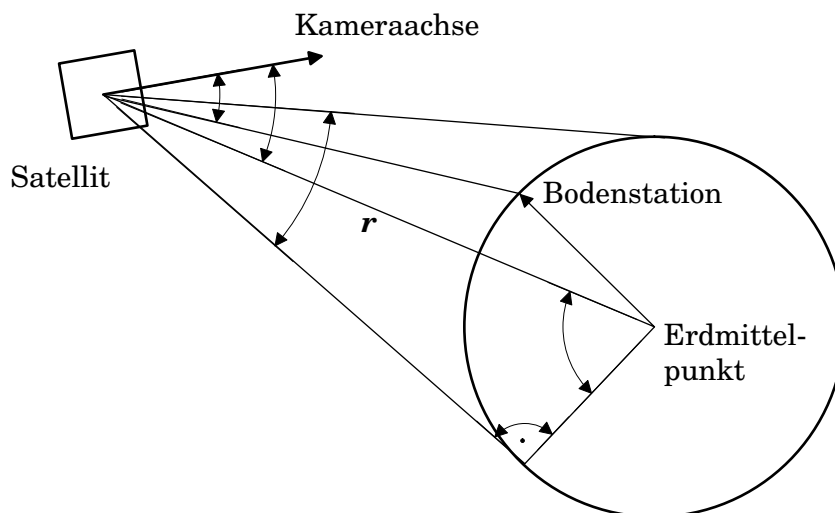


Abbildung 5.2: Erläuterung des Antennenwinkels η , des Offnadirwinkels ν und des Öffnungswinkels des Erdhorizonts χ

Tabelle 5.1: Tastatursteuerung im Betriebsmodus *Satellite View*

Drehrichtung	Tastenkombination	Betrag in deg
Links	$\langle \leftarrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \leftarrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \leftarrow \rangle$	20
Rechts	$\langle \rightarrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \rightarrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \rightarrow \rangle$	20
Oben	$\langle \uparrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \uparrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \uparrow \rangle$	20
Unten	$\langle \downarrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \downarrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \downarrow \rangle$	20
Gegen den Uhrzeigersinn	$\langle \text{Bild} \uparrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \text{Bild} \uparrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \text{Bild} \uparrow \rangle$	20
Im Uhrzeigersinn	$\langle \text{Bild} \downarrow \rangle$	1
	$\langle \text{Strg} \rangle + \langle \text{Bild} \downarrow \rangle$	10
	$\langle \text{Shift} \rangle + \langle \text{Bild} \downarrow \rangle$	20

und der Öffnungswinkel χ des Erdhorizonts (*Visible*) dargestellt, die in der Abbildung 5.2 erläutert werden. Der Antennenwinkel η ist der Winkel zwischen der Blickrichtung der Kamera und dem Schrägentsfernungsvektor. Der Offnadirwinkel v der zwischen Kamera und dem Erdmittelpunkt. Der Winkel η ist ein Maß für die Qualität der S-Band-Übertragung der Videobilder, dessen Berechnung in Kapitel 5.6.5 vorgestellt wird.

Die Lage des Satelliten wird in den drei körperfesten Achsen über die Tastatur gesteuert, wobei über entsprechende Tastenkombinationen (siehe Tabelle 5.1) zwischen den Abstufungen 1, 10 und 20 deg gewählt werden kann. Das Gitternetz der Himmelskugel unterstützt die Orientierung bei den Rotationsmanövern und erzeugt eine räumliche Perspektive.

In den folgenden Kapiteln werden die mathematischen Beziehungen des Betriebsmodus *Satellite View* dargestellt. Diese beinhalten die Gleichungen für die Berechnung des gesamten Kamerabildes und der Steuerung des Satelliten über die Tastatur.

5.2 Koordinatensysteme und Matrizen

Bei der Entwicklung der Simulationssoftware werden verschiedene Koordinatensysteme verwendet, die in Tabelle 5.2 definiert sind. Nach Erläuterung der Koordinatensysteme folgt eine Auflistung der verwendeten Transformationsmatrizen, deren Indizes durch die Gleichungen 5.1 und 5.2 erklärt werden.

Tabelle 5.2: Definition der verwendeten kartesischen Koordinatensysteme (Basisvektor $\mathbf{1}_y = \mathbf{1}_z \times \mathbf{1}_x$)

Name	Index	Basisvektor $\mathbf{1}_x$	Basisvektor $\mathbf{1}_z$
Inertialsystem	Q	Frühlingspunkt	Erdsnordpol
Erdsystem	E	Greenwichmeridian	Erdsnordpol
Horizontsystem	H	Richtung Süden	Erdmittelpunkt
Bahnebenensystem	P	Perigäum	Bahnnormale
Körperfestes Satellitensystem	B	+X-Achse	+Z-Achse

$$\mathbf{1}_A = M_{AB} \cdot \mathbf{1}_B \quad (5.1)$$

$$M_{AB} = M_{BA}^{-1} \quad (5.2)$$

$$M_{QE} = \begin{pmatrix} \cos \Theta_g & -\sin \Theta_g & 0 \\ \sin \Theta_g & \cos \Theta_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$M_{EQ} = \begin{pmatrix} \cos \Theta_g & \sin \Theta_g & 0 \\ -\sin \Theta_g & \cos \Theta_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$M_{EH} = \begin{pmatrix} \cos \lambda \sin \beta & -\sin \lambda & \cos \lambda \cos \beta \\ \sin \lambda \sin \beta & \cos \lambda & \sin \lambda \cos \beta \\ -\cos \beta & 0 & \sin \beta \end{pmatrix}$$

$$M_{HE} = \begin{pmatrix} \cos \lambda \sin \beta & \sin \lambda \sin \beta & -\cos \beta \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ \cos \lambda \cos \beta & \sin \lambda \cos \beta & \sin \beta \end{pmatrix}$$

$$M_{QP} = \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega & -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos i \cos \omega & \sin \Omega \sin i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega & -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos i \cos \omega & -\cos \Omega \sin i \\ \sin i \sin \omega & \sin i \cos \omega & \cos i \end{pmatrix}$$

$$M_{PQ} = \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega & \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega & \sin i \sin \omega \\ -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos i \cos \omega & -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos i \cos \omega & \sin i \cos \omega \\ \sin \Omega \sin i & -\cos \Omega \sin i & \cos i \end{pmatrix}$$

5.3 Berechnung der Umlaufbahn

Die Berechnung der Umlaufbahn basiert auf den NORAD-Daten. Die Bahnstörung durch die Abplattung der Erde, die eine Wanderung des aufsteigenden Knotens und des Perigäums zur Folge hat, wird berücksichtigt. In den folgenden Kapiteln wird die Berechnung des Greenwicher Stundenwinkels, der die Lage des Inertialsystems in der Ekliptikebene definiert und die der einzelnen Bahnparameter in den unterschiedlichen Koordinatensystemen vorgestellt.

5.3.1 Berechnung des Greenwicher Stundenwinkels

Die Grundlage jeder Berechnung von natürlichen oder künstlichen Himmelskörpern ist der Greenwicher Stundenwinkel GHA^Υ . Er definiert die Lage des geografischen Netzes der Erde zur Himmelskugel, d.h. die Lage des Greenwich Meridians gegenüber dem Frühlingspunkt. Der Winkel Θ_g ist die Rektaszension des Greenwich Meridians und es gilt Gleichung 5.3.

$$GHA^\Upsilon = \Theta_g \tag{5.3}$$

Die Formeln zur Berechnung des Frühlingspunkts Θ_g setzen die Kenntnis des Julianischen Datums voraus. Mit Gleichung 5.4 wird das Julianische Datum aus dem Gregorianischen Datum berechnet, wobei Y als Jahr, M als Monat und D als Tag

zu interpretieren sind ($\setminus = \text{DIV}$).

$$\begin{aligned}
 JD = & 367 \cdot Y - (7(Y + (M + 9) \setminus 12)) \setminus 4 \\
 & - (3 \cdot ((Y + (M - 9) \setminus 7) \setminus 100 + 1)) \setminus 4 \\
 & + (275 \cdot M) \setminus 9 + D + 1721029 - 0.5 \quad [\text{Tage}]
 \end{aligned} \tag{5.4}$$

Nach der Berechnung des Julianischen Datums wird der Winkel Θ_{g0} (Θ_g zum Zeitpunkt 0.00 Uhr UT) mit Gleichung 5.5 ermittelt [9]. Dabei werden weitere Einflüsse, wie z.B. die Nutation der Erde, nicht berücksichtigt.

$$\begin{aligned}
 \Theta_{g0} = & \Theta_g(t = 0.00 \text{ UT}) \\
 = & \left[24\,110,54841 + 8640\,184,812866 \cdot T_u \right. \\
 & \left. + 0,093104 \cdot T_u^2 - 6,2 \cdot 10^{-6} \cdot T_u^3 \right] \cdot \frac{15}{3600} \quad [\text{deg}]
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

$$T_u = \frac{JD - 2451545,0}{36525} \quad [\text{Tage}] \tag{5.6}$$

Die Lage des Frühlingspunkts Θ_g zu einem beliebigen Zeitpunkt t (GMT in Tagen) folgt aus Gleichung 5.7.

$$\Theta_g = \Theta_{g0} + \frac{360}{0,99726956633} \cdot t \quad [\text{deg}] \tag{5.7}$$

Mit der berechneten Lage des Frühlingspunkts Θ_g zum Zeitpunkt t sind nun auch die beiden Matrizen M_{QE} und M_{EQ} definiert.

5.3.2 NORAD-Daten

Die Grundlage für die Berechnung der Umlaufbahn bilden die NORAD-Daten, die in der Fachliteratur auch als „Two Line Elements“ bezeichnet werden. Sie beinhalten eine Anzahl Bahnparameter (siehe Tabelle 5.3), die sich auf einen Beobachtungszeitpunkt t_0 beziehen und mit dem Index 0 versehen werden.

5.3.3 Bahnebenensystem

Mit den Gleichungen 5.8 bis 5.17 werden die Bahnparameter zur Beschreibung der Position des Satelliten im Bahnebenensystem P in Abhängigkeit der laufenden

Tabelle 5.3: NORAD-Bahnparameter

Name	Einheit	Beschreibung
t_0	Tage	Beobachtungszeitpunkt
i_0	deg	Inklination
ε_0		Exzentrizität
n_0	U/Tag	Mittlere Bewegung
Ω_0	deg	Aufsteigender Knoten
ω_0	deg	Perigäumsabstand
M_0	deg	Mittlere Anomalie

Zeit t berechnet, wie z.B. die mittlere Anomalie M , die exzentrische Anomalie E , die wahre Anomalie ϕ und der Radiusvektor r .

$$M = M_0 + 2\pi n_0 (t - t_0) \quad (5.8)$$

$$M = E - \varepsilon_0 \sin E \quad (5.9)$$

Zur Berechnung der exzentrischen Anomalie aus Gleichung 5.9 wird das Newton-Verfahren der Gleichung 5.10 angewendet.

$$x_{i+1} = x_i - \frac{f(x_i)}{f'(x_i)} \quad (5.10)$$

Hierzu wird die Gleichung 5.9 nach null aufgelöst und die erste Ableitung gebildet.

$$f(E) = E - M - \varepsilon_0 \sin E = 0 \quad (5.11)$$

$$f'(E) = 1 - \varepsilon_0 \cos E \quad (5.12)$$

Durch Einsetzen der Gleichungen 5.11 und 5.12 in 5.10 ergibt sich Gleichung 5.13.

$$E_{i+1} = E_i - \frac{E_i - M - \varepsilon_0 \sin E_i}{1 - \varepsilon_0 \cos E_i} \quad (5.13)$$

Nach der iterativen Berechnung der exzentrischen Anomalie mit dem Newton-Verfahren werden die wahre Anomalie ϕ mit Gleichung 5.14 und der Radius r mit 5.15 berechnet.

$$\phi = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1 + \varepsilon_0}{1 - \varepsilon_0}} \tan \frac{E}{2} \right] \quad (5.14)$$

$$r = \frac{a (1 - \varepsilon_0^2)}{1 + \varepsilon_0 \cos \phi} \quad [\text{km}] \quad (5.15)$$

Mit Gleichung 5.16 wird der Einheitsvektor des Radiusvektors $\mathbf{r}_P^0$ im Bahnebenensystem P berechnet.

$$\mathbf{r}_P^0 = \begin{pmatrix} \cos \phi \\ \sin \phi \\ 0 \end{pmatrix} \quad (5.16)$$

$$\mathbf{r}_P = r \mathbf{r}_P^0 \quad [\text{km}] \quad (5.17)$$

5.3.4 Bahnstörungen

Bei den Bahnstörungen wird hier nur exemplarisch die Störung infolge der Abplattung der Erde berücksichtigt, die eine Wanderung des aufsteigenden Knotens Ω und des Perigäums ω zur Folge hat [3].

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} (t - t_0) \quad (5.18)$$

$$= \Omega_0 - \frac{3}{2} J_2 n \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 (1 - \varepsilon^2)^{-2} (\cos i) (t - t_0) \quad (5.19)$$

$$\omega = \omega_0 + \frac{d\omega}{dt} (t - t_0) \quad (5.20)$$

$$= \omega_0 + \frac{3}{2} J_2 n \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 (1 - \varepsilon^2)^{-2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) (t - t_0) \quad (5.21)$$

Die Berechnung der großen Halbachse a aus der mittleren Bewegung n erfolgt mit Hilfe der Gleichungen 5.22 und 5.23 [3].

$$n = \frac{dM}{dt} = n_0 \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 (1 - \varepsilon^2)^{-\frac{3}{2}} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \right] \quad (5.22)$$

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (5.23)$$

Durch Einsetzen der Gleichung 5.23 in 5.22 ergibt sich 5.24.

$$n = \frac{dM}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 (1 - \varepsilon^2)^{-\frac{3}{2}} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \right] \quad (5.24)$$

Für die Berechnung der großen Halbachse a unter Anwendung des Newton-Verfahrens wird die Gleichung 5.24 nach null aufgelöst und die Funktion $f(a)$ und deren Ableitung $f'(a)$ gebildet.

$$f(a) = \sqrt{\mu} a^{-\frac{3}{2}} + \frac{3}{2} J_2 R_E^2 (1 - \varepsilon^2)^{-\frac{3}{2}} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \sqrt{\mu} a^{-\frac{7}{2}} - n = 0 \quad (5.25)$$

$$f'(a) = -\frac{3}{2} \sqrt{\mu} a^{-\frac{5}{2}} - \frac{21}{4} J_2 R_E^2 (1 - \varepsilon^2)^{-\frac{3}{2}} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \sqrt{\mu} a^{-\frac{9}{2}} \quad (5.26)$$

Die Funktionen $f(a)$ und $f'(a)$ werden in die Gleichung 5.10 eingesetzt. Die große Halbachse wird anschließend, wie die exzentrische Anomalie, nach Gleichung 5.27 iterativ berechnet.

$$a_{i+1} = a_i - \frac{f(a_i)}{f'(a_i)} \quad (5.27)$$

5.3.5 Erdsystem

Zur Berechnung des Fußpunkts $F(\lambda, \beta)$ des Satelliten wird der Radiusvektor $\mathbf{r}_P$ in das Erdsystem E transformiert. Durch die Berechnung der Bahnstörungen sind der aufsteigende Knoten und der Abstand des Perigäums zum Zeitpunkt t und damit die Matrix $\mathbf{M}_{QP}$ bekannt. Die Erde wird als Kugel mit dem Radius R_E angenommen.

$$\mathbf{r}_E^0 = \mathbf{M}_{EQ} \mathbf{M}_{QP} \cdot \mathbf{r}_P^0 = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \lambda \\ \cos \beta \sin \lambda \\ \sin \beta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{E,X} \\ r_{E,Y} \\ r_{E,Z} \end{pmatrix} \quad (5.28)$$

$$\beta = \arcsin r_{E,Z} \quad (5.29)$$

$$\lambda = \arctan2\left(\frac{r_{E,Y}}{\cos \beta}, \frac{r_{E,X}}{\cos \beta}\right) \quad (5.30)$$

5.3.6 Horizontsystem

Für die Berechnung der Elevation ϱ und des Azimuths α wird der Schrägentfernungsvektor ϱ in das Horizontsystem transformiert. Das Horizontsystem ist die Tangentialebene, deren Berührungspunkt die Koordinaten der Bodenstation hat. Der Vektor der Bodenstation B_E im Erdsystem berechnet sich aus Gleichung 5.31, wobei λ_B die geografische Länge und β_B die geografische Breite der Bodenstation auf der Erdkugel mit dem Radius R_E ist.

$$B_E = R_E \begin{pmatrix} \cos \beta_B \cos \lambda_B \\ \cos \beta_B \sin \lambda_B \\ \sin \beta_B \end{pmatrix} \quad [\text{km}] \quad (5.31)$$

Der Schrägentfernungsvektor ϱ_E berechnet sich nach Gleichung 5.32 aus dem Radiusvektor r_E und dem Bodenstationsvektor B_E .

$$\varrho_E = r \cdot r_E^0 - B_E \quad (5.32)$$

Durch Einsetzen der Koordinaten der Bodenstation (λ_B, β_B) in die Matrix M_{HE} wird der Schrägentfernungsvektor in das Horizontsystem H transformiert.

$$\varrho_H^0 = M_{HE} \cdot \frac{1}{|\varrho_E|} \varrho_E = \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varrho_{H,X} \\ \varrho_{H,Y} \\ \varrho_{H,Z} \end{pmatrix} \quad (5.33)$$

Mit den Gleichungen 5.34 und 5.35 werden die Elevation δ und der Azimut α des Schrägentfernungsvektors berechnet.

$$\delta = \arcsin \varrho_{H,Z} \quad (5.34)$$

$$\alpha = \arctan2\left(\frac{\varrho_{H,Y}}{\cos \delta}, \frac{\varrho_{H,X}}{\cos \delta}\right) \quad (5.35)$$

5.4 Sonne

Zur Simulation des Akquisitionsmanövers wird die Position der Sonne im Inertialsystem Q berechnet. Es werden die Gleichungen aus dem Astronomical Almanac zur Berechnung der Rektaszension und Deklination verwendet [9]. JD_{So} ist das

Julianische Datum bezogen auf das Jahr 2000.

$$JD_{So} = JD - 24515545,0 \quad [\text{Tage}] \quad (5.36)$$

$$L_{So} = 280,460 + 0,9856474 JD_{So} \quad [\text{deg}] \quad (5.37)$$

$$M_{So} = 357,528 + 0,9856003 JD_{So} \quad [\text{deg}] \quad (5.38)$$

$$\lambda_{So} = L_{So} + 1,915 \sin M_{So} + 0,02 \sin(2 M_{So}) \quad [\text{deg}] \quad (5.39)$$

$$\epsilon_{So} = 23,439 - 0,0000004 JD_{So} \quad [\text{deg}] \quad (5.40)$$

Aufgrund des Wertebereichs der Rektaszension des Sonnenvektors von $[0; 2\pi]$ muss RA_{So} mit der Funktion $\arctan2$ berechnet werden.

$$RA_{So} = \arctan2(\cos \epsilon_{So} \sin \lambda_{So}, \cos \lambda_{So}) \quad (5.41)$$

$$DE_{So} = \arcsin(\sin \epsilon_{So} \sin \lambda_{So}) \quad (5.42)$$

Der Sonneneinheitsvektor $\mathbf{Sun}_Q^0$ im Inertialsystem Q berechnet sich mit Hilfe der Gleichung 5.43.

$$\mathbf{Sun}_Q^0 = \begin{pmatrix} \cos DE_{So} \cos RA_{So} \\ \cos DE_{So} \sin RA_{So} \\ \sin DE_{So} \end{pmatrix} \quad (5.43)$$

5.5 Berechnung und Steuerung der Lage des Satelliten

Die Grundlage für die Berechnung der Lage des Satelliten bilden die Euler-Differentialgleichungen und die Euler-Winkel. In dem Programm SatView gibt es drei Möglichkeiten die Lage des Satelliten zu beeinflussen:

1. Vorgabe von Anfangswerten für den Drall und die Euler-Winkel
2. Dreiachsige Steuerung über die Tastatur
3. Ausführung eines Akquisitionsmanövers

5.5.1 Euler-Differentialgleichungen und -Winkel

Die Euler-Differentialgleichungen werden durch das numerische Integrationsverfahren Runge Kutta ohne Schrittweitensteuerung integriert. Die Anfangswerte für den Drall H und die Euler-Winkel $(\varphi, \vartheta, \psi)$ des Satelliten werden vor dem Start des Programms manuell eingegeben oder über ein Datenfile eingelesen. Da die verwendeten Gleichungen fast alle in der Fachliteratur enthalten sind, werden sie hier nur kurz aufgeführt.

Die Vektorgleichung 5.44 beschreibt die Bewegung des Drallvektors im körperfesten System B des Satelliten, der als starrer Körper angenommen wird. Die Bewegung wird in dieser Gleichung nur durch ein vorhandenes äußeres Störmoment $M_{S,B}$ beeinflusst.

$$\dot{\mathbf{H}}_B = -\boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{H}_B + \mathbf{M}_{S,B} \quad (5.44)$$

Das Lageregelungssystem von DLR-TUBSAT beinhaltet neben den faseroptischen Kreisel zur Messung der Winkelgeschwindigkeit $\boldsymbol{\omega}$ drei Reaktionsräder als Aktuatoren, die in den körperfesten Achsen angeordnet sind. Damit ist der Drall in einer Achse gleich der Summe aus dem Drall des Satelliten $\mathbf{H}_{S,B}$ und dem des Reaktionsrads $\mathbf{H}_{R,B}$ und es gilt die Gleichung 5.45.

$$\mathbf{H}_B = \mathbf{H}_{S,B} + \mathbf{H}_{R,B} \quad (5.45)$$

Die Gleichung 5.46 der Reaktionsräder beinhaltet das Radmoment $\mathbf{M}_{R,B}$ und den Dämpfungsfaktor D_R für die Simulation von inneren Störmomenten, wie z.B. der Lagerreibung.

$$\dot{\mathbf{H}}_{R,B} = \mathbf{M}_{R,B} + D_R (\boldsymbol{\omega}_{S,B} - \boldsymbol{\omega}_{R,B}) \quad (5.46)$$

Durch Einsetzen von Gleichung 5.45 in 5.44 ergibt sich die Gleichung 5.47.

$$\dot{\mathbf{H}}_{S,B} = -\boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{H}_B + \mathbf{M}_{S,B} - \mathbf{H}_{R,B} \quad (5.47)$$

Die Integration der Vektorgleichung 5.47 liefert den Drall des Satelliten im körperfesten System. Mit der Gleichung 5.48 werden die Winkelgeschwindigkeiten in den körperfesten Achsen über die inverse Massenträgheitsmatrix $\mathbf{I}_S$ des Satelliten berechnet, die für die Euler-Differentialgleichungen benötigt werden.

$$\boldsymbol{\omega}_{S,B} = \mathbf{I}_S^{-1} \cdot \mathbf{H}_{S,B} \quad (5.48)$$

Für die Berechnung der Euler-Winkel wird die Euler-Differentialgleichung der Gleichung 5.49 der 321-Drehsequenz ebenfalls mit Runge Kutta ohne Schrittweitensteuerung integriert.

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \vartheta & \cos \varphi \tan \vartheta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi / \cos \vartheta & \cos \varphi / \cos \vartheta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_{X,S,B} \\ \omega_{Y,S,B} \\ \omega_{Z,S,B} \end{pmatrix} \quad (5.49)$$

Die Lage des körperfesten Systems B bezüglich des raumfesten Inertialsystems Q wird durch die Euler-Winkel beschrieben, wobei φ die Drehung um die körperfeste +X-Achse des Satelliten, ψ die um die inertial feste Achse und ϑ die um eine dazu senkrecht stehende Achse beschreibt. Die drei Matrizen der beschriebenen 321-Drehsequenz sind in Gleichung 5.50 enthalten. Das Produkt der Drehmatrizen liefert die Lagematrix M_{BQ} .

$$M_{BQ} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (5.50)$$

$$M_{BQ} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \cos \vartheta \sin \psi & -\sin \vartheta \\ \sin \varphi \sin \vartheta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \vartheta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & +\sin \varphi \cos \vartheta \\ \cos \varphi \sin \vartheta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \vartheta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \vartheta \end{pmatrix}$$

Die Lagematrix M_{QB} zur Transformation der Vektoren vom körperfesten System in das Inertialsystem ist die inverse Matrix von M_{BQ} .

$$M_{QB} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & -\cos \varphi \sin \psi + \sin \varphi \sin \vartheta \cos \psi & \cos \varphi \sin \vartheta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \vartheta \sin \psi & \cos \varphi \cos \psi + \sin \varphi \sin \vartheta \sin \psi & \cos \varphi \sin \vartheta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \vartheta & \sin \varphi \cos \vartheta & \cos \varphi \cos \vartheta \end{pmatrix}$$

5.5.2 Dreiachsige Steuerung der Lage des Satelliten

Das Schwenken des Satelliten um die drei körperfesten Achsen erfolgt durch Betätigung der in der Tabelle 5.1 dargestellten Tastenkombinationen in den Abstufungen 1, 10 und 20 deg. Die Pfeiltasten sind, wie bei der Maussteuerung, auf die körperfesten Achsen des Satelliten abgestimmt, wodurch sich bei Betätigung der Taste $\langle \leftarrow \rangle$ das Kamerabild nach links bewegt. Diese Abstimmung hängt von der

gewählten Einbauachse, bzw. Blickrichtung des Kamerasystems ab und muss vor Anwendung der mathematischen Beziehungen berücksichtigt werden. Falls die Erde sich nicht im Gesichtsfeld der Kamera befindet, hilft das Gitternetz der Himmelskugel bei der Orientierung während der Schwenkmanöver.

Die Anfangslage des körperfesten Systems B des Satelliten im Inertialsystem Q nach dem Programmstart ist in Abbildung 5.3 dargestellt. Hierbei ist die +X-Achse zum Frühlingspunkt und die +Z-Achse zum Nordpol der Himmelskugel gerichtet. Zur Beschreibung der Drehungen um die körperfesten Achsen werden die Winkel α , β und γ definiert und die Rotationsmatrix M_{Rot} aufgestellt.

$$M_{Rot} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \cos \beta \sin \gamma & -\sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \alpha \sin \gamma & \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma + \cos \alpha \cos \gamma & +\sin \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \sin \gamma & \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \gamma & \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix}$$

Die neue Lagematrix berechnet sich mit Hilfe der Gleichung 5.51.

$$M_{BQ,neu} = M_{Rot} \cdot M_{BQ} \quad (5.51)$$

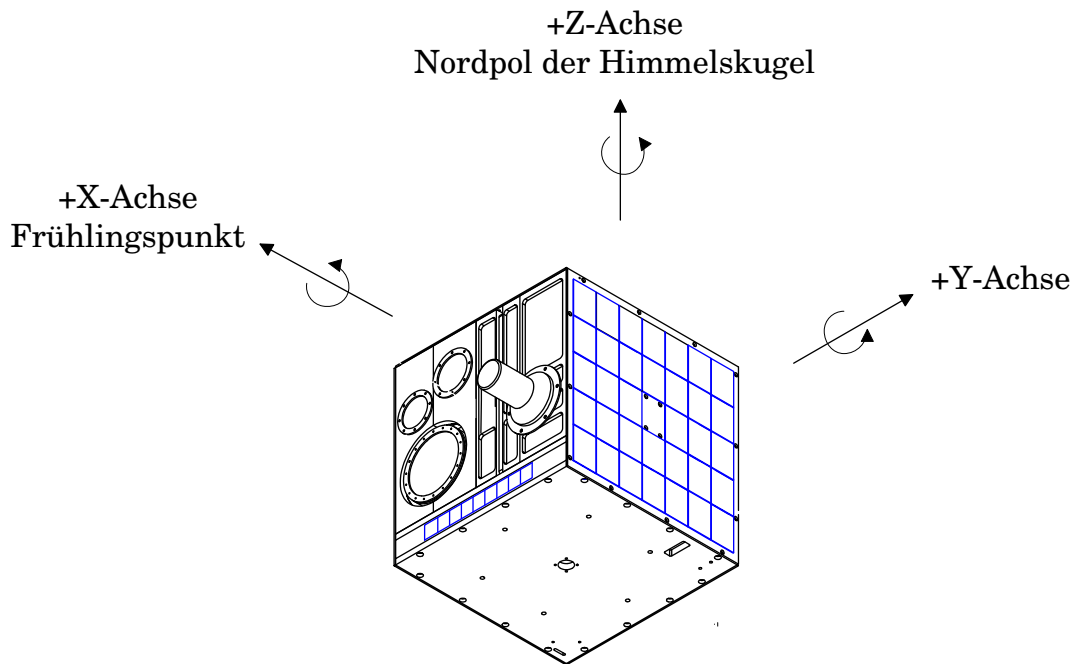


Abbildung 5.3: Anfangslage des Satelliten im Inertialsystem nach dem Programmstart

Die neuen Euler-Winkel werden aus den Elementen der Matrix $M_{BQ,neu}$ mit den Gleichungen 5.52 bis 5.54 berechnet.

$$\vartheta = \arcsin(-M_{BQ,neu,13}) \quad (5.52)$$

$$\psi = \arctan2(M_{BQ,neu,12}, M_{BQ,neu,11}) \quad (5.53)$$

$$\varphi = \arctan2(M_{BQ,neu,23}, M_{BQ,neu,33}) \quad (5.54)$$

5.5.3 Akquisitionsmanöver

Das Akquisitionsmanöver richtet eine der sechs Seiten des Satelliten zur Sonne aus. Die Gleichungen für die Berechnung der Position der Sonne im Inertialsystem wurden in Kapitel 5.4 dargestellt. Diese wird durch den Einheitsvektor $\mathbf{Sun}^0$ oder direkt durch die Rektaszension RA_{So} und Deklination DE_{So} definiert. Aufgrund der verwendeten 321-Drehsequenz wird die Lage des Satelliten, in der die +X-Achse zur Sonne ausgerichtet ist, durch die Gleichung 5.55 beschrieben.

$$\begin{pmatrix} \varphi \\ \vartheta \\ \psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -DE_{So} \\ RA_{So} \end{pmatrix} \quad (5.55)$$

Die Euler-Winkel definieren die Lagematrix M_{BQ} . Für die Ausrichtung der anderen Seiten zur Sonne, muss M_{BQ} mit der Rotationsmatrix M_{Rot} multipliziert werden. Bei Ausrichtung der +X-Achse zur Sonne sind die Winkel α , β und γ der Rotationsmatrix gleich null.

$$M_{BQ,neu} = M_{Rot} \cdot M_{BQ} \quad (5.56)$$

Die Euler-Winkel berechnen sich aus der neuen Lagematrix $M_{BQ,neu}$ mit den Gleichungen 5.52 bis 5.54.

5.6 Berechnung und Darstellung des Kamerabildes

Das Kamerabild wird in dem grafischen Ausgabefenster der Bedienungsoberfläche dargestellt und enthält die folgenden Elemente:

- Gitternetz der Himmelskugel zur inertialen Orientierung
- Sonne
- Erdhorizont
- Umrisse der Kontinente und Inseln

Das Fenster hat eine Größe von 800×600 Pixel, und entspricht damit der Größe der verwendeten Bildaufnehmer des Kamerasystems. Die Skalierung bzw. Vergrößerung hängt von dem gewählten Gesichtsfeld FOV ab, das in Abstufungen von zehn Grad bis zur maximalen Größe von 120 deg verändert werden kann. Weiterhin kann die Einbauachse des Kamerasystems frei gewählt werden, wobei nur die geometrischen Achsen in positiver und negativer Richtung zur Verfügung stehen. Die nominelle Lage des Koordinatensystems der Kamera, das sogenannte Kamerasystem C , ist gleich dem körperfesten System B , in der die $+X$ -Achse des körperfesten Systems senkrecht auf dem Bildaufnehmer der Kamera steht (siehe Abbildung 5.3). Die Matrix M_{CB} stellt den Zusammenhang zwischen der beschriebenen nominellen und der gewählten Einbauachse des Kamerasystems her, um einen zu zeichnenden Vektor V durch Multiplikation vom körperfesten System B in das Kamerasystem C zu transformieren. Anschließend wird der Vektor V über eine Lochblendentransformation in die Bildebene, die dem grafischen Ausgabefenster entspricht, transformiert.

5.6.1 Lochblendentransformation

Der Zusammenhang zwischen den Koordinaten (x_g, y_g) des grafischen Ausgabefensters und einem Vektor V könnte sehr leicht über trigonometrische Funktionen hergestellt werden. Da jedoch die Lochblendentransformation für die Berechnung eines Kamerabildes unter Umständen mehrere tausend Mal verwendet wird und die Ausführung der trigonometrischen Funktionen viel Rechenzeit in Anspruch nimmt, musste eine Alternative gefunden werden. Um die Geschwindigkeit der

Simulationssoftware SatView und damit den Komfort in der Anwendung zu erhöhen, wird die Lochblendentransformation auf vektorieller Basis hergeleitet. In der nominellen Lage des Kamerasystems C sind die Winkel der Matrix M_{CB} gleich null. Für die Herleitung der Lochblendentransformation auf vektorieller Basis gilt damit die Abbildung 5.4. Durch Anwendung des Strahlensatzes ergeben sich die Gleichungen 5.57 und 5.58.

$$\frac{SA}{SA'} = \frac{SB}{SB'} \quad \text{liefert} \quad \frac{1}{SA'} = \frac{e_x}{1} \quad \Leftrightarrow \quad SA' = \frac{1}{e_x} \quad (5.57)$$

$$\frac{AB}{A'B'} = \frac{SA}{SA'} \quad \text{liefert} \quad \frac{e_z}{z'} = \frac{1}{SA'} \quad (5.58)$$

Durch Einsetzen der Gleichung 5.57 in 5.58 ergeben sich die sehr einfachen Zusammenhänge für die Berechnung der Koordinaten (y', z') auf der Tangentialebene der Einheitskugel:

$$z' = \frac{e_z}{e_x} \quad \text{damit gilt ebenfalls} \quad y' = \frac{e_y}{e_x} \quad (5.59)$$

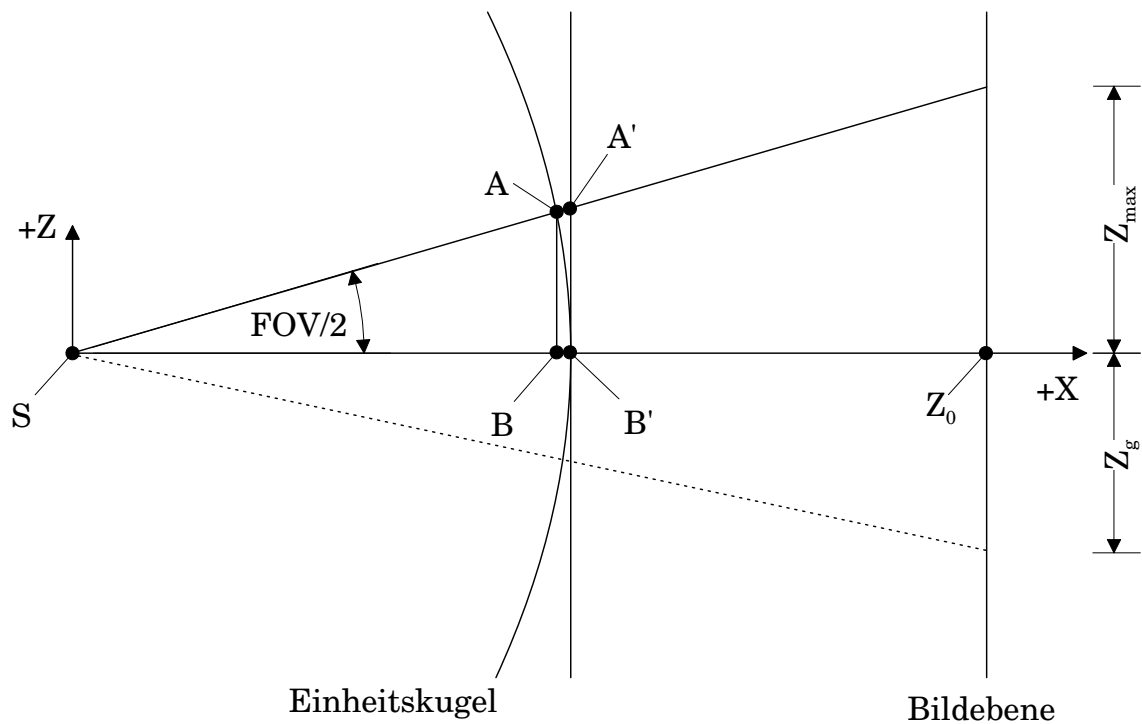


Abbildung 5.4: Lochblendentransformation

Für die Berechnung der Koordinaten (y, z) in der Bildebene nach den Gleichungen 5.60 und 5.61 wird noch der Skalierungsfaktor f gesucht.

$$z = \frac{e_z}{e_x} \cdot f \quad (5.60)$$

$$y = \frac{e_y}{e_x} \cdot f \quad (5.61)$$

Unter der Annahme, dass die Größe des Bildes von 800×600 Pixeln dem Gesichtsfeld FOV der Kamera entspricht, gilt die Gleichung 5.62. Die Koordinate z_{max} ist der maximale Abstand vom Mittelpunkt eines beliebigen Vektors, der sich genau am Rand des Gesichtsfelds der Kamera befindet, und ist damit gleich der halben Bildgröße.

$$z_{max} = \frac{Bild}{2} = \tan\left(\frac{FOV}{2}\right) \cdot f \quad (5.62)$$

$$\Leftrightarrow f = \frac{z_{max}}{\tan\left(\frac{FOV}{2}\right)} \quad (5.63)$$

Ein beliebiger Einheitsvektor V^0 (siehe Gleichung 5.64) im körperfesten System des Satelliten wird bei bekanntem Skalierungsfaktor f nach den beiden Gleichungen 5.65 und 5.66 transformiert.

$$V^0 = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} \quad (5.64)$$

$$y = f \cdot \frac{V_y}{V_x} \quad (5.65)$$

$$z = f \cdot \frac{V_z}{V_x} \quad (5.66)$$

Mit den Gleichungen 5.67 und 5.68 werden die Koordinaten (y_g, z_g) des grafischen Ausgabefensters des Einheitsvektors V^0 berechnet, wobei (y_0, z_0) den Mittelpunkt des Fensters definieren.

$$y_g = y_0 - f \cdot \frac{V_y}{V_x} \quad (5.67)$$

$$z_g = z_0 - f \cdot \frac{V_z}{V_x} \quad (5.68)$$

5.6.2 Himmelskugel als Gitternetz

Zur besseren Kontrolle der Steuerung des Satelliten über die Tastatur und zur Erzeugung einer räumlichen Perspektive wird die Himmelskugel als Gitternetz in dem Kamerabild dargestellt. Der Abstand der Längen- und Breitenkreise beträgt zehn Grad, wobei die Linien, welche die Ebene der Ekliptik und den Längenkreis mit der Rektaszension gleich null Grad kennzeichnen, farblich unterschieden sind. Der Schnittpunkt dieser beiden Linien definiert den Frühlingspunkt. Die Daten des Gitternetzes sind als kartesische Einheitsvektoren $Star_Q^0$ im RAM des Computers gespeichert. Die Vektoren werden nach Gleichung 5.69 vom Inertialsystem Q in das körperfeste System des Satelliten B und anschließend mit der Matrix M_{CB} in das Kamerasystem C transformiert.

$$Star_C^0 = M_{CB} \cdot M_{BQ} \cdot Star_Q^0 \quad (5.69)$$

Zur Erhöhung der Rechengeschwindigkeit werden nur die sich im Gesichtsfeld der Kamera befindlichen Teile des Gitternetzes gezeichnet. Dazu wird das Skalarprodukt zwischen dem Vektor $Star_C^0$ und dem auf dem Bildaufnehmer senkrecht stehenden Einheitsvektor X^0 gebildet, das den Kosinus des von den beiden Vektoren eingeschlossenen Winkels ζ liefert. Der Einheitsvektor X^0 ist gleich der positiven X-Achse des körperfesten Systems des Satelliten.

$$\langle Star_C^0, X^0 \rangle = \cos \zeta \geq \cos \left(\frac{FOV}{2} \right) \quad (5.70)$$

Ist der Winkel kleiner gleich dem halben Gesichtsfeld FOV , dann wird der Vektor $Star_C^0$ mit Hilfe der Gleichungen 5.67 und 5.68 der Lochblendentransformation in die Bildebene transformiert. Die einzelnen Bildpunkte werden durch Linien miteinander verbunden.

5.6.3 Erdhorizont

Es gibt unterschiedliche Möglichkeiten den Erdhorizont zu berechnen. Er ist abhängig vom Radiusvektor r , d.h. von den Koordinaten des Fußpunkts (λ, β) und der Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche. Aufgrund der wesentlich einfacheren Programmierung mit Hilfe der vorhandenen Matrizen wird die Berechnung des Erdhorizonts im Horizontsystem durchgeführt.

Das Horizontsystem wird im Fußpunkt des Satelliten positioniert. Für die Bestimmung der Koordinaten (λ, β) werden die Polarkoordinaten des Einheitsvektors $\mathbf{r}_E^0$ mit den Gleichungen 5.72 und 5.73 berechnet.

$$\mathbf{r}_E^0 = \begin{pmatrix} r_{E,X} \\ r_{E,Y} \\ r_{E,Z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \lambda \\ \cos \beta \sin \lambda \\ \sin \beta \end{pmatrix} \quad (5.71)$$

$$\beta = \arcsin r_{E,Z} \quad (5.72)$$

$$\lambda = \arctan2\left(\frac{r_{E,Y}}{\cos \beta}, \frac{r_{E,X}}{\cos \beta}\right) \quad (5.73)$$

Nach Berechnung der Koordinaten ist die Matrix M_{EH} definiert. Der halbe Öffnungswinkel ξ des Erdhorizonts wird mit Gleichung 5.74 berechnet.

$$\xi = \arccos\left(\frac{R_E}{r}\right) \quad (5.74)$$

Im Horizontsystem H lässt sich der Erdhorizont mit der Gleichung 5.75 aus einzelnen Vektoren $\mathbf{V}_H$ berechnen, indem für die geografische Länge λ Werte von $[0; 360]$ deg eingesetzt werden.

$$\mathbf{V}_H = R_E \begin{pmatrix} \cos(\frac{\pi}{2} - \xi) \cos \lambda \\ \cos(\frac{\pi}{2} - \xi) \sin \lambda \\ \sin(\frac{\pi}{2} - \xi) \end{pmatrix} \quad [\text{km}] \quad (5.75)$$

Der Vektor $\mathbf{V}_H$ wird in das Inertialsystem Q transformiert, anschließend wird der Schrägentfernungsvektor $\boldsymbol{\varrho}_Q$ durch Subtraktion mit dem Radiusvektor $\mathbf{r}_Q$ berechnet und ins Kamerasystem C transformiert.

$$\mathbf{V}_Q = M_{QE} \cdot M_{EH} \cdot \mathbf{V}_H \quad [\text{km}] \quad (5.76)$$

$$\boldsymbol{\varrho}_Q = \mathbf{V}_Q - \mathbf{r}_Q \quad [\text{km}] \quad (5.77)$$

$$\boldsymbol{\varrho}_C = M_{CB} \cdot M_{BQ} \cdot \boldsymbol{\varrho}_Q \quad [\text{km}] \quad (5.78)$$

$$\boldsymbol{\varrho}_C^0 = \frac{1}{\varrho} \boldsymbol{\varrho}_C \quad (5.79)$$

Wie bei der Darstellung des Gitternetzes der Himmelskugel werden auch hier nur die sichtbaren Vektoren gezeichnet, die die Gleichung 5.80 erfüllen müssen.

$$\langle \varrho_C^0, \mathbf{X}^0 \rangle = \cos \zeta \geq \cos \left(\frac{FOV}{2} \right) \quad (5.80)$$

Mit Hilfe der Gleichungen 5.67 und 5.68 der Lochblendentransformation wird ϱ_C^0 in die Bildebene transformiert. Die einzelnen Bildpunkte werden durch Linien miteinander verbunden.

5.6.4 Kontinente und Bodenstation

Die Datenbasis für die Darstellung der Kontinente und Inseln wird nach dem Programmstart in das RAM des Computers geladen und besteht aus ungefähr 87.500 kartesischen Einheitsvektoren im Erdsystem E , die durch einen Linienzug verbunden werden müssen. Der Anfang eines neuen Linienzugs, d.h. ein neuer Kontinent oder eine neue Insel, wird in der Datenbasis durch den Vektor $(0, 0, 1)$ gekennzeichnet. Der Einheitsvektor $\mathbf{Earth}_E^0$ wird mit der Gleichung 5.81 in das Inertialsystem Q transformiert.

$$\mathbf{Earth}_Q^0 = M_{QE} \cdot \mathbf{Earth}_E^0 \quad (5.81)$$

Aufgrund der sehr hohen Anzahl von Vektoren werden die nicht sichtbaren Vektoren zur Reduzierung der Rechenzeit so früh wie möglich herausgefiltert. Dazu wird mittels Gleichung 5.82 festgestellt, ob der Punkt auf der Erdoberfläche sicht-

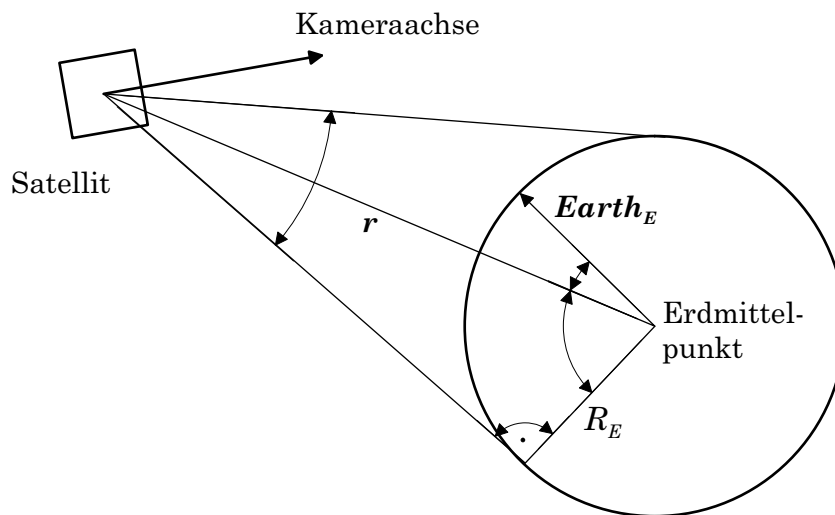


Abbildung 5.5: Sichtbarkeit der Kontinente

bar ist oder hinter dem Horizont liegt. Das Skalarprodukt ist gleich dem Kosinus des von dem Radiusvektor r_Q^0 und dem Vektor $\mathbf{Earth}_Q^0$ eingeschlossenen Winkels ι . Ist der Kosinus des Winkels ι größer gleich dem Kosinus des Öffnungswinkels ξ des Erdhorizonts, dann ist der Vektor sichtbar (siehe Abbildung 5.5).

$$\langle \mathbf{Earth}_Q^0, r_Q^0 \rangle \geq \cos \xi = \cos \left(\frac{R_E}{r} \right) \quad (5.82)$$

Für die sichtbaren Vektoren wird der Schrägentfernungsvektor ϱ_Q berechnet, ins Kamerasystem C transformiert und anschließend der Betrag berechnet.

$$\varrho_Q = R_E \mathbf{Earth}_Q - r_Q \quad (5.83)$$

$$\varrho_C = M_{CB} \cdot M_{BQ} \cdot \varrho_Q \quad (5.84)$$

$$\varrho_C^0 = \frac{1}{\varrho} \varrho_C \quad (5.85)$$

Die Anzahl der zu transformierenden Vektoren wird nun weiter reduziert, indem nur die im Gesichtsfeld der Kamera liegenden Vektoren berücksichtigt werden. Dazu wird das Skalarprodukt zwischen dem Vektor ϱ_C^0 und dem auf dem Bildaufnehmer senkrecht stehenden Einheitsvektor $\mathbf{X}^0$ gebildet, das den Kosinus des von den beiden Vektoren eingeschlossenen Winkels ζ liefert.

$$\langle \varrho_C^0, \mathbf{X}^0 \rangle = \cos \zeta \geq \cos \left(\frac{FOV}{2} \right) \quad (5.86)$$

Ist die Gleichung 5.86 erfüllt, dann wird der Vektor ϱ_C^0 mit Hilfe der Gleichungen 5.67 und 5.68 der Lochblendentransformation in die Bildebene transformiert. Die einzelnen Bildpunkte werden durch Linien miteinander verbunden.

Die Position der Bodenstation wird durch Zeichnen ihres Längen- und Breitenkreises gekennzeichnet. Die Kenntnis der Position der bodenseitigen S-Band-Antenne während der Simulation des Überflugs ist sehr wichtig, da bei der Auslegung der Rotationsmanöver die Übertragung der Videobilder zu jedem Zeitpunkt gewährleistet sein muss. Die Berechnung des Antennenwinkels wird im folgenden Kapitel erläutert.

5.6.5 Sonne, Ströme der Solargeneratoren und Antennenwinkel

Die Gleichungen zur Berechnung der Position der Sonne im Inertialsystem Q wurden im Kapitel 5.4 vorgestellt. Der Einheitsvektor $\mathbf{Sun}_Q^0$ wird mit Hilfe der Gleichung 5.87 ins Kamerasystem C transformiert. Anschließend wird der Vektor mit den Gleichungen 5.67 und 5.68 in die Bildebene transformiert und als gelber Kreis dargestellt.

$$\mathbf{Sun}_C^0 = \mathbf{M}_{CB} \cdot \mathbf{M}_{BQ} \cdot \mathbf{Sun}_Q^0 \quad (5.87)$$

Die Ströme der Solargeneratoren der Telemetrie des Satelliten sind während des Überflugs eine wichtige Information für die Bestimmung der aktuellen Lage. Aus diesem Grund werden in der Simulationssoftware die theoretischen Ströme aller sechs Seiten des Satelliten über den Kosinus berechnet und in dem grafischen Ausgabefenster angezeigt. Die Störung durch das Albedo der Erde wird nicht berücksichtigt. Der Strom I wird über das Produkt aus dem maximalen Strom von 970 mA und dem Skalarprodukt zwischen den Normalvektoren $\mathbf{N}^0$ der sechs Seiten und dem Vektor $\mathbf{Sun}_C$ berechnet. Das Skalarprodukt ist gleich dem Kosinus des Einfallswinkels.

$$I_i = I_{max} \langle \mathbf{Sun}_C^0, \mathbf{N}_i^0 \rangle \quad \text{für } 1 \leq i \leq 6$$

$$\text{mit } \mathbf{N}_1^0 = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \mathbf{N}_2^0 = \begin{pmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \dots \quad (5.88)$$

Der Antennenwinkel η ist der Winkel zwischen dem Schrägentfernungsvektor $\mathbf{g}$ und der aktuellen Blickrichtung bzw. Einbauachse des Kamerasystems, in der auch die S-Band-Antenne zur Übertragung der Videobilder angebracht ist. Er ist ein Maß für die Qualität der Übertragung, die wiederum Voraussetzung für die interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung ist. Der Zusammenhang zwischen der Bildqualität und dem Antennenwinkel hängt von dem Durchmesser der bodenseitigen Empfangsantenne ab. Die Hauptkeule der bordseitigen Antenne beträgt 70 deg. Durch Einsetzen der geografischen Koordinaten der Bodenstation

(λ_B, β_B) in die Gleichung 5.89 wird der Vektor B_Q bestimmt.

$$B_Q = M_{QE} \cdot R_E \cdot \begin{pmatrix} \cos \beta_B \cos \lambda_B \\ \cos \beta_B \sin \lambda_B \\ \sin \beta_B \end{pmatrix} \quad (5.89)$$

Mit Gleichung 5.90 wird der Schrägentfernungsvektor ϱ_Q und anschließend mit 5.91 der Einheitsvektor ϱ_C^0 im Kamerasystem berechnet.

$$\varrho_Q = B_Q - r_Q \quad (5.90)$$

$$\varrho_C^0 = \frac{1}{\varrho} M_{CB} \cdot M_{BQ} \cdot \varrho_Q \quad (5.91)$$

Mit der Gleichung 5.92 wird nun der Antennenwinkel η über das Skalarprodukt ermittelt.

$$\eta = \arccos(\langle \varrho_C^0, X^0 \rangle) \quad (5.92)$$

6 Betrieb

Die Eigenschaften der Umlaufbahn haben entscheidenden Einfluss auf den Betrieb des Satelliten. Daher wird im ersten Abschnitt auf den Start des Satelliten eingegangen und die Parameter der Umlaufbahn werden erläutert. Das verwendete Akquisitionsmanöver zur Gewährleistung der Übertragung der Videobilder und die entwickelte Maussteuerung der Telemetrie/Telekommando-Station an der TU-Berlin werden anschließend vorgestellt. Die entwickelte Betriebssoftware ermöglicht die Ausführung aller für die interaktive Lageregelung notwendigen Telekommandos, die zusammen mit dem gesamten Ablauf eines Überflugs im letzten Abschnitt erläutert werden. Die Maussteuerung ist dabei der wichtigste Bestandteil der Betriebssoftware, da sie die einfache Ausrichtung des Kamerasystems bzw. des Satelliten ermöglicht.

6.1 Umlaufbahn

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT wurde als Sekundärnutzlast mit der indischen Rakete PSLV gestartet, wodurch die Bahnparameter durch die Primärnutzlast vorgegeben waren. Die Primärnutzlast war der indische Erdbeobachtungssatellit IRS-P4 (OCEANSAT-1), der in der Ozeanographie, Ökologie und zur Beobachtung der Atmosphäre eingesetzt wird. Die zweite Sekundärnutzlast war der koreanische Kleinsatellit KITSAT-3, dessen technische Daten in der Tabelle 2.4 in Kapitel 2 dargestellt sind. Die Vehicle Equipment Bay (VEB) der Oberstufe der Rakete wurde überarbeitet, um die Sekundärnutzlasten DLR-TUBSAT und KITSAT-3 im Piggy-Back-Modus integrieren zu können. Die Abbildung 6.1 links zeigt den Mikrosatelliten DLR-TUBSAT mit Transportrahmen am Kran während der Integration und 6.1 rechts die drei Satelliten IRS-P4, KITSAT-3 und DLR-TUBSAT im Reinraum des Mobile Service Tours am Startplatz nach beendeter Integration.

Tabelle 6.1: DLR-TUBSAT Bahnparameter nach dem Start

Typ	Sonnensynchron
Höhe	726 km
Absteigender Knoten	12 : 00 am
Exzentrizität	0,0017
Inklination	98,3811 deg
Umlaufzeit	99,344 min
Bahnzyklus	2 Tage

Der Start der Mission PSLV-C2 erfolgte am 26. Mai 1999 und war der erste kommerzielle Start mit Sekundärnutzlasten der indischen Firma ANTRIX. DLR-TUBSAT wurde 19 min nach dem Start durch einen Federausstoßmechanismus mit einer Geschwindigkeit von 1 m/s in einem Winkel von 80 deg zur Bahntangente ausgestoßen. Die resultierenden Bahnparameter sind in der Tabelle 6.1 aufgeführt.

Die Primärnutzlast OCEANSAT-1 ist ein Erdbeobachtungssatellit mit einer niedrigen geometrischen Auflösung von 250 m und einer hohen temporalen Auflösung

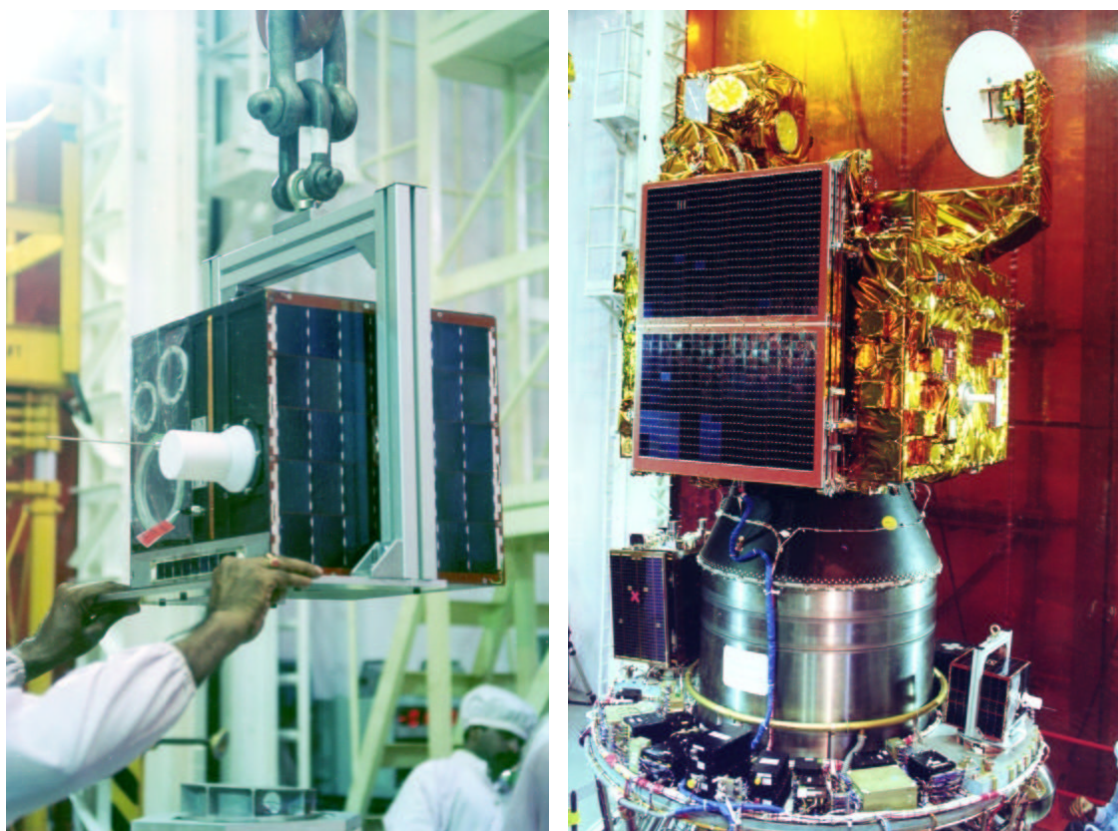


Abbildung 6.1: Reinraum des Mobile Service Towers am Startplatz in Sriharikota (Indien). **Links:** DLR-TUBSAT mit Transportrahmen am Kran während der Integration. **Rechts:** Oberstufe der PSLV mit den integrierten Satelliten IRS-P4, KITSAT-3 und DLR-TUBSAT.

von 2 Tagen. Aus diesem Grund ist die Umlaufbahn des Satelliten sonnensynchron und verfügt über einen sehr niedrigen Bahnzyklus von zwei Tagen. Durch den absteigenden Knoten von 12:00 am ist die Sonne in der Ebene der Umlaufbahn und der Satellit kommt tagsüber aus dem Norden.

6.2 Akquisition

Die Lage des Satelliten nach der inertialen Stabilisierung mit Hilfe des entwickelten Lageregelungssystems ist beliebig. Voraussetzung für die interaktive Lageregelung sind jedoch der Empfang der Videobilder und eine definierte Anfangslage zur Orientierung mit der 50 mm-Kamera. Für das Akquisitionsmanöver ist somit ein weiterer Sensor, zusätzlich zu den faseroptischen Kreisel, erforderlich. Da der Mikrosatellit DLR-TUBSAT nicht über weitere Sensoren verfügt, wurden die Ströme der Solargeneratoren der Standardtelemetrie, die über den Cosinus den Einfallswinkel definieren, für das Akquisitionsmanöver verwendet. Bei der Auswertung der Ströme ist der Einfluss durch das Albedo der Erde zu berücksichtigen, da es ansonsten zu Fehlinterpretationen kommen kann. In Abbildung 6.2 sind das körperfeste Koordinatensystem des Satelliten mit Solargeneratoren, Kamerasystem

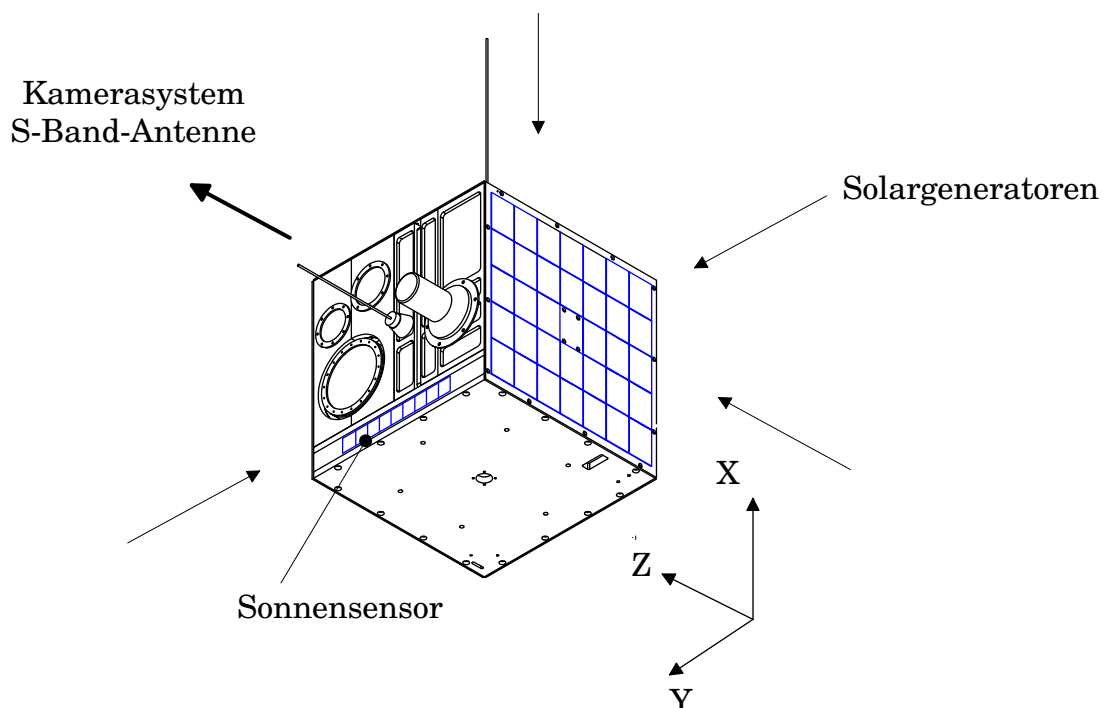


Abbildung 6.2: DLR-TUBSAT Konfiguration für Akquisitionsmanöver (Koordinatensystem, Solargeneratoren, Kamerasystem, S-Band-Antenne)

tem und S-Band-Antenne zur Erläuterung des Akquisitionsmanövers dargestellt. Das Signal des in der $+Z$ -Achse angebrachten Sonnensensors hat eine wesentlich geringere Auflösung als das der Solargeneratoren und eignet sich daher lediglich für die Detektierung des Albedos.

Da das Kamerasystem und die S-Band-Antenne im körperfesten System des Satelliten in Richtung der $+Z$ -Achse liegen, liefert ein Akquisitionsmanöver mit Ausrichtung der $-Z$ -Achse zur Sonne eine eindeutige Ausrichtung des Kamerasystems und der S-Band-Antenne. Eine Drehung um die Z -Achse hat keinen Einfluss auf die Qualität der S-Band-Übertragung, sondern nur auf die Ausrichtung der Videobilder, die später durch ein Schwenkmanöver korrigiert werden kann. Aufgrund der sonnensynchronen Umlaufbahn mit einem absteigenden Knoten von 12:00 am ist die Blickrichtung des Kamerasystems und der S-Band-Antenne in der Ebene der Umlaufbahn, wodurch die Mitte des Kamerabildes in der Bodenspur verläuft. Wird das Akquisitionsmanöver direkt am Anfang des Überflugs durchgeführt, dann ist bei einem Öffnungswinkel der Hauptkeule der S-Band-Antenne von 70° zu einem bestimmten Zeitpunkt die Übertragung der Videobilder automatisch gewährleistet. Dieser Zeitpunkt hängt, bei einer festen Sendeleistung von $3,5\text{ W}$, von dem Durchmesser der Parabolantenne der Bodenstation und von der geografischen Breite des Fußpunkts der Sonne ab. In Abbildung 6.3 links ist der Beginn der S-Band-Übertragung für einen Überflug im Sommer ($+23^\circ$) mit einer Elevation von 90° und unter der Annahme, dass die Übertragung der Videobilder erst bei Eintritt der Bodenstation in die Hauptkeule gewährleistet ist, dargestellt.

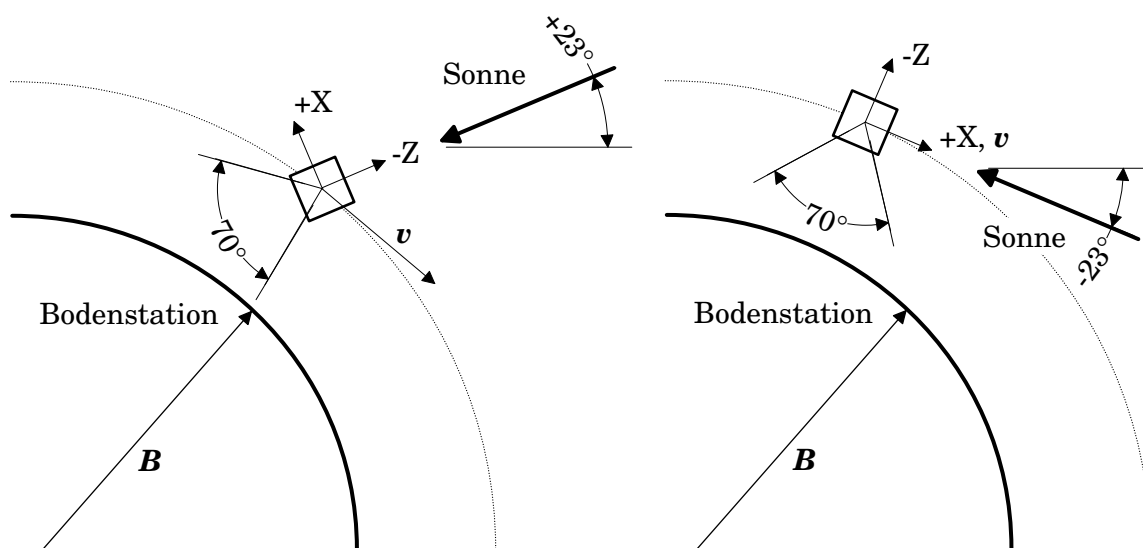


Abbildung 6.3: Akquisitionsmanöver. **Links:** Ausrichtung der $-Z$ -Achse zur Sonne im Sommer. **Rechts:** Ausrichtung der $+X$ -Achse zur Sonne im Winter.

Aufgrund des späten Starts der S-Band-Übertragung nach der +Z-Achsen-Akquisition im Winter wurde ein weiteres Akquisitionsmanöver zur Ausrichtung der +X-Achse zur Sonne entwickelt. Die Abbildung 6.3 rechts zeigt den hierdurch wesentlich früheren Beginn der S-Band-Übertragung im Winter (-23 deg). Dieses Manöver hat jedoch den Nachteil, dass durch die undefinierte Lage um die X-Achse die Blickrichtung des Kamerasystems und der S-Band-Antenne beliebig ist. Aus diesem Grund wird am Ende des Manövers eine Rotation des Satelliten um die X-Achse mit einer Winkelgeschwindigkeit von 6 deg/s initiiert. Mit Hilfe der Anzeige der Feldstärke des S-Band-Empfängers in der Bodenstation der TU-Berlin, die in Abständen von 60 s ein Maximum anzeigt, wird die Drehung mit einem weiteren Manöver zur inertialen Stabilisierung gestoppt. Diese Vorgehensweise hat im Vergleich zum Akquisitionsmanöver in der -Z-Achse jedoch große Ungenauigkeiten, die zu einer schlechten Anfangslage für die anschließende interaktive Lageregelung führen. Wird das Rotationsmanöver zum richtigen Zeit gestoppt, dann ist jedoch die S-Band-Übertragung zu einem wesentlich früheren Zeitpunkt als bei der +Z-Achsen-Akquisition möglich.

Das Akquisitionsmanöver wurde durch die Entwicklung eines im EEPROM des OBDH-Systems gespeichertes Bootprogramms automatisiert, welches durch ein sogenanntes Direktkommando (siehe Abbildung 6.4) aufgerufen wird. Das Direktkommando ist ein aus vier Byte bestehender Datenblock, der mit dem LLC *Datenblock senden* an die Adresse \$F776 im internen RAM des OBDH-Systems gespeichert werden muss. Das Akquisitionsmanöver kann gleich am Anfang des Überflugs nach Einschalten der Subsysteme gestartet werden, da die inertielle Stabilisierung vom Bootprogramm kommandiert wird. Weiterhin schaltet es das Relais der Digitalelektronik des Kamerasystems auf die Kameraanalogeinheit mit der Brennweite von 50 mm um. Nach erfolgreichem Akquisitionsmanöver wandert das Videobild (geometrische Auflösung gleich 121 m) mit gleichmäßiger Geschwindigkeit in eine Richtung, die durch ein gezieltes Schwenkmanöver um die Z-Achse korrigiert werden muss. Anschließend wird die Maussteuerung zur interaktiven Lageregelung gestartet.

Byte Nr.	0		1		2		3		4-7			
PC	\$B5		\$F7		\$76		\$04		\$CD	\$02	\$20	\$00
Funkeinheit		\$B5		\$F7		\$76		\$04				

Abbildung 6.4: Direktkommando zum Starten der Akquisition

6.3 Maussteuerung

Das Ziel der Maussteuerung ist die möglichst einfache Steuerung der Ausrichtung der Kameraplattform durch Rotationsmanöver um die X- und Y-Achse. Nach erfolgreichem Akquisitionsmanöver der +X-Achse ist das Kamerabild entsprechend der Abbildung 6.5 ausgerichtet, wodurch ein Schwenkmanöver um die Z-Achse im weiteren Verlauf des Überflugs nicht mehr erforderlich ist. Das Kamerasystem wird durch Rotationsmanöver um die X-Achse nach Osten bzw. Westen und um die Y-Achse nach Norden bzw. Süden gedreht. Um die Steuerung wesentlich zu vereinfachen, wurden die Bewegungen der Maus mit denen des Kamerasystems so in Übereinstimmung gebracht, dass die Achsen der Maus an das körperfeste System des Satelliten angepasst wurden (siehe Abbildung 6.5). Es gelten damit die in Tabelle 6.2 dargestellten Beziehungen.

Nach Aktivierung der Maussteuerung wird in Abständen von einer Sekunde die aktuelle Position des Mauszeigers auf dem Bildschirm der Telemetrie/Telekommando-Station abgefragt. Mit den Koordinaten des Mauszeigers (x, y) und den

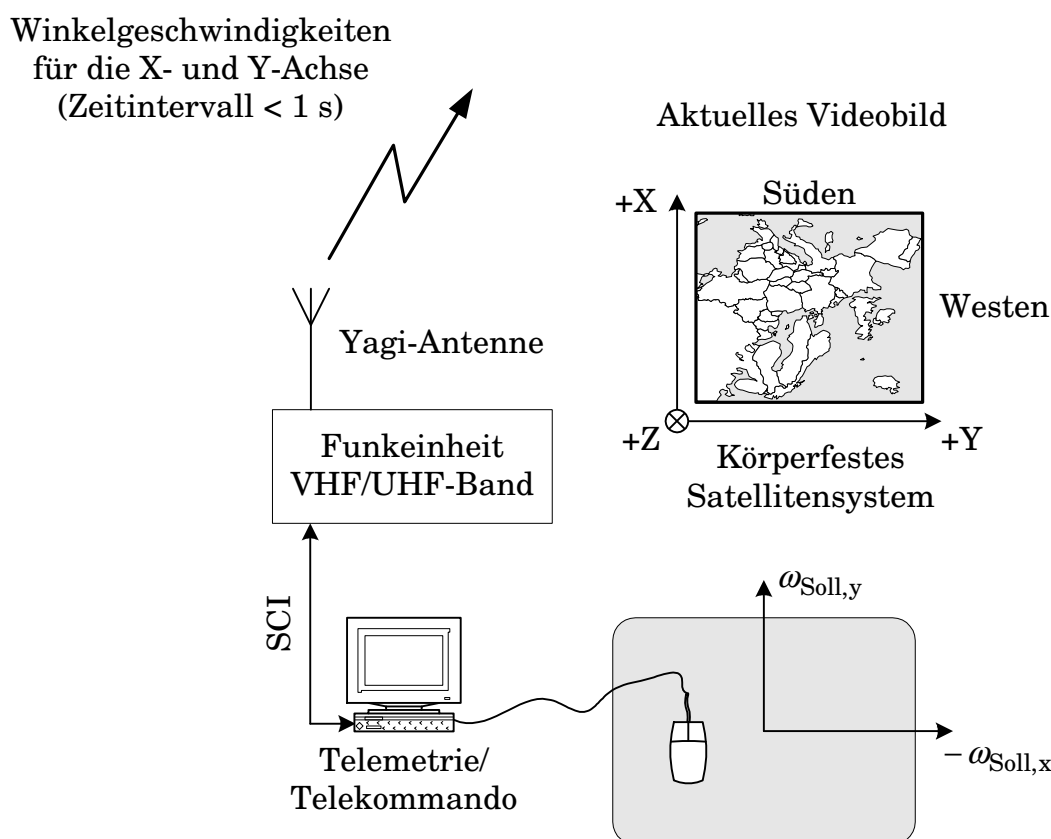


Abbildung 6.5: Maussteuerung der Telemetrie/Telekommando-Station an der TU-Berlin

Tabelle 6.2: Beziehungen zwischen der Mausposition, der Winkelgeschwindigkeit ω und der Drehung des Satelliten bzw. Kamerasystems

Mausposition	ω ($\omega_z = 0$)	Drehrichtung des Kamerasystems
Mitte	$\omega_x = \omega_y = 0$	Inertial stabilisiert (Erde bewegt sich von oben nach unten durch das Bild)
Oben	$\omega_y > 0$	Richtung Süden
Unten	$\omega_y < 0$	Richtung Norden
Links	$\omega_x > 0$	Richtung Osten
Rechts	$\omega_x < 0$	Richtung Westen

Gleichungen 6.1 und 6.2 werden die Winkelgeschwindigkeiten ω_x und ω_y berechnet. Die Koordinaten (x_0, y_0) sind die Anfangskoordinaten des Mauszeigers bei Aktivierung der Maussteuerung.

$$\omega_x = f_x \left(x - x_0 \right) = + \frac{2}{1024} \left(x - x_0 \right) \quad (6.1)$$

$$\omega_y = f_y \left(y - y_0 \right) = - \frac{2}{768} \left(y - y_0 \right) \quad (6.2)$$

Bei einer Umlaufzeit von 100 min beträgt die Winkelgeschwindigkeit ω_y zur konstanten Nadir-Ausrichtung des Satelliten 0,06 deg/s. Zur Nachführung des Kamerasystems auf ein Zielgebiet (stehendes Bild) während des gesamten Überflugs von 15 min beträgt die mittlere Winkelgeschwindigkeit 0,2 deg/s. Die Faktoren f_x und f_y wurden so gewählt, dass bei einer Standardauflösung des Bildschirms von 1024×768 Pixeln in beiden Achsen eine maximale Winkelgeschwindigkeit von ± 1 deg/s kommandiert werden kann, um einen schnellen Wechsel des Zielgebiets, wie z.B. ein Schwenkmanöver von der Nord- oder Ostsee zur Mittelmeerküste bei bewölkten Wetterverhältnissen, zu ermöglichen. Bei der Bestimmung der Vorzeichen der Faktoren mussten die Lage des Koordinatensystems des Bildschirms, der mathematisch negative Einbau der Rad/Kreisel-Einheit in der X-Achse des Satelliten (siehe Kapitel 4.1.2) und die Ausrichtung des Kamerabildes nach dem Akquisitionsmanöver (siehe Abbildung 6.5) berücksichtigt werden.

Nach Berechnung der Winkelgeschwindigkeiten werden diese zum Satelliten im VHF- oder UHF-Band übertragen. Da das interne Kommunikationssystem (siehe Kapitel 4.1.5) des Satelliten die Übertragung von nur einer Winkelgeschwindigkeit zu einem Zeitpunkt ermöglicht, wären normalerweise zwei Telekommandos für ω_x und ω_y nötig. Aus diesem Grund wurde ein Bootprogramm entwickelt, das

Byte Nr.	0		1		2		3		4-15
PC	\$B5		\$F7		\$76		\$04		Datenblock
Funkeinheit		\$B5		\$F7		\$76		\$04	

Byte Nr.	4-7				8-11	12-15
Datenblock	\$CD	\$02	\$30	\$00	ω_y	ω_x

Abbildung 6.6: Telekommando zur Übertragung der Winkelgeschwindigkeiten ω_x und ω_y während der Maussteuerung. **Oben:** Low Level Command zur Übertragung des Datenblocks. **Unten:** Datenblock mit dem High Level Command und den Winkelgeschwindigkeiten.

im externen EEPROM des OBDH-Systems gespeichert ist und durch ein Direktkommando, welches einem *Execute* mit Parametern entspricht, aufgerufen wird (siehe Abbildung 6.6). Das Direktkommando besteht aus einem 12 Byte großen Datenblock, der mit Hilfe eines LLCs in das interne RAM an die Adresse \$F776 geschrieben wird.

Mit Hilfe des Bootprogramms und durch Deaktivierung der akustischen Bestätigung eines erfolgreich empfangenen Telekommandos werden die Winkelgeschwindigkeiten, die den Regelkreisen (siehe Kapitel 3.5.2.1) als Sollwerte vorgegeben werden, in einem Zeitintervall von weniger als einer Sekunde zum Satelliten übertragen. Dieses Intervall entspricht der Übertragungsrate der in Kiel empfangen Videobilder über die ISDN-Verbindung nach Berlin.

6.4 Bodenstationssoftware und Ablauf der Überflüge

Die unter dem Betriebssystem Windows laufende Software der Telemetrie/ Telekommando-Station in Berlin zeichnet sich durch eine übersichtliche Oberfläche und einfache Bedienbarkeit aus. Die Software ist speziell auf die Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit ausgelegt, d.h. nur die für die interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung mit DLR-TUBSAT erforderlichen Telekommandos sind in der Bedienungsoberfläche implementiert.

Vor Beginn des Überflugs muss für die Übertragung der Videobilder eine ISDN-Verbindung mit dem LAN in Kiel hergestellt und für die digitale Aufzeichnung die Bodenstation des DFD in Neustrelitz durch eine E-Mail aktiviert werden. Der Aufbau und die Funktion der beiden Bodenstationen sind in den Kapiteln 4.2.1 und 4.2.2 erläutert.

Tabelle 6.3: Reihenfolge der für die interaktive Lageregelung erforderlichen Telekommandos der Bodenstationssoftware

Nr.	Telekommando	Erläuterung
1	Subsysteme einschalten	Rad/Kreisel-Einheiten, Kamerasystem, S-Band-Sender
2	Akquisitionsmanöver starten	Inertiale Stabilisierung, 50mm-Kamera, +X-Achse zur Sonne ausrichten
3	Rotation stoppen	Inertiale Stabilisierung
4	Maussteuerung starten	Winkelgeschwindigkeiten werden in einem Zeitintervall von 1 s gesendet
5	Subsysteme ausschalten	Rad/Kreisel-Einheiten, Kamerasystem, S-Band-Sender

Die Telekommandos 1 bis 5 in Tabelle 6.3 sind in einem Fenster der Bedienungsfläche in der auszuführenden Reihenfolge dargestellt und werden durch Mausklick von der Funkeinheit der Telemetrie/Telekommando-Station zum Satelliten gesendet. Mit Hilfe des doppelt gesendeten Befehls und eines CRCs (Cyclic Redundancy Check) wird die fehlerfreie Übertragung des Telekommandos festgestellt und durch ein akustisches Signal („Beep“) bestätigt.

Nachdem erfolgreichen Einschalten der Subsysteme mit **Telekommando 1**, wird das Akquisitionsmanöver zur Ausrichtung der +X-Achse zur Sonne mit **Telekommando 2** gestartet. Nach 100 s wird das Ende des Bootprogramms durch ein akustisches Signal bestätigt und der Satellit dreht sich dann mit einer Winkelgeschwindigkeit ω_x von +6 deg/s, die mit Hilfe der Anzeige der Feldstärke des S-Band-Senders und des **Telekommandos 3** per Mausklick gestoppt wird. Wird ein Akquisitionsmanöver zur Ausrichtung der -Z-Achse zur Sonne durchgeführt, dann ist der Satellit nach Beendigung des Bootprogramms inertial stabilisiert, wodurch das dritte Telekommando ausgelassen werden kann. Nachdem eine stabile S-Band-Übertragung vorliegt und die Videobilder des Vorfeldsensors mit einer Brennweite von 50 mm (geometrische Auflösung von 121 m) zu sehen sind, wird die Maussteuerung mit **Telekommando 4** gestartet. Die Bodenstationssoftware deaktiviert die akustische Bestätigung des Satelliten und sendet nun in Zeitabständen von weniger als einer Sekunde in Abhängigkeit von der Position der Maus die Winkelgeschwindigkeiten ω_x und ω_y zum Satelliten. Nach dem Erfassen des Zielgebiets kann zu jedem Zeitpunkt durch Betätigung der Taste ⟨2⟩ auf die hochauflösende Kamera mit einer Brennweite von 1 m (geometrische Auflösung von 6 m) umge-

schaltet und der Satellit weiterhin mit der Maus gesteuert werden. Mit der Taste $\langle 1 \rangle$ wird auf den Vorfeldsensor zurückgeschaltet.

Da sowohl das Kamerasystem als auch die S-Band-Antenne in Richtung der +Z-Achse eingebaut sind und der Öffnungswinkel der Hauptkeule der Antenne nur 70 deg beträgt, muss bei der interaktiven Lageregelung darauf geachtet werden, dass die S-Band-Übertragung gewährleistet ist. Sobald sich die Radioamateurbodenstation in Kiel nicht mehr im Ausleuchtungsgebiet der Satellitenantenne befindet, wird die Übertragung unterbrochen. Dieser Fall kann durch sorgfältige Simulation vor Beginn des Überflugs mit der Software SatView vermieden werden. Die Maussteuerung wird durch Betätigung der Taste $\langle E \rangle$ beendet, woraufhin die akustische Bestätigung des Satelliten automatisch wieder aktiviert wird. Mit dem **Telekommando 5** werden die Subsysteme am Ende des Überflugs ausgeschaltet.

6.5 Entladung der Reaktionsräder

Während des regelmäßigen Betriebs des Satelliten war eine Zunahme des Gesamtdralls aufgrund äußerer Störmomente zu beobachten. Der Grund war die nicht sorgfältige Entmagnetisierung nach dem Einsatz der Eisenspule, die ein starkes Dipolmoment erzeugte, welches durch Wechselwirkung mit dem Magnetfeldvektor der Erde ein äußeres Störmoment zur Folge hatte. Das Dipolmoment der Eisenspule wird durch Kommandierung kleiner werdender Ströme mit wechselnden Vorzeichen reduziert. Eine Zunahme der Raddrehzahlen führt zur Einschränkung der Rotationsmanöver aufgrund des Generatoreffekts des Gleichstrommotors der Reaktionsräder. Aus diesem Grund wurde ein Bootprogramm zur automatischen Entladung der Reaktionsräder, bzw. Reduzierung des Gesamtdralls, entwickelt.

Für ein solches Manöver standen bei DLR-TUBSAT nur die Spulen, aber keine Magnetfeldsonde zur Messung des aktuellen Magnetfeldvektors zur Verfügung. Deshalb wurde das in Abbildung 6.7 dargestellte sehr einfache Verfahren angewendet. Bei diesem werden als erstes die drei Rad/Kreisel-Einheiten eingeschaltet, der Satellit in drei Achsen inertial stabilisiert, die aktuellen Raddrehzahlen der drei Reaktionsräder ausgelesen und die Gesamtdrehzahl n_{ges} über die Summe der Quadrate der einzelnen Drehzahlen berechnet. Anschließend wird der maximale Strom von +400 mA für die Eisenspule kommandiert. Nach einem Zeitintervall von 10 s werden die alte Gesamtdrehzahl gespeichert, die aktuellen Raddrehzah-

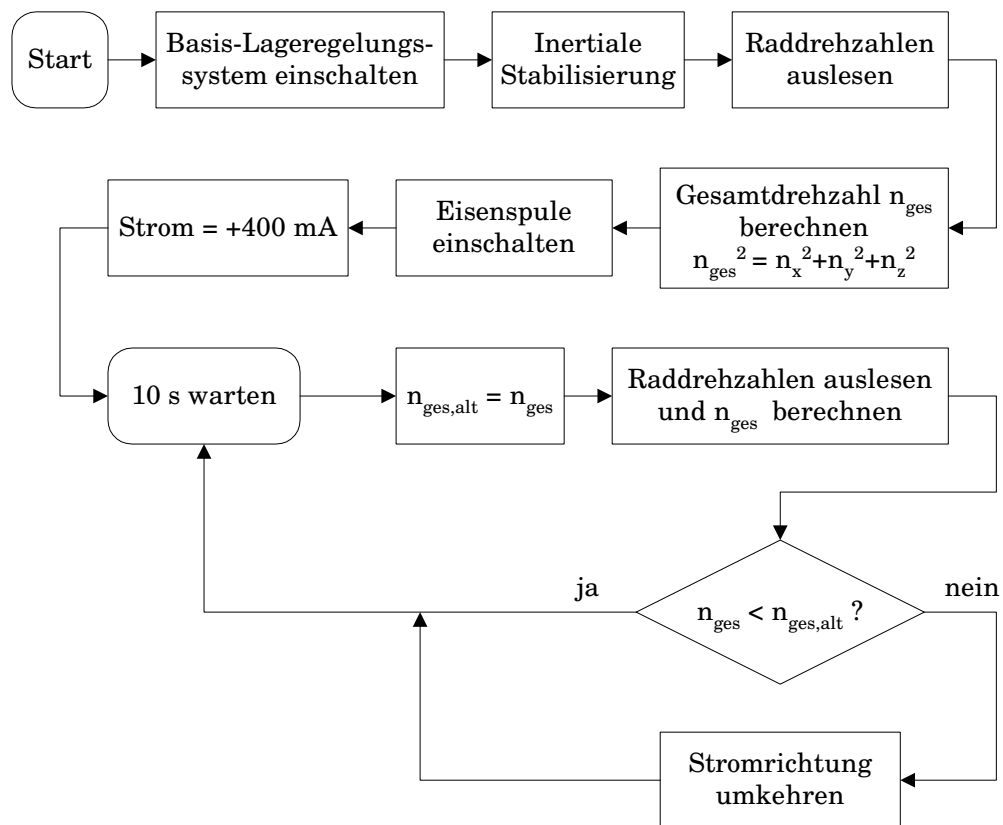


Abbildung 6.7: Verfahren zur Entladung der Reaktionsräder

len ausgelesen, die neue Gesamtdrehzahl berechnet und mit der alten verglichen. Bei Vergrößerung des Dralls wird die Stromrichtung umgekehrt und bei Verringerung beibehalten. Die Laufzeit des Bootprogramms wird aufgrund des hohen elektrischen Leistungsverbrauch durch die Kapazität der Batterien begrenzt.

7 Flugergebnisse

Nach dem Start des Satelliten wurden, parallel zur eigentlichen Mission, einzelne Subsysteme getestet, indem typische Messdaten aufgenommen und am Boden ausgewertet wurden. Die einfachste Möglichkeit bestand in der manuellen Anforderung der Daten während eines Überflugs. Um Messdaten über einen gesamten Umlauf oder in genauen Zeitintervallen aufnehmen zu können, wurden Bootprogramme entwickelt und im externen EEPROM des OBDH-Systems gespeichert. Die Telemetriedaten wurden im externen RAM gespeichert und über die Telemetrie/Telekommando-Strecke im VHF/UHF-Band oder die S-Band-Strecke zur Bodenstation geladen. Die Vorgehensweise hing von der Menge der Daten ab, da die Übertragungsgeschwindigkeit der Telemetrie/Telekommando-Strecke 1200 baud und die der S-Band-Strecke 125 kbaud beträgt. Im Vergleich zum omnidirektionalen VHF-/UHF-Band ist zur Datenübertragung im S-Band jedoch ein Akquisitionsmanöver nötig.

Die Darstellung und Diskussion der durch die Versuche gewonnenen Messdaten ist Bestandteil dieses Kapitels, wobei der Schwerpunkt im Bereich des Lageregelungssystems liegt. Anschließend werden die gewonnenen Bilddaten gezeigt, die sowohl Digitalbilder als auch einen Videofilm beinhalten. Der Film, der als Bildsequenz dargestellt wird, beweist die erfolgreiche interaktive Lageregelung.

7.1 Thermalhaushalt

Der Thermalhaushalt des Satelliten DLR-TUBSAT ist passiv, d.h. für die Regelung der Temperatur existieren weder Mechanismen noch wird elektrische Energie verbraucht. Dessen Auslegung erfolgte im Wesentlichen durch die Gestaltung der Geometrie und Oberfläche der Struktur. Die Temperatur des Satelliten ist somit abhängig von der emittierten und absorbierten Leistung, wie z.B. Sonnen-, Albedo- und Erdeigenstrahlung.

Der Satellit besteht aus einer sehr massiven, würfelförmigen Struktur aus Aluminium, die sowohl innen als auch außen zum größten Teil mit einer schwarzen Oberfläche versehen ist. Lediglich die Oberfläche des horizontalen Moduls ist unbehandelt. Auf den Seiten $+X$, $+Y$, $-Y$ und $-Z$ sind Solargeneratoren montiert, die aus einer 2,8 mm starken Kohlefaserplatte und den Solarzellen, die auf eine Kapton-Folie aufgeklebt sind, bestehen. Die Platten sind über einen schmalen Rahmen mit der Struktur verbunden. Dadurch sind die Kohlenfaserplatten nur über eine sehr kleine Fläche wärmeleitend mit der Struktur verbunden. Die Temperatursensoren sind in den Wänden des Nutzlast-, Energieversorgungs- und Lageregelungsmoduls verklebt. Lediglich der Temperatursensor der $+Z$ -Achse ist weder durch einen Solargenerator noch durch das horizontale Modul verdeckt. Die Position der Temperatursensoren ist in Abbildung 7.1 dargestellt, in welcher der Satellit ohne das horizontale Modul und ohne Solargeneratoren abgebildet ist. Die Daten repräsentieren nicht die wirklichen Temperaturen der Seitenflächen, da die Sensoren aus Konstruktionsgründen nicht im Schwerpunkt der Seitenflächen angebracht sind, sich teilweise in unmittelbarer Nähe zueinander befinden und durch die modulare Struktur Zwischenwände existieren.

Das entwickelte Bootprogramm im EEPROM des OBDH-Systems fordert in einem Zeitintervall von 2 s die Telemetriedaten von der primären Telemetrie/ Telekommando-Einheit (TTE) über die serielle Schnittstelle an. Die analogen Signale der Temperatursensoren werden von der TTE digitalisiert, als Datenblock zum

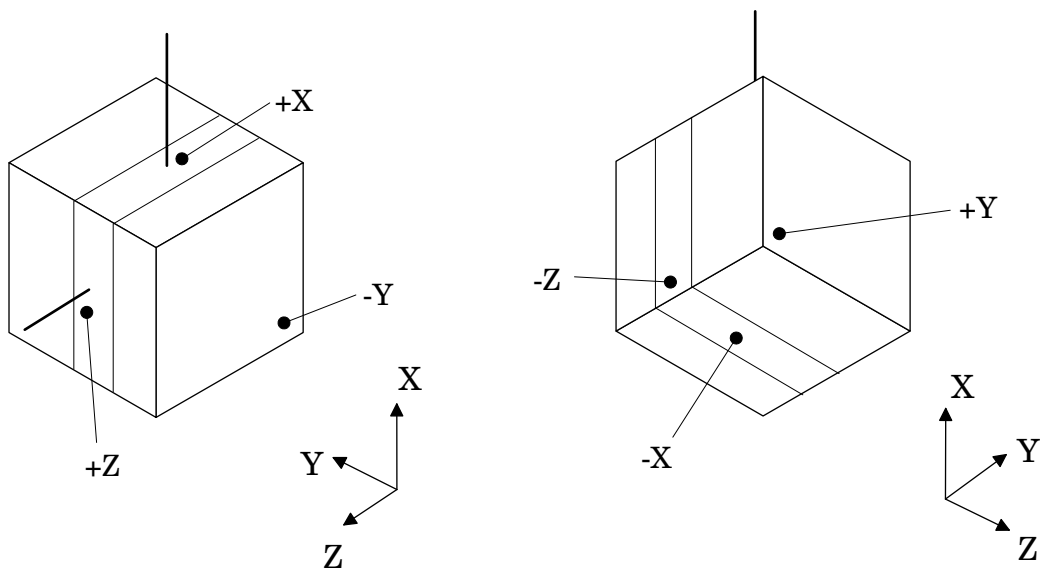


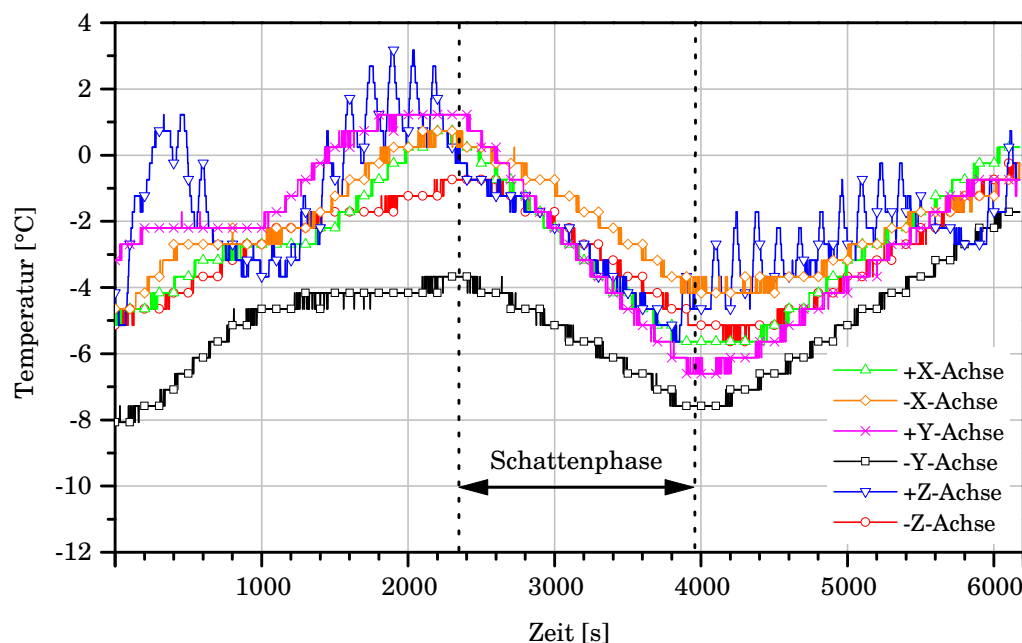
Abbildung 7.1: Position der Temperatursensoren (Satellit ohne horizontales Modul und ohne Solargeneratoren)

OBDH-System übertragen und im externen RAM gespeichert. Das Lageregelungssystem ist ausgeschaltet, wodurch sich der Satellit während der gesamten Messung in einer dreiachsigen Nutationsbewegung befindet. Die Daten wurden anschließend während einer der darauffolgenden Überflüge im S-Band zur Bodenstation übertragen und sind in Abbildung 7.2 über der Zeit dargestellt.

Die treppenförmigen Kurvenverläufe sind durch die Auflösung des Analog/Digital-Wandlers bedingt und schwanken in Abhängigkeit der Sonneneinstrahlung. Sie erreichen kurz vor Eintritt in den Erdschatten den Maximalwert von $+3\text{ }^{\circ}\text{C}$ (+Z-Achse) und vor dem Austritt den Minimalwert von $-7,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ (-Y-Achse). Der Hub von insgesamt nur $10,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ist aufgrund der großen Masse der Struktur gering, wie Gleichung 7.1 verdeutlicht.

$$\dot{T}_i = \frac{1}{m_i c_w} \sum_{i=1}^n P_i \quad (7.1)$$

Die Temperaturänderungen der Knoten der Struktur $\dot{T}_i$ sind zusätzlich zu der Leistungsbilanz abhängig von der Masse m_i und der spezifischen Wärmekapazität c_w des verwendeten Materials. Wegen der massiven Struktur von DLR-TUBSAT, deren Masse 16 kg bei einer Gesamtmasse von 44,81 kg beträgt, sind die



Überflugnr.: 69 Datum: 20.07.99 Δt : 2 s
 Bootprog.: Telemet.bin Uhrzeit: 14:59 GMT

Abbildung 7.2: Temperaturen der Struktur über der Zeit

Temperaturänderungen im Vergleich zu Satelliten, die aus einer leichten Struktur aus Kohlefaser gebaut sind, sehr gering.

Zum Vergleich mit den gemessenen Temperaturverläufen wird die statische Gleichgewichtstemperatur eines würfelförmigen 1-Knotenmodells berechnet. Der Würfel ist auf allen Seiten mit Solarzellen versehen und mit einer Seite zur Sonne ausgerichtet. Für die statische Gleichgewichtstemperatur gilt, dass die absorbierte gleich der emittierten Leistung ist (siehe Gleichung 7.2). Die emittierte Leistung P_{em} wird über das Stefan-Boltzmann-Gesetz, die emittierende Fläche A_{em} und den infraroten Emissionskoeffizienten k_ε berechnet. Die absorbierte Leistung P_{abs} wird über die solare Energiedichte S , die absorbierende Fläche A_{abs} und den solaren Absorptionskoeffizienten k_α ermittelt. Nach Auflösung der Gleichung 7.3 berechnet sich die statische Gleichgewichtstemperatur T_S nach Gleichung 7.4.

$$P_{em} = P_{abs} \quad (7.2)$$

$$k_\varepsilon A_{em} \sigma T_S^4 = k_\alpha A_{abs} S \quad (7.3)$$

$$\Leftrightarrow T_S = \sqrt[4]{\frac{k_\alpha A_{abs} S}{k_\varepsilon A_{em} \sigma}} \quad [\text{K}] \quad (7.4)$$

Das Flächenverhältnis A_{abs}/A_{em} ist bei der gewählten Konfiguration gleich 1/6, der Koeffizient k_α für Siliziumzellen beträgt 0,805 und k_ε beträgt 0,825 [4]. Durch Einsetzen dieser Werte, der solaren Energiedichte S im erdnahen Raum von 1370 W/m^2 und der Stefan-Boltzmann-Konstante ergibt sich nach Gleichung 7.5 eine statische Gleichgewichtstemperatur von $-22,78^\circ \text{C}$.

$$T_S = \sqrt[4]{\frac{0,805 \cdot 1370}{0,825 \cdot 6 \cdot 5,66961 \cdot 10^{-8}}} = -22,78^\circ \text{C} \quad (7.5)$$

Die Temperatur T_S ist kleiner als die Temperaturverläufe in Abbildung 7.2, was durch die Vernachlässigung der Erdeigenstrahlung im Infrarotbereich, des Albedos der Erde und vorhandener Dissipationsleistungen im Satelliten zu erklären ist. Werden die Erdeigenstrahlung von 237 W/m^2 und das Albedo mit 30 % additiv zur solaren Energiedichte berücksichtigt, dann erhöht sich die statische Gleichgewichtstemperatur T_S auf $+2,68^\circ \text{C}$.

Der Temperaturverlauf der +Z-Achse unterscheidet sich auffällig von dem der anderen Achsen. Während der der anderen Seiten bis auf den treppenförmigen Verlauf relativ geradlinig ist, zeigt der der +Z-Achse einen sinusförmigen Verlauf.

Der Satellit befindet sich während der gesamten Messung in einer dreiachsigen Nutationsbewegung. Um einen möglichen Zusammenhang zwischen der Temperaturänderung und der durch die Bewegung wechselnde Einstrahlung durch die Sonne und der Erde zu untersuchen, werden in Abbildung 7.3 die Temperatur und der Solarzellenstrom der +Z-Achse im Zeitintervall [0 ; 2000] s dargestellt.

Die Kurve des Solarzellenstroms zeigt einen sinusförmigen Verlauf, dem eine weitere periodische Schwingung, die durch die Nutationsbewegung entsteht, überlagert ist. Die Periode der einhüllenden Schwingung beträgt 25 min und wird als äußere Nutationsperiode bezeichnet. Die Frequenz der Sinusschwingung ist gleich der Rotationsfrequenz und beträgt 0,5 U/min. Der Temperaturverlauf stimmt in der Frequenz genau mit dem des Solarzellenstroms überein, d.h. wenige Sekunden nach Erreichen der aktuellen Amplitude des Stroms wird die der Temperatur erreicht. Die Verzögerung entsteht durch die bereits erwähnte Trägheit des Temperatursignals aufgrund der großen Wärmekapazität der Struktur des Satelliten. Der Einfluss der wechselnden Einstrahlung durch die Sonne und der Erde in Form einer periodischen Schwingung des Temperatursignals der +Z-Achse ist damit bewiesen. Dieser Einfluss tritt nur in der +Z-Achse auf, da dieser Temperatursensor als einziger nicht durch einen Solargenerator oder Strukturelemente abgedeckt ist und somit schneller reagiert.

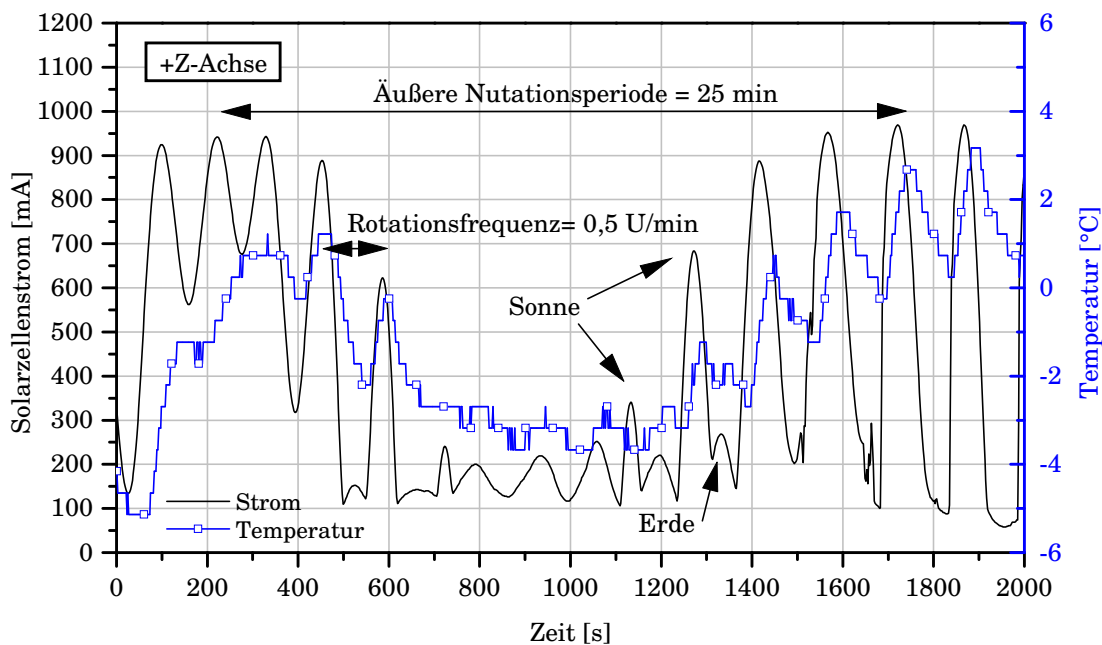


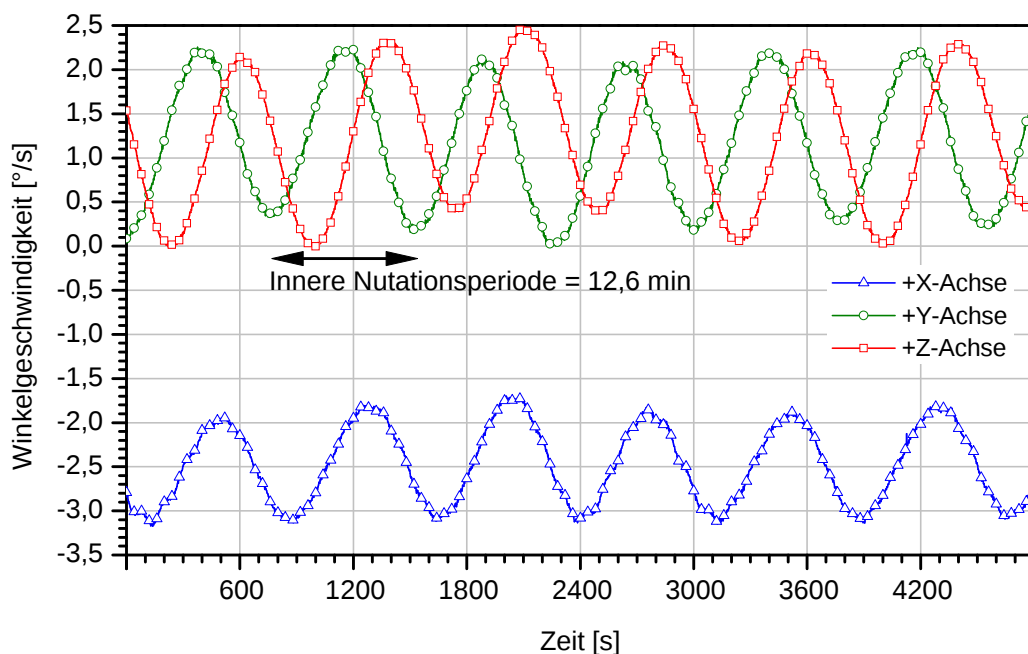
Abbildung 7.3: Solarzellenstrom und Temperatur der +Z-Achse über der Zeit

7.2 Lageregelungssystem

In diesem Kapitel werden die mit dem Lageregelungssystem durchgeführten Versuche dargestellt und die Ergebnisse diskutiert. Sie beinhalten die Messung der Winkelgeschwindigkeit mit den faseroptischen Kreisel und die Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels mit den Rad/Kreisel-Einheiten. Die Ergebnisse beweisen die Funktion des Lageregelungssystems nach dem Start des Satelliten.

7.2.1 Messung der Winkelgeschwindigkeit mit den Kreisel

In diesem Versuch wurden die Winkelgeschwindigkeiten mit den drei in den körperfesten Achsen angeordneten Kreisel während einer dreiachsigen Nutationsbewegung gemessen. Die Daten wurden in einem konstanten Zeitintervall von 2 s über einen Zeitraum von 80 min, d.h. über die Länge eines Überflugs hinaus, aufgenommen. Dazu musste ein Bootprogramm entwickelt werden, das während des Überflugs gestartet wurde und welches anschließend die Daten in dem von der Real Time Clock des OBDH-Systems generierten Takt während eines Umlaufs



Überflugnr.: 53	Datum: 15.07.99	Gesamtdrall: 0,045 Nms
Bootprog.: Kreisel2.bin	Uhrzeit: 21:20 GMT	Δt: 2 s

Abbildung 7.4: Winkelgeschwindigkeiten der Kreisel über der Zeit

anfordert. Die Daten wurden im externen RAM gespeichert und während einer der nächsten Überflüge im S-Band zur Bodenstation übertragen.

Die Abbildung 7.4 stellt die Winkelgeschwindigkeiten über der Zeit dar und beschreibt den am Anfang eines Überflugs vorliegenden Zustand des Satelliten. Diese dreiaxige Nutationsbewegung wird von den Rad/Kreisel-Einheiten, abhängig vom Drall, innerhalb weniger Sekunden durch ein Manöver zur inertialen Stabilisierung abgebaut, um anschließend das Akquisitionsmanöver einleiten zu können. Der Gesamtdrall H_G wurde vor Aktivierung des Bootprogramms durch Auslesen der Raddrehzahlen (n_x, n_y, n_z) nach der inertialen Stabilisierung des Satelliten gemessen und anschließend über das Massenträgheitsmoment I_R der Schwungscheibe der Reaktionsräder nach Gleichung 7.6 berechnet.

$$H_G = I_R \frac{\pi}{30} \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} = 0,05 \text{ Nms} \quad (7.6)$$

Alle drei Kurvenverläufe in Abbildung 7.4 zeigen einen sinusförmigen Verlauf mit ähnlichen Frequenzen. Das Vorzeichen der Winkelgeschwindigkeit des Kreisel in der -X-Achse wurde invertiert, wodurch ein mathematisches Rechtssystem vorliegt. Die Kreisel sind in den geometrischen Achsen des Satelliten angebracht, die jedoch nicht die Hauptträgheitsachsen darstellen. Die Schwingungen der +Y- und +Z-Achse, die den Mantel des Nutationskegels des Drallvektors im körper-

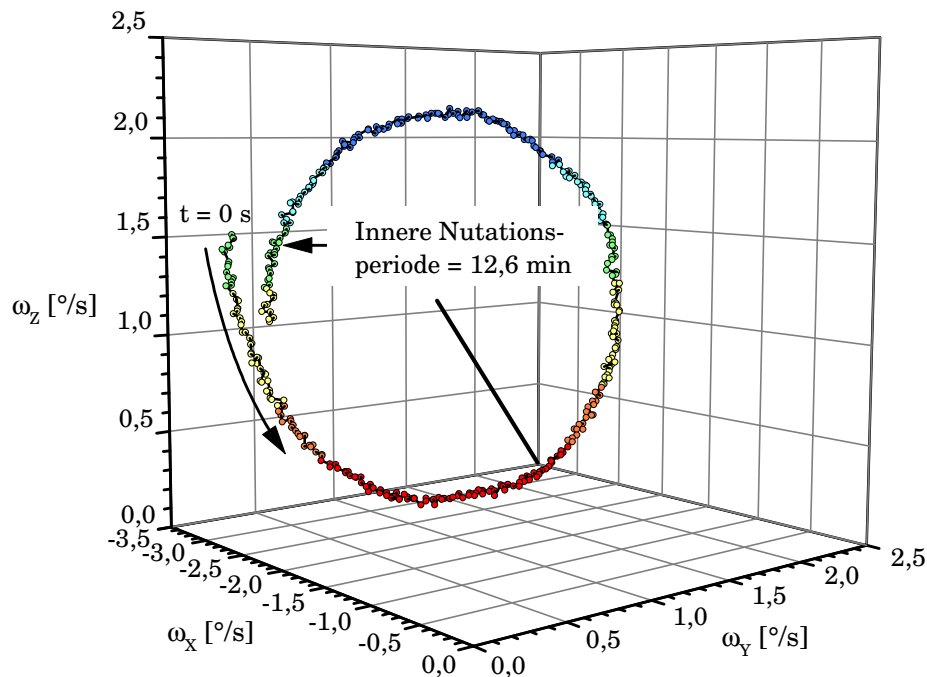


Abbildung 7.5: Winkelgeschwindigkeiten der Kreisel im (x,y,z)-System

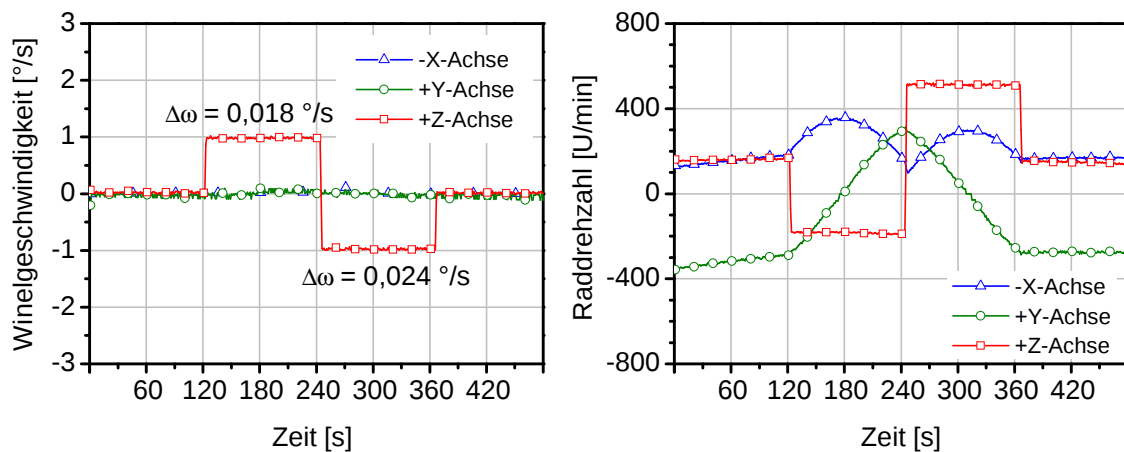
festen System beschreiben, verlaufen aus diesem Grund nicht um die Abszissenachse. Die Periode dieser beiden Schwingungen beträgt 12,6 min und entspricht der inneren Nutationsperiode.

Zur Darstellung der Bewegung des Drallvektors im körperfesten System sind die Winkelgeschwindigkeiten im Zeitintervall $[0; 800]$ s in einem dreidimensionalen Koordinatensystem (x, y, z) dargestellt (siehe Abbildung 7.5). Der von dem Drallvektor beschriebene Kreis ist aufgrund von Präzession durch äußere Störmomente oder Dämpfungserscheinungen durch die flexiblen Antennen nicht geschlossen. Die Mitte des Kreises repräsentiert die Lage einer Hauptträgheitsachse des Satelliten. Die Zeit für das Beschreiben eines vollen Kreises des Drallvektors beträgt 12,6 min und entspricht der schon erwähnten inneren Nutationsperiode in Abbildung 7.4.

7.2.2 Regelung der Winkelgeschwindigkeit

Der wichtigste Regelkreis der Rad/Kreisel-Einheiten ist der zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit, da der Satellit mit seinem Kamerasystem während der interaktiven Lageregelung durch Kommandierung von Winkelgeschwindigkeiten über die Maussteuerung ausgerichtet wird. Das entwickelte Bootprogramm stabilisiert den Satelliten inertial und führt anschließend in der Z-Achse zwei Rotationsmanöver durch. Es speichert in Zeitabständen von einer Sekunde die Winkelgeschwindigkeiten und Raddrehzahlen der drei Achsen im externen RAM des OBDH-Systems, die während späterer Überflüge im S-Band zur Bodenstation übertragen wurden. Die Daten des ersten Versuchs, der mit der Standardkonfiguration des Regelkreises durchgeführt wurde (siehe Kapitel 3.5.2.1), sind in Abbildung 7.6 über der Zeit dargestellt.

Die Rotationsmanöver in der Z-Achse werden in Abständen von 2 min von dem Bootprogramm durchgeführt. Der Gesamtdrall des Systems beträgt nach Gleichung 7.6 zu Beginn des Versuchs 0,02 Nms. Nach der inertialen Stabilisierung folgt ein Manöver mit einer Winkelgeschwindigkeit von +1 deg/s, anschließend mit -1 deg/s und zum Schluss wird der Satellit wieder inertial stabilisiert. Diese Winkelgeschwindigkeit entspricht dem Maximalwert, der über die Maussteuerung kommandiert werden kann. Der Kurvenverlauf der Z-Achse bestätigt durch Erreichen des Sollwerts ohne Überspringen in einer Zeit von weniger als 2 s die sehr geringe Zeitkonstante aufgrund des hohen proportionalen Verstärkungsfaktors. Die Zeitkonstante ist jedoch abhängig von der Anfangsdrehzahl des Reak-

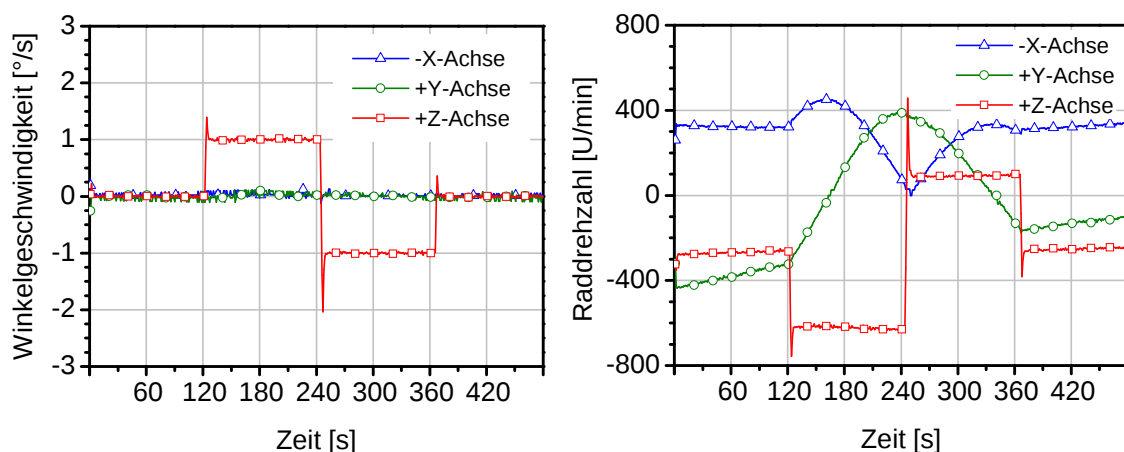


Überflughnr.: 64 **Datum:** 19.07.99 **Gesamtdrall:** 0,018 Nms
Bootprog.: Loop1.bin **Uhrzeit:** 14:09 GMT **Δt:** 1 s

Abbildung 7.6: Regelung der Winkelgeschwindigkeit ohne Integrator

tionsrads. Aufgrund des fehlenden Integrators existiert zu jedem Zeitpunkt eine mittlere bleibende Regelabweichung $\Delta\omega$, die bei der interaktiven Lageregelung von der Bodenstation aus mit der Maussteuerung korrigiert wird. Die Regelabweichung ist abhängig von den äußeren und inneren Störmomenten, wie z.B. von der Lager- und Luftreibung der Reaktionsräder und der Wechselwirkung zwischen dem magnetischen Dipol des Satelliten mit dem Magnetfeld der Erde.

Zum Vergleich wurde der Versuch auch mit Integrator durchgeführt, dessen Verstärkungsfaktor 1/5 des Proportionalfaktors beträgt. Die Winkelgeschwindigkeiten und Raddrehzahlen sind in Abbildung 7.7 über der Zeit dargestellt. Die blei-



Überflughnr.: 71 **Datum:** 21.07.99 **Gesamtdrall:** 0,023 Nms
Bootprog.: Loop4.bin **Uhrzeit:** 9:16 GMT **Δt:** 1 s

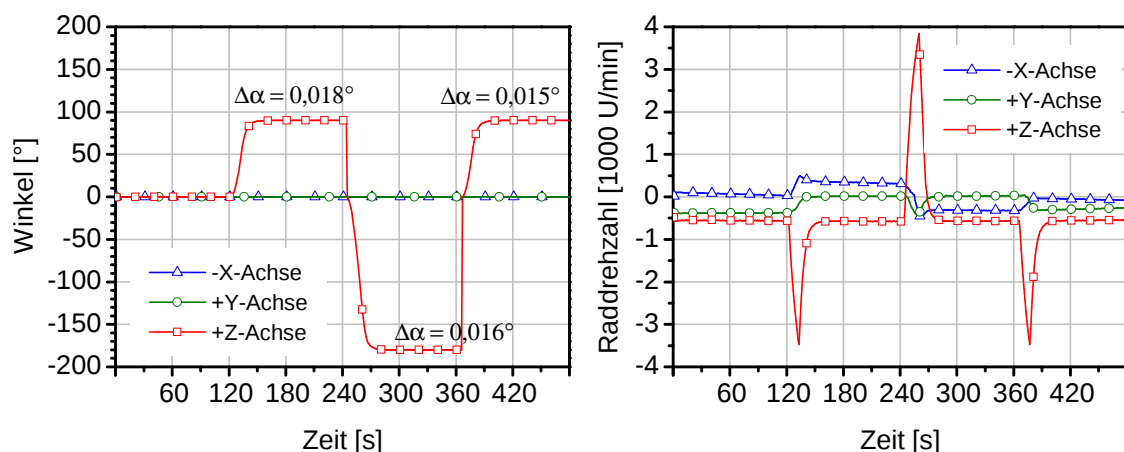
Abbildung 7.7: Regelung der Winkelgeschwindigkeit mit Integrator

bende Regelabweichung ist beseitigt, jedoch zeigt der Kurvenverlauf in der Z-Achse ein starkes Überschwingen, welches für die interaktive Lageregelung mit der Maussteuerung nicht akzeptabel ist. Der Integrator kann jederzeit für andere Anwendungen durch das entsprechende Telekommando eingestellt und im EEPROM der WDE abgespeichert werden. Bei Verwendung des Integrators über längere Zeiträume muss jedoch die noch vorhandene Drift der Kreisel berücksichtigt werden.

7.2.3 Regelung des Winkels

Der zweite wichtige Regelkreis der Rad/Kreisel-Einheiten ist der zur Regelung des Winkels in einer Achse. Er wird für die Ausrichtung des Videobildes um die senkrecht auf dem Bildaufnehmer der Kamera stehende Z-Achse des Satelliten eingesetzt. Mit diesem Schwenkmanöver erfolgt die Abstimmung des körperfesten Systems auf die Maussteuerung, welche Voraussetzung für die interaktive Lageregelung ist. Die Schwenkwinkel betragen maximal ± 180 deg. Das entwickelte Bootprogramm führt in Zeitintervallen von 2 min die Schwenkmanöver um die Z-Achse selbstständig durch und speichert die Winkel und Raddrehzahlen in einem Zeitintervall von 1 s im externen RAM des OBDH-Systems ab. Die Daten wurden im S-Band zur Bodenstation übertragen und sind in Abbildung 7.8 dargestellt.

Das Zeitintervall der einzelnen Manöver beträgt 2 min und der Gesamtdrall zum Zeitpunkt der Aktivierung des Bootprogramms 0,027 Nms. Nach der inertialen



Überflgnr.:	70	Datum:	20.07.99	Gesamtdrall:	0,027 Nms
Bootprog.:	Loop3.bin	Uhrzeit:	21.19 GMT	Δt :	1 s

Abbildung 7.8: Regelung des Winkels

Stabilisierung wird der Satellit um +90 deg, anschließend um -180 deg um die Z-Achse gedreht und zum Schluss wieder stabilisiert. Aufgrund des fehlenden Integrators liegt auch hier eine mittlere bleibende Regelabweichung $\Delta\alpha$ von 0,015 bis 0,018 deg vor.

In den Abbildungen 7.6 bis 7.8 ist innerhalb der Zeitintervalle, in denen der Sollwert konstant und der Regelkreis eingeschwungen ist, eine leichte Änderung der Raddrehzahlen zu beobachten, welche proportional zu den äußeren Störmomenten ist. Die Bestimmung des äußeren Störmoments in den drei Achsen wäre durch Messung der Änderungen der Raddrehzahlen, bezogen auf ein Zeitintervall in drei unterschiedlichen Lagen des Satelliten, möglich. Die stärkeren Änderungen der Raddrehzahlen in der X- und Y-Achse während der Manöver entstehen durch die Kreuzverkopplungen.

7.3 Bilddaten

Das generelle Problem bei der Erdbeobachtung mit im sichtbaren Bereich arbeitenden Sensoren sind bewölkte Wetterverhältnisse, die vor allem in den nördlichen Teilen Europas sehr häufig vorliegen. Aus diesem Grund existieren mehr Bilddaten, d.h. sowohl digitale Bilder als auch Videofilme, von den Regionen des Mittelmeers und der Adria.

Die Wetterverhältnisse führten dazu, dass nach dem Akquisitionsmanöver und dem Empfang eines stabilen Signals im S-Band nur Wolken auf dem Monitor zu sehen waren. In dieser Situation wurde ein Rotationsmanöver in Richtung der Adria- oder Mittelmeerküste eingeleitet, das bei einer Reduzierung der Bewölkung sofort gestoppt wurde. Die Verläufe der Küstenlinien der Adria und des Mittelmeers sind ein sehr guter Anhalt für eine Bestimmung der Ausrichtung der Kameraplattform des Satelliten.

Nach dem Erreichen der Zielgebiete wurden zahlreiche Digitalbilder mit dem 50 mm-Vorfeldsensor durchgeführt, welche am Ende des Überflugs über die S-Band-Strecke zur Bodenstation übertragen wurden. Die Abbildung 7.9 links zeigt den südlichen Teil Italiens und Sizilien mit dem Vulkan Etna in der linken oberen Ecke. Die Abbildung 7.9 rechts zeigt die französische Mittelmeerküste mit Marseille und Nizza. Beide Digitalbilder wurden nach einem +Z-Akquisitionsmanöver aufgenommen, nachdem die Ausrichtung des Kamerabildes um die +Z-Achse nicht definiert war. Aufgrund der Apertur von $f/1,8$ und der minimalen Belich-

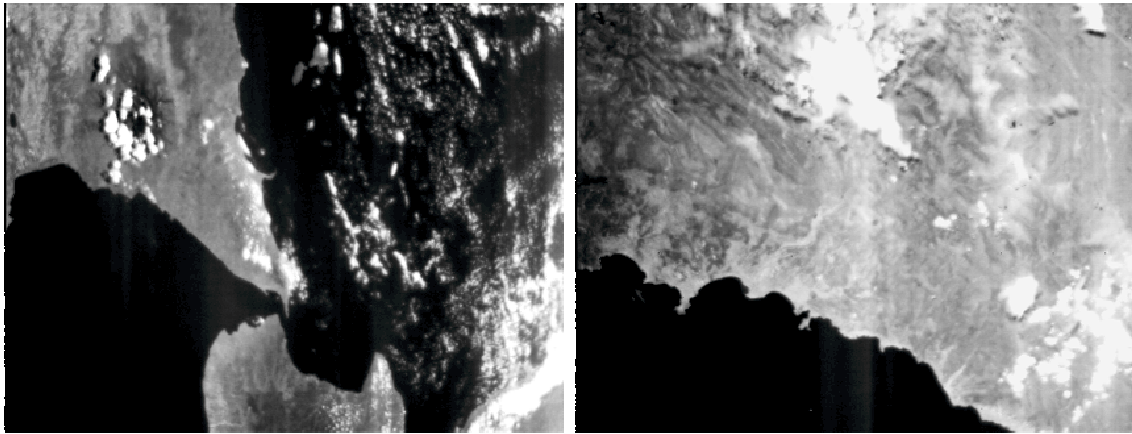


Abbildung 7.9: Digitalbilder des 50 mm-Vorfeldsensors. **Links:** Süditalien und Sizilien mit dem Vulkan Etna. **Rechts:** französische Mittelmeerküste.

tungszeit des Vorfeldsensors von 0,1 ms sind die Bilder durch die Wolken überbelichtet. Durch das Ausleseverfahren des Bildaufnehmers entstehen in den überbelichteten Bereichen in Richtung der Spalten des Bildaufnehmers weiße Streifen, die vor allem in [Abbildung 7.9](#) rechts gut zu sehen sind.

Einer der häufigsten Versuche der interaktiven Lageregelung bestand in der Verfolgung der Adria- oder Mittelmeerküste mit Hilfe der Maussteuerung und dem 50 mm-Vorfeldsensor (geometrische Auflösung gleich 121 m) mit anschließendem Schwenk zur Insel Korsika. Danach wurde auf die hochauflösende Kamera mit der Brennweite von 1000 mm und der geometrischen Auflösung von 6 m umgeschaltet, um Teile der Insel bis zum Ende des Überflugs observieren zu können.

Die Karte in [Abbildung 7.10](#) zeigt den Ablauf des durchgeführten Manövers eines Überflugs vom 15.6.1999 nach einem +Z-Akquisitionsmanöver und anschließendem Schwenkmanöver um die +Z-Achse zur Ausrichtung des Videobildes (Oberseite des Bildes ist Süden). Die Linien zeigen den ungefähren Verlauf der Mitte des Kamerabildes während des Überflugs. Nach Erreichen der Adriaküste bei der Stadt Dubrovnik (Punkt 0) wurde die Küste mit den vorgelagerten Dalmatinischen Inseln mit dem 50 mm-Vorfeldsensor in Richtung Nordwesten verfolgt, bis die Küste von Italien im Bild erschien (Punkt 2). Anschließend wurde ein Schwenkmanöver über das Festland Italiens nach Korsika durchgeführt (Punkte 3 bis 6) und das Bild für zwei Sekunden über dem nördlichen Ende der Insel (Cape Corse) zum Stehen gebracht (Punkt 7). Danach wurde das Schwenkmanöver über die Norditalienische bis zur südfranzösischen Mittelmeerküste fortgesetzt, dann das Bild kurz gestoppt (Punkt 9) und anschließend zur Mitte der Insel Korsika zu-

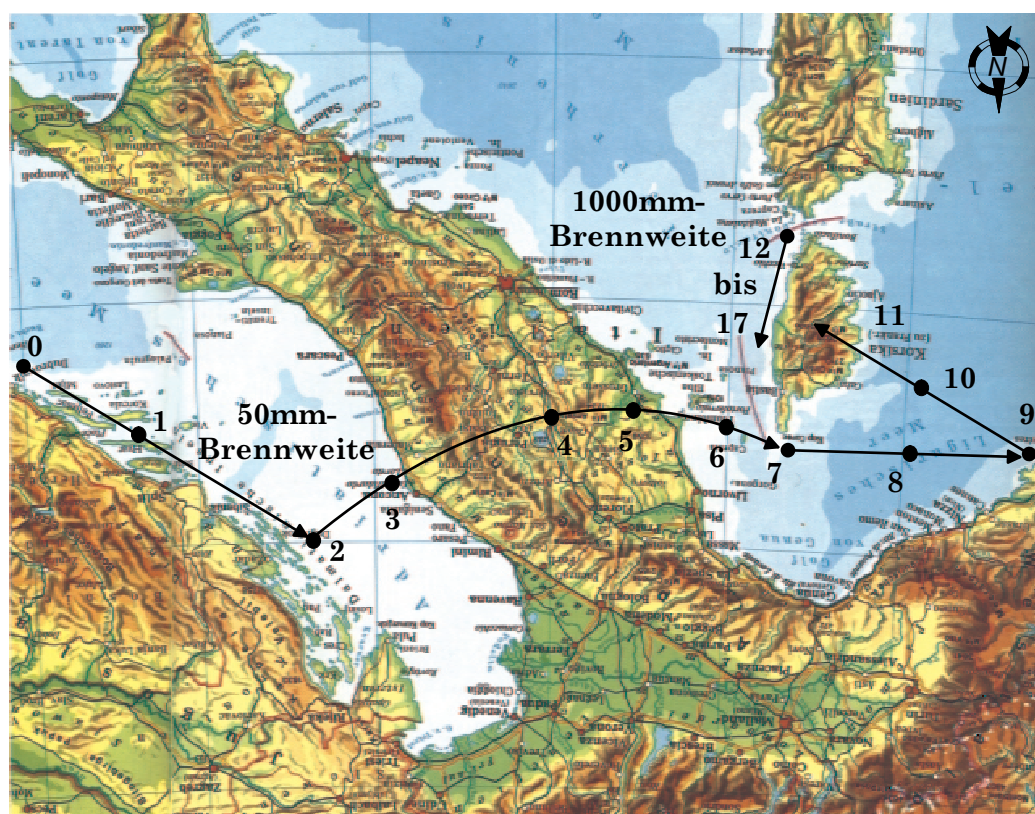


Abbildung 7.10: Interaktive Lageregelung eines Überflugs vom 15.6.1999 [16]

rückgeschwenkt (Punkt 11). Abschließend wurde auf die hochauflösende Kamera umgeschaltet und die östliche Küstenlinie von Bonifacio über Porto-Vecchio Richtung Norden aufgenommen (Punkt 12 bis 17).

Der beschriebene Videofilm wurde von der Radioamateurstation in Kiel auf einer VHS-Videokassette gespeichert und anschließend an der TU-Berlin digitalisiert. Die MPEG-Videodatei wird in den Abbildungen 7.11 und 7.12 als Bildsequenz dargestellt. Die Nummerierung der Bilder entspricht denen der Wegpunkte in der Karte.

Die durchgeführten Versuche bestätigten die hohe Agilität des Satelliten und die erfolgreiche interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung mit dem Mikrosatelliten DLR-TUBSAT. Das Lageregelungssystem war bis zum Zeitpunkt der Abgabe dieser Forschungsarbeit voll funktionsfähig.

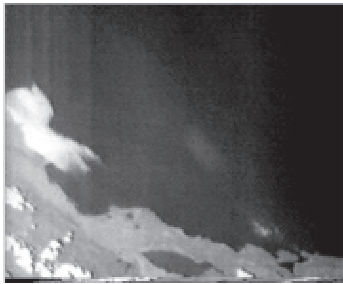


Bild 0: Start bei Dubrovnik

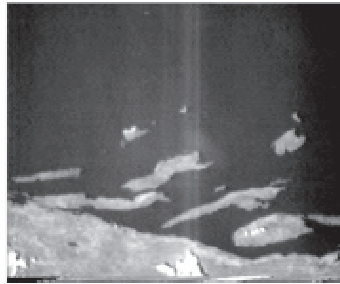


Bild 1: Dalmatinische Inseln



Bild 2: Dalmatinische Inseln und die Italienische Küste

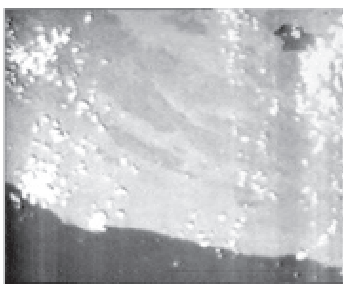


Bild 3: Ancona und Trasimenischer See



Bild 4: Trasimenischer See und Bolsena See



Bild 5: Piombino und Insel Elba



Bild 6: Insel Elba und Korsika

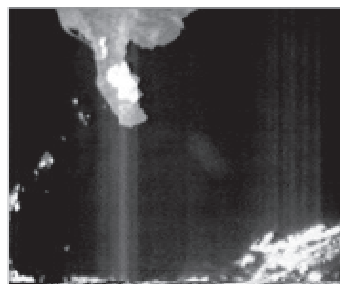


Bild 7: Stop für 2 s am Cape Corse der Insel Korsika

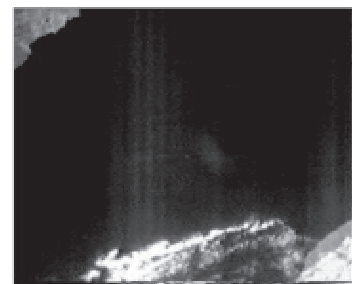


Bild 8: Insel Kosika, Norditalienische Küste (San Remo)

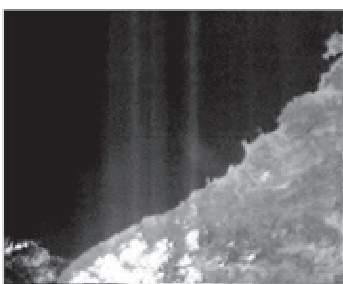


Bild 9: Norditalienische und Südfranzösische Küste (San Remo bis San Trapez)

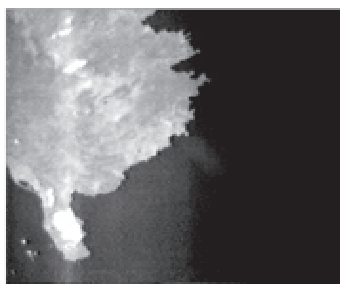


Bild 10: Insel Korsika

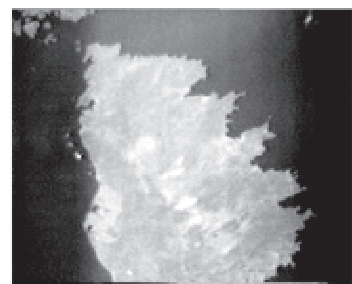


Bild 11: Stop in der Mitte der Insel Korsika, Umschalten auf 1000mm-Kamera

Abbildung 7.11: Bildsequenz der interaktiven Lageregelung eines Überflugs vom 15.6.1999 (Fortsetzung siehe Abbildung 7.12)



Bild 12: Bonifacio, Capo Pertusato



Bild 13: Golfu di Sant' Amanza, Etang de Balistra



Bild 14: Golfe de S.^{ta} Giulia, Golfe de Porto Novo



Bild 15: Porto-Vecchio, Golfe de Porto-Vecchio

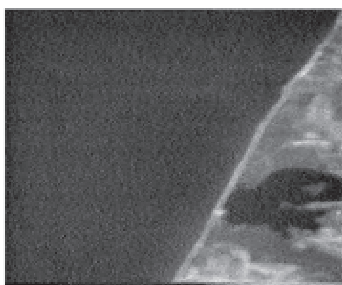


Bild 16: Etang d'Urbino

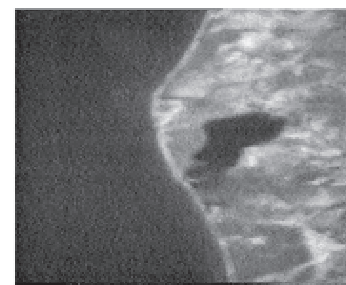


Bild 17: Etang del Sale

Abbildung 7.12: Bildsequenz der interaktiven Lageregelung eines Überflugs vom 15.6.1999 (Fortsetzung)

8 Zusammenfassung und Ausblick

8.1 Zusammenfassung

Aufgrund der Kommerzialisierung der Erdbeobachtung in der Raumfahrttechnik werden die herkömmlichen vom Staat finanzierten Erdbeobachtungssatelliten, wie z.B. SPOT und LANDSAT, von kommerziellen Satelliten, wie z.B. IKONOS und QUICKBIRD, abgelöst. Diese sollen die ständig wachsende Nachfrage nach höherer geometrischer und temporaler Auflösung erfüllen. Der Satellit QUICKBIRD wird als Erster eine geometrische Auflösung von weniger als einem Meter und eine temporale Auflösung von drei Tagen erreichen. Die Bilddaten können heute über das Internet durch Angabe der geografischen Koordinaten bestellt und im ungünstigsten Fall nach drei Tagen geliefert werden (ohne Berücksichtigung der Bildbearbeitung). Die modernen Satelliten zeichnen sich durch eine kleine Masse (z.B. IKONOS-2: 725 kg [35]) und geringe Abmessungen aus. Aufgrund einer höheren Agilität des Gesamtsystems erzielen sie durch Schwenkmanöver quer zur Flugrichtung (z.B. IKONOS-2: ± 26 deg [35]) die größere temporale Auflösung.

Die Konzeption eines Mikrosatellitensystems mit interaktiver Lageregelung zur Erdbeobachtung, bestehend aus Raum- und Bodensegment, die Entwicklung des dreiachsigen Lageregelungssystems, der Aufbau des Bodensegments und die Demonstration nach dem Start des Mikrosatelliten ist Aufgabenstellung dieser Forschungsarbeit.

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT mit interaktiver Lageregelung wurde innerhalb eines sehr geringen Kostenrahmens entwickelt und ermöglicht die Beobachtung von Zielgebieten, deren geografische Koordinaten unbekannt sind, in kurzen Zeitabständen. Die maximale geometrische Auflösung beträgt 6 m und die temporale Auflösung mindestens zwei Tage. Der Mikrosatellit mit einer Masse von 44,81 kg

fungiert als freifliegende Kamera, deren Videobilder im S-Band zur Bodenstation übertragen und auf einem Bildschirm dargestellt werden. Das Kamerasystem ist mit mehreren Brennweiten ausgerüstet, zwischen denen wahlweise umgeschaltet werden kann. Die Ausrichtung des Kamerasystems erfolgt mit Hilfe der empfangenen Videobilder und einer Maussteuerung von der Bodenstation aus, d.h. der Nutzer interpretiert die Videobilder und richtet daraufhin den Satelliten interaktiv auf das Zielgebiet aus. Das Lageregelungssystem verleiht dem kompakten Mikrosatelliten eine extrem hohe Agilität, durch die sogar eine Nachführung des Kamerasystems auf ein bestimmtes Zielgebiet während des gesamten Überflugs möglich ist, wodurch ein dreidimensionales Bild erhalten wird.

Die interaktive Lageregelung eines Mikrosatelliten hat hinsichtlich der technischen Ausrüstung noch einen weiteren Vorteil. Die Großsatelliten sind sehr anspruchsvolle und damit auch extrem teure Systeme, da für die autonome Aufnahme des definierten Zielgebiets ein sehr präzises Lageregelungs- und Kamerasystem benötigt wird. Durch die Begrenzung von Volumen, Masse, elektrischer Leistung und auch Projektkosten eines Mikrosatelliten ist die technische Ausrüstung hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit eingeschränkt. Durch die Interaktivität der Lageregelung sind die Anforderungen jedoch geringer, da eine ungenaue Ausrichtung der Kameraplattform auf das Zielgebiet, aufgrund eines schlechten Aktuators oder Sensors, von dem Nutzer erkannt und korrigiert werden kann.

Das entwickelte **Lageregelungssystem** besteht aus drei faseroptischen Kreisen und drei Reaktionsrädern mit integrierter Wheel Drive Electronic, die paarweise in den körperfesten Achsen des Satelliten angeordnet sind. Aufgrund der oben erwähnten durch einen Mikrosatelliten gegebenen Rahmenbedingungen, in dieser Forschungsarbeit speziell DLR-TUBSAT, wurden besondere Anforderungen an den Energieverbrauch, die Masse, die Abmessungen und das Interface gestellt. Durch den modularen Aufbau des Lageregelungssystems, dessen Gesamtmasse nur 3,45 kg beträgt, wurde das durch die Struktur zur Verfügung stehende sehr begrenzte Volumen optimal ausgenutzt. Der mittlere Energieverbrauch beträgt 9 W und das elektrische Interface benötigt für den Betrieb nur die beiden Spannungen +5 V und +12 V. Diese konnte das Energieversorgungssystem des Mikrosatelliten, trotz der begrenzten Fläche der Solargeneratoren, ohne aufwendige Spannungswandler zur Verfügung stellen. Das serielle Interface ermöglichte das problemlose Anschließen des Lageregelungssystems an das On-Board Data Handling System (OBDH), welches die Kommunikationsprozesse für die Übertragung der Telekommandos und der Telemetrie im Satelliten steuert. Das Lageregelungssystem

stellt zusätzlich zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit und des Winkels, die für die interaktive Lageregelung grundlegend sind, weitere Betriebsmodi, wie Stromsteuerung, Drehzahlregelung und Momentenregelung zur Verfügung. Hierdurch konnte der generelle Einsatzbereich des Systems vergrößert werden. Aufgrund der gewählten Aktuatoren und Sensoren wurde die Forderung nach hoher Agilität erfüllt, da die Rotationsmanöver zur Ausrichtung des Kamerasystems nicht durch die Sichtbarkeit der Sterne, Erde oder Sonne begrenzt sind. Die einwandfreie Funktion des Lageregelungssystems wurde vor der Fertigung der Flugmodelle und der Integration in den Satelliten auf einem Gaslagertisch verifiziert.

Das **Raumsegment**, der Mikrosatellit DLR-TUBSAT, ist ein hochintegriertes und kompaktes System mit den Abmessungen $32 \times 32 \times 32 \text{ cm}^3$. Neben dem erfolgreich integrierten Lageregelungssystem beinhaltet das Nutzlastmodul das Kamerasystem, welches aus drei Kameraanalogeinheiten mit unterschiedlichen Brennweiten von 16 mm, 50 mm und 1000 mm besteht. Durch eine integrierte Relaisschaltung ist es möglich, nach Erfassung des Zielgebiets mit dem 50 mm-Vorfeldsensor (geometrische Auflösung = 121 m, Bildgröße = $94 \text{ km} \times 70 \text{ km}$), zu jedem Zeitpunkt auf die hochauflösende Kamera mit 1000 mm-Brennweite (geometrische Auflösung = 6 m, Bildgröße = $4,7 \text{ km} \times 3,5 \text{ km}$) umzuschalten.

Das **Bodensegment** besteht aus der Telemetrie/Telekommando-Station der TU-Berlin, der Bodenstation des DFD (DLR) in Neustrelitz und der Radioamateurstation in Rönne bei Kiel. Die Steuerung und Überwachung des Satelliten erfolgt mit der Telemetrie/Telekommando-Station im VHF/UHF-Band. Dies beinhaltet die Aktivierung der Subsysteme zu Beginn des Überflugs, die Durchführung des Akquisitionsmanövers und die interaktive Lageregelung mit Hilfe der Maussteuerung. Für die möglichst einfache zweidimensionale Ausrichtung des Kamerasystems wurden die Mausbewegungen mit den resultierenden Rotationsbewegungen des Satelliten in Übereinstimmung gebracht. Die Videobilder werden über den S-Band-Sender mit angeschlossener Helixantenne gesendet und von der Bodenstation in Neustrelitz mit einer 4 m-Parabolantenne und in Kiel mit einer 6 m-Parabolantenne empfangen. Die digitalisierten Videobilder werden über eine ISDN-Verbindung mit einer Geschwindigkeit von mehr als einem Bild pro Sekunde von Kiel nach Berlin übertragen. Aufgrund der ungleichmäßigen Übertragungsrate des Internets, wird die Bodenstation in Neustrelitz nur zur digitalen Aufzeichnung der Videobilder eingesetzt. Die durchführbaren Rotations- und Schwenkmanöver und damit die Agilität des Systems werden letztendlich nur durch die Gewährleistung der Übertragung der Videobilder begrenzt, welche Vor-

aussetzung für die interaktive Lageregelung ist. Sie sind abhängig vom Link Budget, welches durch den Einsatz einer Bodenantenne mit einem größeren Durchmesser verbessert werden kann.

Für die **Simulation** der Überflüge und die Auslegung der Rotationsmanöver zur Erfassung bestimmter Zielgebiete wurde in dieser Forschungsarbeit die Software SatView entwickelt. Diese simuliert das Videobild des Kamerasystems, welches die durch ein Gitternetz dargestellte Himmelskugel, den Erdhorizont, die Umrisse der Kontinente und die Bodenstation enthält. Dessen Ausrichtung kann durch dreidimensionales Schwenken des Satelliten über die Tastatur verändert werden. Während der Simulation können das Gesichtsfeld und die Einbauachse des Kamerasystems verändert werden. Mit der Software wurden die Zielgebiete vor dem Überflug ausgewählt, deren Erfassung nicht zu einem Verlust der S-Band-Übertragung führt.

Nach dem Start von DLR-TUBSAT am 26. Mai 1999 mit der Indischen Trägerrakete PSLV wurde der **Betrieb** aufgenommen. Das Lageregelungssystem ist außerhalb der Überflüge aufgrund der begrenzten Energieversorgung ausgeschaltet, wodurch sich der Satellit am Anfang jedes Überflugs in einer dreiaxigen Nutationsbewegung befindet. Die inertielle Stabilisierung des Satelliten, mit Hilfe der Regelkreise zur Regelung der Winkelgeschwindigkeit, benötigt mit dem entwickelten System, abhängig vom Drall, nur wenige Sekunden. Aufgrund der Länge eines Überflugs von nur maximal 15 min ist dies entscheidend. Weiterhin wurden mit dem Regelkreis uneingeschränkte Rotationsmanöver mit konstanter Geschwindigkeit um die körperfesten Achsen des Satelliten durchgeführt. Die Ausrichtung des Kamerasystems erfolgte mit Hilfe der über die Maussteuerung kommandierten Winkelgeschwindigkeiten, die die Sollwerte der Proportionalregler darstellen. Die Regelkreise zur Regelung des Winkels ermöglichen die uneingeschränkte Durchführung von Schwenkmanövern um die körperfesten Achsen des Satelliten, bezogen auf die aktuelle Lage. Die Schwenkmanöver wurden vor allem für das Akquisitionsmanöver nach der inertialen Stabilisierung des Satelliten am Anfang eines Überflugs eingesetzt, um die Übertragung der Videobilder zur Bodenstation aufzubauen und deren Ausrichtung zu korrigieren. Einer der häufigsten Versuche der interaktiven Lageregelung bestand in der Verfolgung der Adria- oder Mittelmeerküste mit Hilfe der Maussteuerung und dem 50 mm-Vorfeldsensor mit anschließendem Schwenk zur Insel Korsika. Danach wurde auf die hochauflösende Kamera umgeschaltet, um definierte Gebiete der Insel observieren zu können.

Die durchgeführten Versuche bestätigten die hohe Agilität des Satelliten und die erfolgreiche interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung mit dem Mikrosatelliten DLR-TUBSAT. Das Lageregelungssystem war bis zum Zeitpunkt der Abgabe dieser Forschungsarbeit voll funktionsfähig.

8.2 Ausblick

Das entwickelte Erdbeobachtungssystem ist momentan das einzig existierende System mit interaktiver Lageregelung zur Beobachtung von Zielgebieten mit unbekannten Koordinaten und der Möglichkeit der Nachführung der Kamera. Ein solches System könnte eine gute Ergänzung der bestehenden und zukünftigen Erdbeobachtungssysteme darstellen, um im Bereich von Naturkatastrophen in möglichst kurzer Zeit Informationen liefern zu können. Die Attraktivität eines solchen Systems wird durch das folgende Zitat von Joe Chenet, Direktor der Abteilung Erdbeobachtung der Firma Alcatel in Paris, bestätigt: „Commercial users would need much higher rates of image production and much lower costs than those available today. What these users want is a joystick. It sounds like a joke. In fact it’s a trend“ [12].

Der Mikrosatellit DLR-TUBSAT ist ein Testsatellit für diese Mission, wodurch für den Fall eines Nachfolgeprojekts Möglichkeiten zur Steigerung der Attraktivität existieren:

Der Einsatz von Farbkameras würde die Attraktivität der Videobilder steigern und der von Infrarotkameras den Einsatzbereich des Systems vergrößern, indem z.B. die Überwachung von Waldrodungen in Amazonien oder die Detektierung von Waldbränden in Kanada möglich wäre. Die Verwendung einer hemisphärischen S-Band-Antenne würde zwar die möglichen Schwenkwinkel des Satelliten ohne Verlust der Übertragung der Videobilder vergrößern und damit die temporale Auflösung erhöhen, hätte jedoch die Notwendigkeit einer Erhöhung der Sendeleistung oder den Einsatz von Bodenstationen mit größeren Parabolantennen zur Folge. Das in dieser Forschungsarbeit eingesetzte Akquisitionsmanöver mit Hilfe der Solargeneratoren stellt einen Schwachpunkt dar, weil die Übertragung der Videobilder entweder sehr spät beginnt oder die Ausrichtung des Kamerasystems undefiniert ist. Der Einsatz eines Erdsensors für das Akquisitionsmanöver würde das Erreichen einer definierten Anfangslage, in der die frühe Übertragung und die Identifizierung der Ausrichtung des Kamerasystems anhand der empfangenen

Videobilder gewährleistet wird, auch in nicht sonnensynchronen Umlaufbahnen ermöglichen. Durch die Automatisierung des Akquisitionsmanövers, das durch die Satellitenuhr vor Beginn des Überflugs eingeleitet werden würde, könnte die zur Verfügung stehende Beobachtungszeit maximiert werden.

Die Simulationssoftware SatView ist für einen herkömmlichen Computer (Pentium II mit 233 MHz und 64 MByte RAM) entwickelt worden. Da die grafische Darstellung einen großen Teil der benötigten Rechenzeit in Anspruch nimmt, konnten nur die Umrisse der Kontinente und Inseln dargestellt werden. Durch den Einsatz eines Computers mit größerer Rechenleistung und unter Verwendung einer speziellen Grafikkarte mit Grafikbeschleunigern könnte eine größere Datenbasis zur Darstellung von Städten, Flüssen, Seen und anderer markanter Orientierungspunkte verwendet werden. Durch die Synchronisierung der Simulationssoftware mit einem echten Überflug, indem über eine serielle Verbindung die dem Satelliten kommandierten Manöver in die Simulationssoftware eingespeist werden, bestünde die Möglichkeit auf einem zweiten Bildschirm das simulierte Bild parallel zu den empfangenen Videobildern darzustellen. Bei den häufig bewölkten Wetterverhältnissen in Nordeuropa würde das simulierte Videobild, wie ein Navigationssystem, helfen die Orientierung beizubehalten und das gewünschte Zielgebiet zu erfassen.

Nachteil der interaktiven Lageregelung ist die Abhängigkeit von einer lokalen Bodenstation, da der Satellit nicht autonom arbeiten kann und die Videobilder auch nicht gespeichert werden können. Durch Kooperationen mit anderen Raumfahrtorganisationen könnten weitere Bodenstationen in den Betrieb von DLR-TUBSAT eingebunden und damit eine globale Abdeckung erzielt werden. Es existieren weltweit eine Vielzahl von Bodenstationen mit großen Parabolantennen, die für den Betrieb der Erdbeobachtungssatelliten, wie z.B. SPOT, LANDSAT und ERS, eingesetzt werden. Bei gleichem Link Budget ist nach den Erfahrungen mit Neustrelitz eine Parabolantenne mit einem Durchmesser von größer als vier Metern für den Empfang der Videobilder erforderlich. Diese müssten mit einem S-Band-Empfänger und einer VHF-/UHF-Antenne für die Steuerung des Satelliten ausgerüstet werden. Die Überflüge könnten von dem örtlichen Personal durchgeführt werden, das jedoch vorher eingewiesen werden müsste.

Eine wesentlich effizientere Methode wäre die Steuerung der jeweiligen Bodenstation über eine Remote-Control-Verbindung, die schon mit der Radioamateurstation in Kiel getestet wurde, aber durch die geringe Übertragungsrate der ISDN-Verbindung unkomfortabel war. In Abbildung 8.1 ist dieses Konzept als Block-

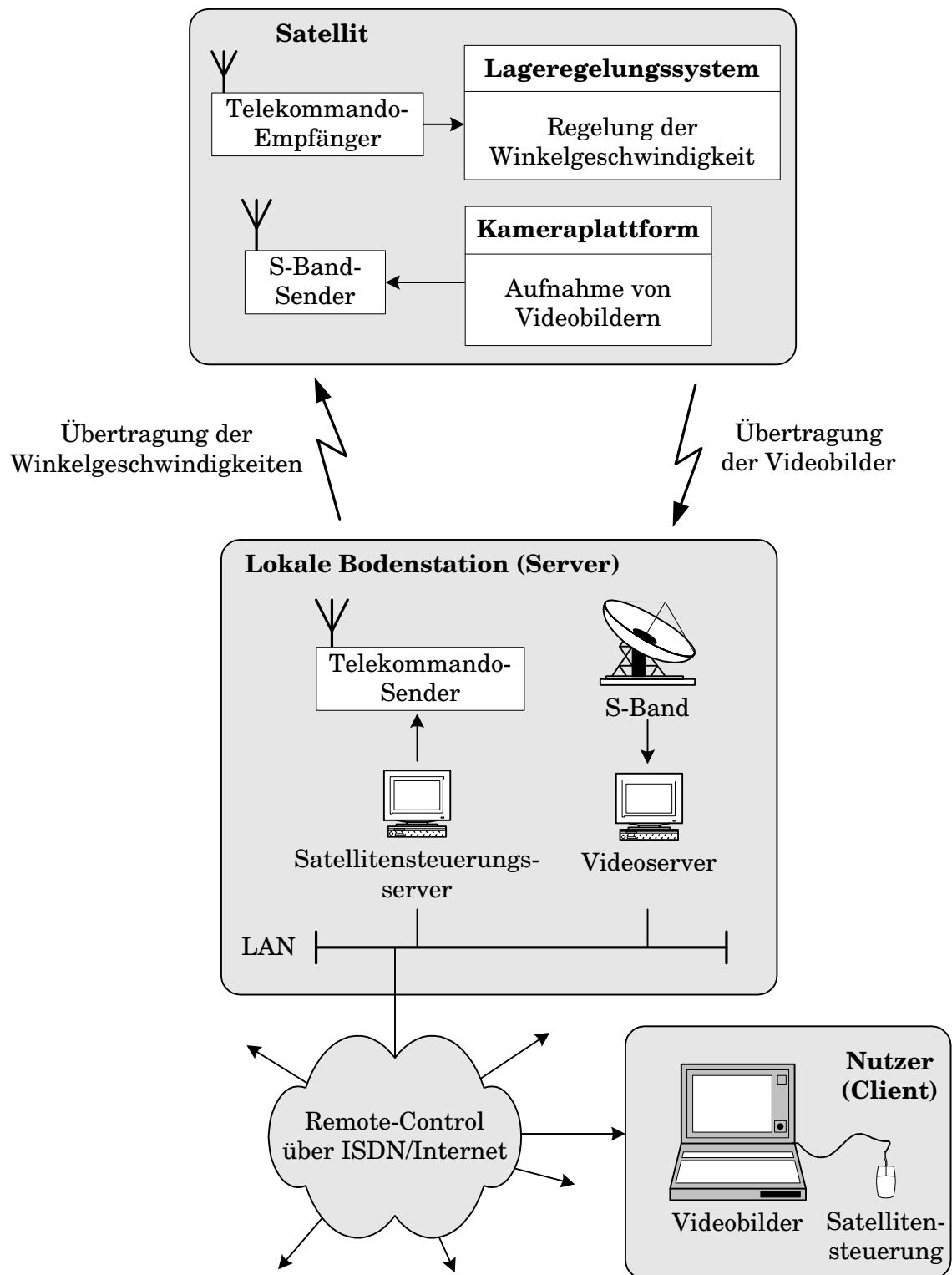


Abbildung 8.1: Lokale Bodenstation mit Remote-Control-Verbindung über ISDN oder Internet

diagramm dargestellt. Die lokale Bodenstation empfängt die Videobilder mit der Parabolantenne, digitalisiert diese und stellt sie dem Nutzer auf dem Videoserver zur Verfügung. Auf dem Satellitensteuerungsserver ist die in dieser Forschungsarbeit erläuterte Betriebssoftware mit der Maussteuerung installiert, welche die kommandierten Winkelgeschwindigkeiten über den Telekommandosender im VHF/UHF-Band mit der Yagi-Antenne zum Satelliten sendet. Der Nutzer (Client) könnte nun von jedem beliebigen Ort aus mit Hilfe eines Laptops eine Verbindung mit dem LAN der lokalen Bodenstation (Server) herstellen. Die von dem Videoserver übertragenen Bilder würden in einem Fenster auf dem Bildschirm des Laptops dargestellt werden. In einem weiteren Fenster wäre die Oberfläche der Betriebssoftware des Satellitensteuerungsservers, die über die Remote-Control-Verbindung mit dem Laptop bedient werden würde, enthalten.

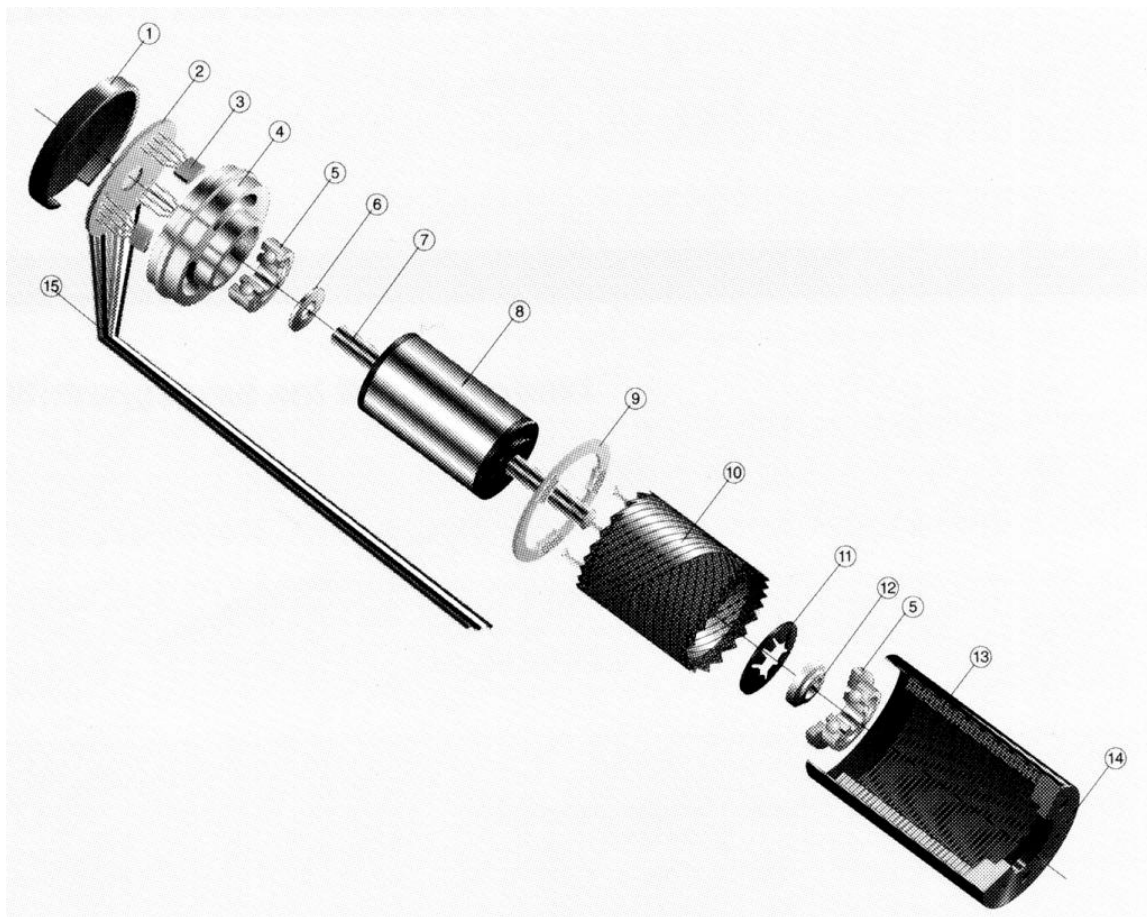
Durch Ausrüstung einer Anzahl von weltweiten Bodenstationen mit den erwähnten Geräten, wäre eine globale Erdbeobachtung möglich. Es darf dabei jedoch nicht vergessen werden, dass für den kontinuierlichen Einsatz eines solchen Mikrosatelliten dessen Energieversorgungssystem neu ausgelegt werden müsste.

Die Übertragung der Videobilder über eine ISDN-Verbindung ist durch die begrenzte Übertragungsrate eingeschränkt. Um eine für die interaktive Lageregelung ausreichende Geschwindigkeit erzielen zu können, müssen die Videobilder komprimiert werden, wodurch der Informationsgehalt der Bilder reduziert und damit die Identifizierung der Zielgebiete erschwert wird. Da das Videosignal dem herkömmlichen Fernsehstandard entspricht, würde die Möglichkeit bestehen, die Videobilder über einen geostationären Kommunikationssatelliten zu übertragen und in einen Fernsehkanal einzuspeisen. Wenn private Fernsehanstalten Interesse hätten die Videobilder, wie in der Sendung „Space Night“ im Westdeutschen Rundfunk, auszustrahlen, könnte ein Teil der Unkosten durch entsprechende Vermarktung reduziert werden.

A Bildanhang



Abbildung A.1: Start der indischen Trägerrakete PSLV am 26. Mai 1999 mit den Satelliten IRS-P4, KITSAT-3 und DLR-TUBSAT [23]



1 Abdeckkappe	6 Unterlegscheibe	11 Federscheibe
2 Sensorplatine	7 Welle	12 Distanzscheibe
3 Hallsensor	8 Magnet	13 Statorbleche
4 Lagerflansch	9 Anschlussplatine	14 Gehäuse
5 Kugellager	10 Spule	15 Anschlusslitzen

Abbildung A.2: Explosionsdarstellung des Motors Faulhaber 2444 048B [17]

B Symbolverzeichnis

B.1 Abkürzungen

ACS	Attitude Control System
AVHRR	Advanced Very High Resolution Radiometer
BAPTA	Bearing and Power Transfer Assembly
BAS	Bild- Austast- Synchronsignal
BPL	Bi-Phase-Level
BW	black-and-white
CCD	Charge-Coupled Device
CRC	Cyclic Redundancy Check
DC	Direkt Current
DFD	Deutsches Fernerkundungsdatenzentrum
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
EPLD	Electrically Programmable Logic Device
ERS	European Remote-Sensing Satellite
ETM	Enhanced Thematic Mapper
FET	Feldeffekttransistor
FOV	Field of View (Gesichtsfeld)

FTP	File Transfer Protocol
GAdr	Geräteadresse des Low Level Commands
GHA	Greenwich Hour Angle
GMT	Greenwich Mean Time
HRV	High Resolution Visible
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
HAdr	Higher Byte der 16 Bit-Adresse
HLC	High Level Command
HRI	High Resolution Imager
HRVI	High Resolution Visible Infrared
ILR	Institut für Luft- und Raumfahrt
INSAT	Indian National Satellite
IPTS	Landesinstitut Schleswig-Holstein für Praxis und Theorie in der Schule
IR	Infrared
IRS	Indian Remote Sensing Satellite
ISDN	Integrated Services Digital Network
ISRO	Indian Space Research Organisation
KITSAT	Korean Institute of Technology Satellite
LAN	Local Area Network
LAdr	Lower Byte der 16 Bit-Adresse
LLC	Low Level Command
MEIS	Multi-spectral Earth Imaging System
METEOSAT	Meteorological Satellite
MW	Microwave

MWIR	Mid Wave Infrared
NIR	Near Infrared
NOAA	North Oceanic and Atmospheric Administration
NORAD	North American Aerospace Defence Command
OBDH	On-Board Data Handling
OCM	Ocean Color Monitor
PAN	Panchromatic
PC	Personal Computer
PCU	Power Control Unit
PROM	Programmable Read Only Memory
PSLV	Polar Spacecraft Launch Vehicle
RAM	Random Access Memory
ROM	Read Only Memory
RTC	Real Time Clock
RTSP	Real Time Streaming Protocol
RW	Reaction Wheel
SEU	Single Event Upset
SPOT	Système Probatoire d'Observation de la Terre
SWIR	Short Wave Infrared
TIR	Thermal Infrared
TTE	Telemetrie/Telekommando-Einheit
TUB	Technische Universität Berlin
TUBSAT	Technische Universität Berlin Satellit
UT	Universal Time

VEG	Vegetation
VEB	Vehicle Equipment Bay
VHF	Very High Frequency
VIS	Visible
UHF	Ultra High Frequency
WDE	Wheel Drive Electronic

B.2 Indizes

<i>0</i>	NORAD-Beobachtungszeitpunkt
<i>B</i>	Körperfestes Koordinatensystem des Satelliten
<i>E</i>	Erdsystem
<i>H</i>	Horizontsystem
<i>Ist</i>	Istwert
<i>P</i>	Bahnebenensystem
<i>Q</i>	Inertialsystem
<i>S</i>	Satellit
<i>So</i>	Sonne
<i>Soll</i>	Sollwert
<i>X</i>	X-Achse
<i>Y</i>	Y-Achse
<i>Z</i>	Z-Achse

B.3 Konstanten

I_{Rotor}	Massenträgheitsmoment des Rotors (Faulhaber 2444 048B) = $6,3 \text{ gcm}^2$
I_R	Massenträgheitsmoment der Schwungscheibe (RW202) = $4,266 \cdot 10^{-4} \text{ kgm}^2$
J_2	Korrekturkoeffizient zweiter Ordnung für die Berücksichtigung der Abplattung der Erde = $0,00108263$
K_G	Generator-Spannungskonstante (Faulhaber 2444 048B) = $2,1 \cdot 10^{-3} \text{ V min/U}$
K_M	Drehmomentkonstante (Faulhaber 2444 048B) = $20,1 \cdot 10^{-3} \text{ Nm}$
m_R	Masse der Schwungscheibe (RW202) = $0,546 \text{ kg}$
R_E	Erdradius = 6378 km
R_P	Anschlußwiderstand (Faulhaber 2444 048B) = $8,4 \text{ } \Omega$
R_M	Meßwiderstand Stromsteuereinheit (RW202) = $0,56 \text{ } \Omega$
S	Solare Energiedichte im erdnahen Raum = 1370 W/m^2
U_{Ref}	Referenzspannung Stromsteuereinheit (RW202) = $0,688 \text{ V}$
μ	Gravitationskonstante = $398600 \text{ km}^2/\text{s}^3$
σ	Stefan-Boltzmann-Konstante = $5,66961 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2/\text{K}^4$
I_S	Massenträgheitsmatrix des Satelliten DLR-TUBSAT (10 % Toleranz) $= \begin{pmatrix} 0,7200 & -0,0770 & -0,0340 \\ -0,0770 & 0,7150 & 0,0036 \\ -0,0340 & 0,0036 & 0,7730 \end{pmatrix} \text{ kgm}^2$

B.4 Variablen

a	Große Halbachse, [km]
A_{abs}	Absorbierende Fläche, [m^2]
A_{em}	Emittierende Fläche, [m^2]
B	Vektor der Bodenstation, [km]

c_w	Spezifische Wärmekapazität, [J/kg/K]
D_R	Dämpfungsfaktor der Euler-Differentialgleichungen, [kgm ² /s]
DAC	Eingangswert des DA-Wandlers
DE	Deklination
E	Exzentrische Anomalie
$Earth$	Vektor eines Bildpunkts auf der Erdoberfläche
f	Skalierungsfaktor der Lochblendentransformation
GHA^Υ	Greenwicher Stundenwinkel, [deg]
H_R	Drallvektor der Reaktionsräder, [Nms]
H_S	Drallvektor des Satelliten, [Nms]
i	Inklination
I_K	Additiver Korrekturwert zur Berechnung des DA-Wandler-Werts, [mA]
I_{Soll}	Sollwert Strom des Reaktionsrads, [mA]
JD	Julianisches Datum, [Tage]
JD_{So}	Julianisches Datum bezogen auf das Jahr 2000, [Tage]
k_α	Solarer Absorptionskoeffizient
k_ε	Infraroter Emissionskoeffizient
K_I	Verstärkungsfaktor eines Integrators
K_M	Verstärkungsfaktor eines Proportionalreglers vor einem Integrator
K_P	Verstärkungsfaktor eines Proportionalreglers
K_{Umr}	Umrechnungsfaktor von Strom in den DA-Wandler-Wert DAC , [1/mA]
L	Mittlere Länge in der Ekliptik
M	Mittlere Anomalie
m_i	Masse eines Knotens, [kg]

M_{Reib}	Reibungsmomente des Reaktionsrads, [Nm]
M_{Soll}	Sollwert Moment des Reaktionsrads, [mNm]
$M_{Stör}$	Störmoment, [Nm]
$\mathbf{M}_R$	Momentenvektor der Reaktionsräder, [Nm]
$\mathbf{M}_S$	Momentenvektor des Satelliten, [Nm]
$\mathbf{M}_{BQ}$	Matrix zur Transformation vom Inertialsystem Q ins körperfeste System des Satelliten B
$\mathbf{M}_{EH}$	Matrix zur Transformation vom Horizontsystem H ins Erdsystem E
$\mathbf{M}_{EQ}$	Matrix zur Transformation vom Inertialsystem Q ins Erdsystem E
$\mathbf{M}_{HE}$	Matrix zur Transformation vom Erdsystem E ins Horizontsystem H
$\mathbf{M}_{PQ}$	Matrix zur Transformation vom Inertialsystem Q ins Bahnebenensystem B
$\mathbf{M}_{QE}$	Matrix zur Transformation vom Erdsystem E ins Inertialsystem Q
$\mathbf{M}_{QP}$	Matrix zur Transformation vom Bahnebenensystem B ins Inertialsystem Q
$\mathbf{M}_{QB}$	Matrix zur Transformation vom körperfesten System des Satelliten B ins Inertialsystem Q
$\mathbf{M}_{Rot}$	Rotationsmatrix
n	Mittlere Bewegung, [rad/s]
n_{Soll}	Sollwert Drehzahl des Reaktionsrads, [U/min]
n_{Ist}	Istwert (gemessene) Drehzahl des Reaktionsrads, [U/min]
P_{abs}	Absorbierte Leistung, [W]
P_{em}	Emittierte Leistung, [W]
r	Radius, [km]
$\mathbf{r}$	Radiusvektor, [km]
RA	Rektaszension
$\mathbf{Star}$	Vektor eines Sterns bzw. Schnittpunkts des Gitternetzes der Himmelskugel

$\mathbf{Sun}$	Vektor der Sonne
t	Laufende Zeit, [s]
T_i	Temperatur eines Knotens, [K]
T_S	Statische Gleichgewichtstemperatur, [K]
U_{DAC}	Ausgangsspannung des DA-Wandlers, [V]
U_G	Induzierte Generatorspannung des Motors, [V]
U_{Mot}	Betriebsspannung des Motors, [V]
α	Azimut des Schrägentfernungsvektors im Horizontsystem
α_{Soll}	Sollwert Winkel der Rad/Kreisel-Einheit, [deg]
α_{Ist}	Istwert (gemessener) Winkel der Rad/Kreisel-Einheit, [deg]
$\Delta\alpha$	Winkelinkrement des faseroptischen Kreisels, [1/4096 deg]
β	Geografische Breite des Fußpunkts im Erdsystem
Γ	Auflösung des faseroptischen Kreisels, [deg/Bit]
δ	Elevation des Schrägentfernungsvektors im Horizontsystem
ε	Exzentrizität
η	Antennenwinkel
Θ_g	Rektaszension des Frühlingspunkts, [deg]
Θ_{g0}	Rektaszension des Frühlingspunkts zum Zeitpunkt 0.00 Uhr UT, [deg]
ϑ	Euler-Winkel der Achse, die senkrecht auf der körperfesten und inertial-festen Achse steht
λ	Geografische Länge des Fußpunkts im Erdsystem
Λ	Geometrische Auflösung, [m]
ξ	Halber Öffnungswinkel des Erdhorizonts
Ξ	Spektrale Auflösung, [Kanäle]

ϱ	Schrägentfernung, [km]
$\underline{\varrho}$	Schrägentfernungsvektor, [km]
ν	Offnadirwinkel
Υ	Temporale Auflösung, [Tage]
ϕ	Wahre Anomalie
φ	Euler-Winkel der körperfesten Achse
χ	Voller Öffnungswinkel des Erdhorizonts vom Satelliten aus gesehen
ψ	Euler-Winkel der inertialfesten Achse
Ψ	Bildbreite auf der Erdoberfläche, [km]
ω	Abstand des Perigäums
ω_{Soll}	Sollwert Winkelgeschwindigkeit der Rad/Kreisel-Einheit, [deg/s]
ω_{Ist}	Istwert Winkelgeschwindigkeit der Rad/Kreisel-Einheit, [deg/s]
ω_R	Winkelgeschwindigkeitsvektor der Reaktionsräder, [rad/s]
ω_S	Winkelgeschwindigkeitsvektor des Satelliten, [rad/s]
Ω	Aufsteigender Knoten

Literaturverzeichnis

- [1] S. Schulz, U. Renner. *DLR-TUBSAT: A Mircosatellite for Interaktive Earth Observation*. 5th International Symposium, 2000.
- [2] U. Renner, J. Nauck, N. Balteas. *Satellitentechnik*. Springer Verlag, 1988.
- [3] J. R. Wertz. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Kluwer Academic Publishers, 1991.
- [4] W. J. Larson, J. R. Wertz. *Space Mission, Analysis and Design*. Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [5] U. Tietze, Ch. Schenk. *Halbleiter-Schaltungstechnik*. Springer Verlag, 10. Auflage.
- [6] Bronstein-Semendjajew. *Taschenbuch der Mathematik*. Teubner Verlagsgesellschaft Leipzig, 21. Auflage.
- [7] H. Czichos. *Die Grundlagen der Ingenieurwissenschaften*. Springer-Verlag, 30. Auflage.
- [8] R. Priebs. *Ortung und Navigation*. Skript zur integrierten Lehrveranstaltung, Stand 14.10.1998.
- [9] N.N. *The Astronomical Almanac for the Year 2001*. U.S. Government Printing Office.
- [10] A. Houston, M. Rycroft. *Keys To Space*. An International Space University Publication, 1999.
- [11] T. Flik, H. Liebig. *Mikroprozessortechnik*. Springer Verlag, 1990.
- [12] P. Selding. *Commercial Imagery Market Called Marginal*. Space News, 24. April 2000.

-
- [13] N.N. *Resources in Earth Observation*. Committee on Earth Observation Satellites, Compact Disc 1998.
 - [14] J. Koch. *Entwicklung eines Modells zur Auslegung einer Kameraplattform für interaktive Erdbeobachtung mit Mikrosatelliten*. Diplomarbeit TU-Berlin, 2000.
 - [15] C. Hoffmann. *Overview of Current and Planned Spaceborne Earth Observation Systems*. Space Application Institute, 2000.
 - [16] N.N. *Diercke Weltatlas*. Georg Westermann Verlag, 1980/81.
 - [17] Faulhaber. *Faulhaber Motoren*. Katalog, 1998.
 - [18] LITEF. *μ FORS-6 -Miniature Fiber Optical Rate Sensor*. Technical Specifications and User's Manual, 1998.
 - [19] Teldix Bosch Telecom. *Schnittstellenbeschreibung Faserkreisel MFK 4-1*. Technisches Datenblatt, 1993.
 - [20] Indian Space Research Organisation Headquarters. *PSLV-C2*. Broschüre, 1999.
 - [21] Indian Space Research Organisation Headquarters. *IRS-R4*. Broschüre, 1998.
 - [22] S. Schulz. *Launch Operations Document for the DLR-TUBSAT Spacecraft*. DLR-TUB_MS-DOC-03, 4.5.1999.
 - [23] N.N. *Fotos von der Startkampagne PSLV-C2*. ISRO.
 - [24] A. Schoonwinkel, S. Mostert, G. Milne. *The SUNSAT Micro Satellite for Remote Sensing and Packet Communications*. 2th International Symposium, 1994.
 - [25] S. Mostert, T. Cronje, F. du Plessis. *The SUNSAT Micro Satellite Program*. 4th International Symposium, 1998.
 - [26] G. Milne, A. Schoonwinkel, J. J. du Plessis, S. Mostert. *SUNSAT-Launch and First Six Month's Orbital Performance*. 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999.
 - [27] N.N. *Launch of SUNSAT*. <http://sunsat.ee.sun.ac.za/launch/index.html>, 12.5.00.
 - [28] N.N. *SUNSAT Launch Pictures*. <http://sunsat.ee.sun.ac.za/lauch/index.html>, 15.1.01.

- [29] D. Wilde, L. Kerstein. *Inspector*. 49th IAF Congress 1998.
- [30] B. Lübke-Ossenbeck. *Lageregelung für Mikrosatelliten*. Dissertation TU Berlin 1996.
- [31] M. Steckling. *Lageregelung im Bodensekundenbereich am Beispiel des Mikrosatelliten DLR-TUBSAT*. Fortschrittsberichte VDI, Reihe 8, Nr.700, 1998.
- [32] N.N. *SPOT Satellites-Technical Data*. <http://www.spotimage.fr/home/system/introsat/seltec/seltec.htm>, 4.2.00.
- [33] R. Farr. *The LANDSAT 7 Satellite, Instrument and Data*. <http://ltpwww.gsfc.nasa.gov/landsat/campaigndocs/project/satellite.html>, 4.2.00.
- [34] N.N. *LANDSAT 7*. <http://pao.gsfc.nasa.gov/gsfcservice/gallery/factsheets/earthsci/landsat/landsat.html>, 4.2.00.
- [35] N.N. *IKONOS*. <http://www.spaceimaging.com/aboutus/satellites/ikonos/ikonos.html>, 4.2.00.
- [36] N.N. *IKONOS*. <http://www.spaceimaging.com/aboutus/satellites/ikonos/ikonos.html>, 4.2.00.
- [37] N.N. *Orbview-2, The World's First Daily Color Imagery*. <http://www.orbimage.com/satellite/orbview/orbview.html>, 4.2.00.
- [38] N.N. *KITSAT-3*. <http://satrec.kaist.ac.kr/english/SaTReC.html>, 7.2.00.
- [39] H. Haltmeier, R. Pitscheneider. *Der Himmel voller Augen*. Magazin Focus, Heft 45, 1999.

Lebenslauf

Persönliche Daten

Name: Stefan Schulz
E-Mail: stefan.schulz@tu-berlin.de
Geboren: 27. 02. 1969 in Berlin
Familienstand: Ledig
Staatsangeh.: Deutsch

Schulbildung

1975–1981 Hansa–Grundschule in Berlin–Tiergarten
1981–1985 Hedwig–Dohm–Oberschule (Realschule) in Berlin–Tiergarten
1985–1988 Menzel–Oberschule (Gymnasium) in Berlin–Tiergarten
09. 06. 1988 Abschluss: Allgemeine Hochschulreife

Hochschulausbildung

10/1988–04/1995 Studium der Luft– und Raumfahrttechnik an der Technischen Universität Berlin
04/1991 Diplom–Vorprüfung (Note: gut)
04/1995 Diplom–Hauptprüfung (Note: sehr gut)

Berufserfahrung

09/1993–10/1995 Studentische Hilfskraft am Institut für Luft– und Raumfahrt im Fachgebiet Raumfahrtgeräte und –anlagen an der Technischen Universität Berlin
10/1995–10/2000 Wissenschaftlicher Mitarbeiter mit Lehrtätigkeiten am Institut für Luft– und Raumfahrt im Fachgebiet Raumfahrtgeräte und –anlagen an der Technischen Universität Berlin